



HAL
open science

Évaluation expérimentale des interactions aérodynamiques rotor/propulseur

Lauriane Lefevre

► **To cite this version:**

Lauriane Lefevre. Évaluation expérimentale des interactions aérodynamiques rotor/propulseur. Mécanique des fluides [physics.class-ph]. HESAM Université, 2022. Français. NNT : 2022HESAE057 . tel-04073042

HAL Id: tel-04073042

<https://pastel.hal.science/tel-04073042>

Submitted on 18 Apr 2023

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

ÉCOLE DOCTORALE SCIENCES DES MÉTIERS DE L'INGÉNIEUR
[Laboratoire de Mécanique des Fluides de Lille – Campus de Lille]

THÈSE

présentée par : **Lauriane LEFEVRE**

soutenue le : **8 décembre 2022**

pour obtenir le grade de : **Docteur d'HESAM Université**

préparée à : **École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers**

Spécialité : **Mécanique des Fluides**

Évaluation expérimentale des interactions aérodynamiques rotor/propulseur pour les hélicoptères grande vitesse

THÈSE dirigée par :

M. Antoine DAZIN

et co-encadrée par :

MM. Vianney NOWINSKI et Ronan BOISARD

Jury

M. Nicolas GOURDAIN, Professeur, ISAE/SUPAERO
M. Jacques BOREE, Professeur, PPRIME, ENSMA
M. Thomas LEWEKE, HdR, IRPHE, Aix-Marseille Université
M. Jean-Marc FOUCAUT, Professeur, LMFL, Centrale
M. Antoine DAZIN, Professeur, LMFL, ENSAM
M. Vianney NOWINSKI, Docteur, LMFL
M. Ronan BOISARD, Ingénieur ONERA
M. Sylvain MOUTON, Ingénieur ONERA

Rapporteur
Rapporteur
Examineur
Examineur
Examineur
Examineur
Invité
Invité

**T
H
È
S
E**

REMERCIEMENTS

Avant d'être un enseignement scientifique, la thèse est une aventure humaine. Semé de doute et de frustration, mais aussi de joie et d'excitation, ce cheminement n'aurait pas pu être fructueux sans l'appui de l'ensemble des acteurs présents au cœur de cette expérience. Cette thèse n'est donc pas un travail solitaire comme beaucoup le pensent, mais bien une collaboration entre de nombreuses personnes passionnées et passionnantes. Il me sera très difficile de remercier tout le monde, car c'est grâce à des nombreuses personnes que j'ai pu mener ce projet à bout.

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur de thèse, Antoine DAZIN, Professeur des Universités à l'ENSAM. Ton expérience, ta disponibilité, et ta bienveillance ont permis la bonne conduite de ces trois années.

Je remercie aussi mes encadrants ONERA : Vianney NOWINSKI, ingénieur d'essais et d'études en aérodynamique subsonique. Ton expertise, ta jovialité et ton engagement ont permis le bon déroulement de ce projet. Grâce à ton dévouement et à ta passion, tu as accru ma volonté de poursuivre ma carrière dans cette voie. Ton soutien sur le plan personnel m'a aussi aidé à mieux vivre les moments difficiles. Ronan BOISARD, ingénieur numéricien. Grâce à ton expertise dans le domaine des voilures tournantes tu m'as grandement aidé à prendre en main le sujet et à formuler les approches numériques utilisées dans ce rapport. Jérôme DELVA, ingénieur d'essais. Tes connaissances des moyens techniques, ta gentillesse, ainsi que ton implication m'ont permis d'exploiter au maximum les outils disponibles à l'ONERA. Tu es et resteras le meilleur pilote d'hélicoptère que je connaisse. François RICHEZ, ton implication nous a permis de préserver le montage grâce à des apports théoriques complets, et de prendre en main certains logiciels oneriens.

Je tiens aussi à remercier l'ONERA, et plus particulièrement les équipes du Département Aérodynamique, Aéroélasticité, Acoustique (DAAA) de m'avoir accueillie si chaleureusement : Quentin GALLAS et Éric GARNIER, managers successifs de l'Unité Expérimentation et Limite de Vol (ELV), votre écoute, votre implication et votre bienveillance m'ont permis de prendre place dans cette équipe dynamique, conviviale, et toujours prête à aider les collègues. Brigitte, tu m'as apporté un soutien sans faille pour faire face aux méandres administratifs de l'Office. Je remercie aussi Josiane qui a pris la relève au pied levé et m'a permis de clôturer ce travail plus facilement. Je remercie aussi les équipes expérimentales de l'ELV pour leur aide sans laquelle les campagnes d'essais n'auraient pas pu prendre place. Je remercie ici Christophe, Guillaume, Murielle, Ahmed, Cécile, et Éric.

C'est aussi grâce à mes collègues doctorants que cette expérience a été aussi positive pour moi. Je tiens donc à remercier Giovanni, Pierre, Rolando, Elvina, Thomas, Baptiste et Nicolas qui m'ont apporté un soutien fort pendant ces trois années. L'étude de l'aérodynamique des avions en

papier dans l'open space et les pauses goûter auront débloqué plus d'un problème. Le soutien indéfectible de mes proches pendant ces années parfois compliquées m'a aussi permis de garder le moral. Je remercie donc chaleureusement ma famille, et mes amis qui ont subi mes doutes et mes joies tout au long de ma scolarité et de ces trois dernières années. Je remercie ainsi tout particulièrement mes parents, Rémy et Nephy qui m'ont supporté au quotidien pendant cette expérience.

Je remercie aussi messieurs les membres du jury pour leur disponibilité et leur bienveillance lors de l'évaluation finale de ce travail.

Enfin, je remercie le personnel du Laboratoire de Mécanique des Fluides de Lille (LMFL) et de l'Ecole Doctorale de l'ENSAM pour leur disponibilité. Je tiens aussi à remercier l'ONERA et la Région Hauts-de-France qui cofinancent cette thèse et permettent l'aboutissement d'un projet qui me tient à cœur.

RESUME

Résumé

Les hélicoptères sont largement utilisés pour des besoins civils et militaires. Les atouts des Appareils à Atterrissage et Décollage Vertical sont nombreux : capacité d'atterrissage et de décollage vertical, vol stationnaire et mobilité dans toutes les directions, ... Cependant, parmi d'autres limites, les configurations classiques ont une vitesse limitée à environ 300 km/h. Dans ce cadre, les hélicoptères grande-vitesse ont été créés. Dotés de rotors et/ou d'aile de portance supplémentaires, ces configurations permettent de décharger le rotor et d'augmenter l'efficacité aérodynamique de l'appareil. Cependant la multiplication d'éléments tournants génère une augmentation des interactions qui peuvent mener à une perte de performance, voire à des situations de vol critiques. Ainsi, cette thèse propose d'étudier expérimentalement les interactions rotor/propulseur en fonction des conditions de vol pour les hélicoptères hybrides, dont l'Eurocopter X3 et l'Airbus Helicopters RACER sont des exemples. A ce jour, des études numériques ont été menées, mais les phénomènes d'interaction complexes ne sont pas entièrement retranscrits. De plus, peu de données expérimentales sont disponibles.

Dans ce cadre, cette étude expérimentale est menée pour souligner l'influence du paramètre d'avancement, de la vitesse de rotation du propulseur et de sa position sur les performances des rotors. Les essais sont conduits sur une maquette à l'échelle 1/7,7 du Dauphin 365N dotée d'un propulseur dont la position est modifiable dans les trois directions. L'ensemble de la campagne est conduit dans la soufflerie de grande dimension L2 de l'ONERA.

Des mesures d'efforts et de champs de vitesse ont mis en avant l'absence d'interactions directes rotor/propulseur à grande vitesse. En vol stationnaire, cependant, le propulseur est entièrement immergé dans le sillage rotor, ce qui génère une augmentation de sa traction. A faible vitesse, l'hélice est partiellement immergée dans le sillage rotor. Dans ce cadre, une translation du propulseur vers la queue de l'appareil génère une augmentation des interactions et des performances du propulseur. L'absence de bénéfices observés lors de la translation verticale ou latérale de l'hélice a aussi été soulignée. Enfin, la faible influence des interactions du propulseur sur le rotor a été montrée pour l'ensemble des configurations de vol.

Mots-clefs : hélicoptère, hélicoptères grande vitesse, interactions aérodynamiques, interactions rotor/rotor, interactions rotor/propulseur

Abstract

Helicopters are widely used for civil and military needs. The assets of the rotorcrafts are numerous: vertical take-off and landing, hovering and mobility in all directions ... However, amongst other limitations, the conventional configurations have a speed limited of about 300 km/h. In this context, the high-speed helicopters were created. Equipped with additional rotors and/or lifting devices, these configurations allow to unload the rotor and to increase the aerodynamic efficiency of the aircraft. However, the multiplication of rotating elements generates an increase of the interactions that can lead to a loss of performances, and even to critical flight situations. Thus, this thesis proposes to experimentally study the rotor/propeller interactions depending on the flight conditions for compound helicopters, of which the Eurocopter X3 and the Airbus RACER are examples. To date, numerical studies have been conducted but the complex phenomenon could not be transcribed entirely. In parallel, only few experimental data is available.

In this context, this experimental study is led to underline the influence of the advance ratio, of the rotational velocity of the propeller and of its position on the performances of the rotors. The tests are conducted on a 1/7.7 scale Dauphin 365N equipped with a propeller whose position is modifiable in all three directions. The entire campaign is conducted in the ONERA large-size L2 wind tunnel.

Efforts and velocity fields measurements highlighted the absence of direct rotor/propeller interaction at high speed. In hover, however, the propeller is entirely immersed in the rotor wake, which generates an increase of its performances. At low speed, the propeller is partially immersed in the rotor wake. In this context, a translation of the propeller towards the tail of the helicopter leads to increased interactions and propeller thrust. The absence of benefits consequent to the vertical or lateral translation has also been shown. Finally, the negligibility of the interactions of the propeller on the rotor have been highlighted for all the flight configurations.

Key words: helicopter, rotorcraft, compound helicopter, high speed helicopter, aerodynamic interactions, rotor/rotor interactions, rotor/propeller interactions

TABLE DES MATIERES

1. INTRODUCTION	2
1.1. Contexte	2
1.2. Objectifs	5
1.3. Environnement contractuel	5
1.4. Méthode.....	6
1.5. Démarche	7
2. DOMAINE DE LA RECHERCHE	12
2.1. Historique.....	12
2.2. Fonctionnement de l'hélicoptère classique	13
2.2.1. Les efforts en jeu.....	13
2.2.2. Les modes de vol de l'hélicoptère	18
2.2.3. Les interactions principales.....	20
2.2.4. Fonctionnement de l'hélice propulsive	23
2.3. Les hélicoptères grande vitesse	24
2.3.1. Bénéfices de l'ajout d'aile ou de rotor	24
2.3.2. Ajout d'une aile.....	25
2.3.3. Tilt rotors et hélicoptères tandem	27
2.3.4. Hélicoptère coaxial	30
2.3.5. Hélicoptère hybride.....	30
2.4. Conclusion.....	35
3. MOYENS ET METHODES	38
3.1. Le banc INTROH	38
3.1.1. DAUPHIN 365N.....	38
3.1.2. Hélice propulsive	43
3.1.3. Système d'acquisition	46
3.2. Soufflerie L2	46
3.2.1. Dispositif.....	46
3.2.2. Moyens de mesures	48
3.3. Outils de calcul.....	49
3.3.1. PUMA	50
3.3.2. HOST	52
4. INTERACTIONS AERODYNAMIQUES EN POSITION NOMINALE.....	56
4.1. Préparation des essais.....	56
4.1.1. Caractérisation vibratoire	56
4.1.2. Essais conduits	58
4.2. Résultats	65
4.2.1. Caractérisation du rotor isolé	65
4.2.2. Influence des interactions sur le rotor	81

4.2.3.	Caractérisation du propulseur isolé.....	82
4.2.4.	Interactions en vol stationnaire	85
4.2.5.	Interactions à faible vitesse	92
4.2.6.	Interactions à grande vitesse	101
4.2.7.	Synthèse : influence du paramètre d'avancement.....	110
4.3.	Conclusion.....	111
5.	ETUDE PARAMETRIQUE DES INTERACTIONS AERODYNAMIQUES ROTOR/PROPULSEUR EN FONCTION DE LA POSITION DE L'HELICE	114
5.1.	Préparation des essais.....	114
5.2.	Résultats	115
5.2.1.	Interactions en vol stationnaire	115
5.2.2.	Interactions à faible vitesse	123
5.2.3.	Interactions à grande vitesse	132
5.2.4.	Synthèse : influence du paramètre d'avancement.....	141
5.3.	Conclusion.....	142
6.	CONCLUSION.....	146
6.1.	Résultats principaux	147
6.1.1.	Contexte scientifique	147
6.1.2.	Moyens et méthodes mis en œuvre	147
6.1.3.	Interactions rotor/propulseur en fonction du paramètre d'avancement	148
6.1.4.	Interactions rotor/propulseur en fonction de la position du propulseur	149
6.1.5.	Influence des interactions sur le fuselage	149
6.2.	Limites et approfondissement du projet.....	150
7.	ANNEXES.....	7-2
7.1.	Caractérisation aérodynamique de l'hélice propulsive	7-2
7.1.1.	Problématiques rencontrées et solutions apportées.....	7-4
7.1.2.	Précision de mesure	7-7
7.1.3.	Résultats	7-12
7.1.4.	Discussion	7-25
7.1.5.	Conclusion	7-27
7.2.	Programme d'essai pour la caractérisation du propulseur isolé.....	7-30
7.3.	Programme d'essai pour la première campagne sur le montage complet.....	7-46
7.4.	Programme d'essai des mesures PIV sur le montage complet.....	7-52
7.5.	Programme d'essais pour la seconde campagne sur le propulseur isolé.....	7-54
7.6.	Programme d'essais pour la seconde campagne sur le montage complet.....	7-56
7.7.	Article ODAS.....	7-66
7.8.	Article ERF	7-78
7.9.	Article VFS	7-88
7.10.	Article Experiments in Fluids	7-100
7.11.	Article ICAS.....	7-112

GLOSSAIRE

ADAV	Avion à Décollage et Atterrissage Vertical (VTOL en anglais)
AoA	Angle of Attack (ou Angle d'Attaque)
AFCS	Automatic Flight Control System
AG25	Action Group 25
BLI	Boundary Layer Ingestion
CCH	Coaxial Compound Helicopter
CFD	Computational Fluid dynamics
CHARME	CHallenge AéRothermoMEcanique
CIRA	Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (Centre Italien de Recherche Aérospatiale)
DAAA	Département Aérodynamique, aéroélasticité, acoustique
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (Centre allemand pour l'aéronautique et l'astronautique)
DNS	Direct Numerical Simulation
ELV	Expérimentation et Limite de Vol
ENSAM	Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers
ESC	Electronic Speed Controller
FFT	Fast Fourier Transform
FM	Figure of Merit
GARTEUR	Group for Aeronautical Research and Technology in Europe
H2T	Hélicoptères Hélices et Turbomachines
HCH	Hybrid Compound Helicopter
LES	Large Eddy Simulation
NTUA	National Technical University of Athens (Université polytechnique nationale d'Athènes)
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiale
PIV	Particle Image Velocimetry (ou Vélocimétrie par Image de Particules)
Polimi	Politecnico di Milano
RACER	RApid and Cost-Effective Rotorcraft
(U)RANS	(Unsteady) Reynolds Averaged Navier Stokes

RFSV	Reverse Flow Starting Tourbillons
TEV	Trailing Edge Tourbillons
VFS	Vertical Flight Society
VTOL	Vertical Take-Off and Landing (ADAV en français)

NOMENCLATURE

A	Surface du disque rotor (m ²)	
A_b (ou S)	Surface des pales (m ²)	
b	Nombre de pales	
c	Corde de pale (m)	
C_p	Coefficient de pression	$C_p = \frac{P - P_s}{\frac{1}{2} \rho V_{inf}^2} = \frac{P - P_s}{P_T - P_s}$
C'_p	Coefficient de puissance	$C'_p = \frac{P}{\rho A_b (\Omega R)^3}$
C_Q	Coefficient de couple	$C_Q = \frac{Q}{\rho A_b (\Omega R)^2 R} = C_p$
C_T	Coefficient de traction	$C_T = \frac{T}{\rho A_b (\Omega R)^2}$
FM	Figure de Mérite	$FM = \frac{C_T^{3/2}}{C'_p \sqrt{2}}$
P	Pression (Pa)	
P_s	Pression statique (Pa)	
P_T	Pression totale (Pa)	
Q	Couple (N.m)	
R	Rayon du disque rotor (m)	
V_{inf}	Vitesse d'avancement (m/s)	
V_{blade}	Vitesse locale de l'écoulement vue par la pale au bord d'attaque (m/s)	$V_{blade} = \Omega r - V_{inf} \sin(\varphi)$
V_{tip}	Vitesse de l'écoulement vue par le bout de pale au bord d'attaque (m/s)	$V_{tip} = \Omega R - V_{inf} \sin(\varphi)$
β	Angle de battement vertical (°)	$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\omega t) + \beta_{1s} \sin(\omega t)$
β_0	Conicité du rotor (°)	
β_{1c}	Basculement longitudinal (°)	
β_{1s}	Basculement transversal (°)	
δ	Angle de traînée (°)	$\delta = \delta_0 + \delta_{1c} \cos(\omega t) + \delta_{1s} \sin(\omega t)$

δ_0	Terme stationnaire (°)	
δ_{1c}	Terme en quadrature (°)	
δ_{1s}	Terme en phase (°)	
θ	Angle de pas (°)	$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\omega t) + \theta_{1s} \sin(\omega t)$
θ_0	Pas collectif (°)	
θ_{1c}	Pas cyclique latéral (°)	
θ_{1s}	Pas cyclique longitudinal (°)	
μ	Paramètre d'avancement	$\mu = \frac{V_{inf}}{\Omega R}$
ρ	Masse volumique (kg/m ³)	
σ	Solidité	$\sigma = \frac{A}{A_b} = \frac{bc}{\pi R}$
φ	Angle azimutal (°) 90° à droite sens pilote	
ψ	Angle de dérapage (°)	
Ω	Vitesse de rotation (rad/s) Si une confusion est possible, les vitesses de rotation seront notées Ω_{rotor} et Ω_{prop}	

Nomenclature pour la balance aérodynamique du rotor principal

X	Force axiale (N)	
Y	Force latérale (N)	
Z	Force de portance (N)	
L	Moment de roulis (N.m)	
M	Moment de tangage (N.m)	
N	Moment de lacet (N.m)	
X_{bar}	Coefficient de force axiale	$X_{\text{bar}} = \frac{100.X}{\frac{1}{2}\rho S \sigma (R\Omega)^2}$
Y_{bar}	Coefficient de force latérale	$Y_{\text{bar}} = \frac{100.Y}{\frac{1}{2}\rho S \sigma (R\Omega)^2}$
Z_{bar}	Coefficient de portance	$Z_{\text{bar}} = \frac{-100.Z}{\frac{1}{2}\rho S \sigma (R\Omega)^2}$
L_{bar}	Coefficient de moment de roulis	$L_{\text{bar}} = \frac{100.L}{\frac{1}{2}\rho S \sigma R (R\Omega)^2}$
M_{bar}	Coefficient de moment de tangage	$M_{\text{bar}} = \frac{100.M}{\frac{1}{2}\rho S \sigma R (R\Omega)^2}$
N_{bar}	Coefficient de moment de lacet	$N_{\text{bar}} = \frac{100.N}{\frac{1}{2}\rho S \sigma R (R\Omega)^2}$

Nomenclature pour la balance aérodynamique du propulseur

F_x	Force de traction (N)	
F_y	Force latérale (N)	
F_z	Force latérale (N)	
M_x	Moment axial (N.m)	
M_y	Moment latéral (N.m)	
M_z	Couple résistant (N.m)	

1. Introduction

1.1. Contexte

L'intérêt croissant envers les Appareils à Décollage et Atterrissage Vertical (ADAV, ou VTOL [Vertical Take-Off and Landing] en anglais) pour des usages militaires et civils, pousse les centres de recherche et entreprises du secteur à travailler sur le perfectionnement de ces aéronefs. Grâce à leur capacité de vol stationnaire, ces configurations sont capables d'atterrir dans des zones peu accessibles ou de petites dimensions, et participent au décongestionnement des aéroports. Contrairement à son homologue à voilure fixe, l'hélicoptère peut aussi effectuer des déplacements dans toutes les directions, y compris latéralement et à reculons si besoin. Dans ce cadre, les hélicoptères sont utilisés pour des missions variées : lutte anti-char et anti-aéronefs, appui des troupes au sol, transport de passagers et de matériel aussi bien civil que militaire, lutte contre les incendies, évacuation des personnes en détresse dans tous les milieux (terre, mer ou montagne), reconnaissance de terrain, ou recherche et secours de personnes par exemple.

Cependant, les configurations classiques présentent des limites importantes : vitesse maximale limitée, chargement acceptable faible, autonomie limitée, pilotage complexe, inconfort des passagers notamment en raison de nuisances sonores et vibratoires, etc... Les principales limites des configurations conventionnelles sont rencontrées à grande vitesse : des zones à portance négative sont observées sur la pale reculante, et des problèmes de compressibilité et de décrochage sont mesurés sur la zone avançante. Ces variations importantes génèrent une augmentation de la traînée du rotor et donc une perte de performance aérodynamique.

Dans ce cadre, les hélicoptères grande vitesse, également appelés hélicoptères hybrides ou composés, ont vu le jour. Dotés de rotors ou d'ailes de portance supplémentaires, ces configurations permettent le découplage des fonctions de propulsion et de sustentation. Cette propriété permet différents phénomènes :

1. Le déchargement et ralentissement du rotor principal menant à une augmentation de ces performances aérodynamiques ;
2. L'augmentation des capacités de poussée à grande vitesse, et conséquemment de la vitesse maximale atteignable. Alors que la vitesse des hélicoptères conventionnels est limitée à environ 300 km/h, ces nouvelles configurations peuvent atteindre des vitesses supérieures à 500 km/h ;
3. L'amélioration des fonctions d'anti-couple, facilitant le pilotage et les capacités de vol stationnaire et à faible vitesse.

Plusieurs configurations de ces hélicoptères ont été développées depuis le début du XXe siècle : les montages équipés d'ailes de portance simples, les configurations dotées de propulseur de queue,

les tilt rotors composés de deux rotors basculants montés sur une aile de portance qui combinent les caractéristiques des hélicoptères et des avions, les configurations tandem munies de deux rotors alignés dans l'axe de vol de l'appareil, ou encore les hélicoptères coaxiaux dotés de deux rotors superposés contrarotatifs. Cette étude se concentre sur l'hélicoptère hybride composé d'une aile de portance sur laquelle sont montés deux propulseurs latéraux. Des exemples de cette configuration sont le X3 et le RACER de Airbus Helicopters (Figure 1.1). La première configuration a atteint une vitesse de 472 km/h en vol de croisière en 2014. Le RACER, quant à lui en construction, est destiné à un vol de croisière à 400 km/h.



Figure 1.1 – Airbus Helicopters X3 (gauche) et RACER (droite)

Ferguson et Thomson [1] – [4] ont proposé des études afin de comparer les performances des hélicoptères conventionnels à celles des configurations coaxiales et hybrides. Ces études numériques ont permis d'évaluer la dynamique de vol, la manœuvrabilité et les performances (puissance nécessaire en vol, endurance, distance atteignable, et plafond de vol stationnaire) des différentes configurations en fonction des conditions de vol. Ces écrits ont démontré les performances de la configuration hybride qui offre un compromis entre la conservation des qualités de vol stationnaire et l'efficacité à grande vitesse. Ce montage voit aussi sa puissance nécessaire au vol diminuée en comparaison des autres hélicoptères grande vitesse, tout en ayant une finesse et une autonomie augmentée. Enfin, l'ajout de propulseurs latéraux facilite la manœuvrabilité en vol stationnaire grâce à un anti-couple optimisé.

Cependant, la multiplication d'éléments tournants complexifie grandement les interactions aérodynamiques autour des appareils. Ces interactions peuvent générer des pertes d'efficacité aérodynamique, une augmentation de la consommation de carburant de l'appareil, et être à l'origine de situations critiques pour l'appareil.

Dans ce cadre, des études ont été menées afin de caractériser les interactions aérodynamiques des hélicoptères grande vitesse pour différentes conditions de vol. Boisard [5]–[7] a conduit une analyse numérique des interactions aérodynamiques rotor/propulseur sur une configuration similaire au X3. L'auteur a investigué les interactions aérodynamiques rotor/propulseur au moyen de deux outils numériques (URANS et ligne portante), et étudié les performances de traction et de puissance

aérodynamique en fonction du paramètre d'avancement. Ceci a permis de déterminer l'influence des interactions sur les éléments tournants, de visualiser l'évolution des sillages et de déterminer le chargement du rotor en fonction de la vitesse d'avancement. Cette étude a aussi souligné la validité des deux approches numériques. Toutefois, cette étude entièrement numérique n'a pas permis de retranscrire complètement les phénomènes physiques observés expérimentalement. De plus, le modèle utilisé ne prend en compte que les parties tournantes, laissant de côté l'influence du fuselage, de l'aile ou de la queue de l'appareil.

D'un autre côté, T. Stokkermans [8] a conduit une thèse sur l'étude de l'aérodynamique des propulseurs dans des écoulements dominés par les interactions, en proposant une application pour les véhicules aérospatiaux de nouvelle génération. L'auteur a comparé plusieurs configurations d'hélicoptère en se basant sur le RACER d'Airbus Helicopters, et a étudié numériquement et expérimentalement les interactions entre les composants de l'hélicoptère : rotor, aile, propulseur, fuselage, nacelle. Cette étude a démontré les performances du montage utilisé, et identifié l'influence de chaque composant sur les performances de l'hélicoptère. Cette étude a aussi souligné la configuration de vol idéale pour cet appareil, ainsi que la validité du code URANS utilisé. Cependant, la thèse de Stokkermans se concentre sur le modèle d'Airbus Helicopters doté d'une aile fermée (composée d'une aile supérieure et d'une aile inférieure), et n'est pas transposable aux hélicoptères ayant des ailes ouvertes (comprenant une aile simple) tels que l'Eurocopter X3. De plus, cette approche expérimentale ne propose pas de visualisation de champ de vitesse sur le montage complet.

En résumé, des modèles numériques ont été développés pour décrire les interactions aérodynamiques rotor/propulseur en fonction de conditions de vol, avec notamment des effets de la vitesse d'avancement ou de l'angle d'incidence du vent. Certaines études expérimentales partielles ont aussi permis d'identifier le fonctionnement du rotor isolé, ou de comprendre les interactions rotor/fuselage, rotor/aile ou rotor/queue par exemple. Cependant, bien que de nombreux travaux aient été menés numériquement pour quantifier les interactions entre les différents composants des hélicoptères grande vitesse, aucune base de données expérimentale n'est disponible pour l'étude du modèle complet. L'influence de la position du propulseur n'a pas non plus été étudiée, que ce soit numériquement ou expérimentalement. De plus, la validité des données numériques nécessite d'être validée par des mesures.

C'est donc ce qui justifie cette étude : elle consiste à identifier expérimentalement en soufflerie les interactions aérodynamiques entre le rotor principal et le propulseur pour les hélicoptères grande vitesse en fonction des conditions de vol et de la position du propulseur.

1.2. Objectifs

Les objectifs de cette étude sont multiples. Tout d'abord, ce travail vise à quantifier l'influence des interactions sur la traction des rotors en fonction des conditions de vol, à savoir le paramètre d'avancement et la vitesse de rotation de l'hélice.

Cette thèse a aussi pour objectif d'illustrer, de manière expérimentale, le développement de l'écoulement autour de l'appareil en fonctions de la vitesse d'avancement de l'appareil. En couplant les mesures d'efforts et de champs de vitesse, cette étude a donc pour but de souligner l'influence du développement des sillages des éléments tournants sur leurs performances en fonction des conditions de vol.

Le troisième objectif de cette thèse est d'identifier l'influence de la position du propulseur sur le développement de l'écoulement autour du montage, et sur les performances des rotors. Pour ce faire, l'hélice propulsive est mue selon les trois directions. Cette modification de l'emplacement du propulseur est l'un des apports principaux de la thèse : que ce soit expérimentalement ou numériquement, aucune étude sur l'influence de la position du propulseur n'a été conduite à ce jour.

La mise en place de prises de pression sur le fuselage permet aussi l'étude de l'influence des interactions sur le corps de l'hélicoptère en fonction des conditions de vol et de la position du propulseur. Ce sujet est le troisième objectif de ce travail de recherche.

Enfin, cette étude permet de confronter les résultats expérimentaux aux calculs numériques dans l'objectif de vérifier la validité des modèles numériques utilisés.

Il a été choisi de ne pas installer d'aile sur le montage afin de concentrer l'étude sur les interactions directes entre les éléments tournants. Cette simplification permet aussi de comparer les résultats expérimentaux aux données numériques obtenues sur les rotors isolés. De plus, l'absence d'aile autorise le déplacement du propulseur, ce qui permet de répondre au troisième objectif de ce travail de thèse. L'influence des interactions sur la queue de l'appareil n'est pas non plus regardée pendant cette étude.

1.3. Environnement contractuel

L'étude des performances aérodynamiques des hélicoptères prend aujourd'hui une place importante dans la recherche européenne. Ainsi, cette étude prend part dans le développement de deux projets de grande envergure : CHARME (CHallenge AéRothermoMEcanique) et GARTEUR AG25 (Group for Aeronautical Research and Technology in EUROpe - Action Group 25).

CHARME est un projet français regroupant Airbus Helicopters et l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) autour de l'étude du comportement aérodynamique des

voilures tournantes, et de leurs interactions avec leur milieu (fuselage et queue). Ce projet a pour but de sécuriser ces appareils tout en maximisant leurs performances. Des études numériques sont largement menées, mais peu de données expérimentales sont aujourd'hui disponibles. La thèse présentée a donc pour rôle de constituer une base de données la plus complète possible sur le sujet, et de conforter et compléter les résultats numériques.

Des études telles que le projet européen GoAhead [9] ont été menées pour 1) étudier numériquement et expérimentalement les performances de l'hélicoptère conventionnel, et 2) souligner les interactions principales, notamment rotor/fuselage ou rotor/queue. Cependant, peu d'intérêt a été porté à l'étude des interactions rotor/rotor. C'est dans ce cadre que le groupe de travail GARTEUR AG25 rassemble des acteurs allemands (DLR et université de Stuttgart), italiens (CIRA et Polimi), grecs (NTUA), britanniques (université de Glasgow) et français (ONERA) autour de l'étude des interactions rotor/rotor pour les hélicoptères grande vitesse et les multi rotors. Cette thèse prend une part importante dans ce groupe de travail en fournissant des données expérimentales, avec notamment la caractérisation du propulseur isolé et du montage complet pour différentes positions de propulseur.

Ce travail est financé par l'ONERA et la région Hauts-de-France.

1.4. Méthode

Pour répondre à ces objectifs, des essais sont menés dans la soufflerie de grande dimension L2 de l'ONERA de Lille, capable de réaliser des études allant jusqu'à 19 m/s. Les mesures sont effectuées sur une maquette du Dauphin 365 N à l'échelle 1/7,7 ainsi qu'un propulseur latéral monté sur un banc permettant une translation selon les trois axes.

L'étude expérimentale est articulée en quatre phases principales :

- 1) La caractérisation des performances du propulseur en fonction de la vitesse de vent et de l'angle de dérapage. Cette première étude permet aussi la validation du montage et le choix de l'hélice utilisée pour la suite de cette étude ;
- 2) L'étude du rotor isolé ;
- 3) L'analyse des interactions sur le montage complet en fonction du paramètre d'avancement et de la vitesse de rotation de l'hélice ;
- 4) L'examen des interactions rotor/propulseur en fonction de la position du propulseur pour différentes vitesses d'avancement et de rotation de l'hélice.

Pour l'ensemble de ces phases, les performances du rotor et du propulseur sont quantifiées grâce à des balances et des accéléromètres. Des mesures de champ de vitesses sont réalisées sur le montage complet, lors des phases 3 et 4. Ces mesures PIV (Particule Image Velocimetry, ou

Vélocimétrie par Image de Particules) ont pour objectif de comprendre la nature des écoulements mis en jeu, et finalement d'expliquer les variations d'efforts et de vibrations observées entre les configurations de vol étudiées. Enfin, des mesures de pression sont réalisées sur le fuselage pour souligner l'influence des interactions sur le corps de l'appareil.

Deux outils numériques développés à l'ONERA ont été utilisés pour étudier numériquement les voilures tournantes : elsA (CFD URANS) et PUMA (ligne portante). HOST, un ensemble logiciel développé par Airbus Helicopters, le DLR et l'ONERA, a aussi été utilisé lors de l'étude du rotor principal. Bien que ces méthodes offrent de nombreux avantages, elles sont sujettes à des approximations notamment géométriques. D'un autre côté, les essais proposent une approche physique idéale mais comprennent des incertitudes importantes et présentent des limites de faisabilité, de représentativité et ne donnent pas accès à l'intégralité du champ aérodynamique. Outre les incertitudes de mesure, les effets de parois et de dard par exemple peuvent être mis en avant.

Ainsi, sur l'ensemble de l'étude, les mesures expérimentales sont comparées aux résultats numériques. L'objectif est d'obtenir des résultats plus complets et de maximiser les retombées de ces travaux. Une première approche numérique assurera des calculs préparatoires pour établir le programme d'essais et faciliter la prise en main du banc expérimental. Une comparaison des résultats expérimentaux et numériques permettra de valider la chaîne de mesure mise en place d'un côté, et d'évaluer la validité des modèles utilisés d'autre part. Les mesures expérimentales permettront au besoin de compléter les outils numériques pour augmenter leur efficacité. Ce processus itératif a plusieurs avantages : 1) la simulation numérique met en lumière les cas les plus importants et/ou problématiques pour privilégier ces essais et éliminer les cas risqués pour la maquette, et 2) les données expérimentales permettent l'ajustement des approches numériques notamment pour la prise en compte des effets de sol ou d'installation. Les données numériques sont donc utilisées en support lors de l'analyse des résultats expérimentaux, qui restent au cœur de ce manuscrit.

1.5. Démarche

A la suite de cette introduction, un état de l'art du domaine de la recherche est présenté dans le chapitre deux. L'objectif de ce chapitre est de positionner ces travaux par rapport à l'état actuel des connaissances. Pour ce faire, un historique succinct de l'évolution des hélicoptères est présenté avant de détailler le fonctionnement des hélicoptères conventionnels. L'objectif de cette section est de présenter les modes de fonctionnement des appareils, et de souligner les efforts et les interactions principales prenant place sur les montages classiques. Les hélicoptères grande vitesse ainsi que leurs principales forces et limites sont ensuite présentés. L'accent est particulièrement mis sur la configuration hybride qui fait l'objet de cette étude.

L'objectif du troisième chapitre est de présenter le dispositif expérimental utilisé. La maquette d'hélicoptère et le propulseur sont présentés, puis les moyens de mesures et les incertitudes liées sont détaillés. Une présentation de la soufflerie de grande dimension L2 est aussi conduite. Enfin, une

présentation succincte des outils numériques utilisés est proposée, notamment dans l'objectif de souligner l'importance de coupler les deux approches. L'objectif de ce chapitre est donc de mettre en avant les caractéristiques du matériel et des outils utilisés afin de mettre en perspective les résultats présentés dans la suite du développement.

L'objectif du chapitre quatre est de caractériser aérodynamiquement les interactions aérodynamiques entre les éléments tournants dans une configuration similaire à celle du X3. Dans ce cadre, la première partie du chapitre est consacrée à la caractérisation du rotor isolé en veine afin de 1) identifier les commandes à imposer pour les différents cas de vol, et 2) élaborer une base de données du comportement du rotor principal en fonction des conditions de vol. Le deuxième objectif est d'identifier les variations d'efforts sur le montage complet en fonction des conditions de vol. Pour ce faire, le paramètre d'avancement et la vitesse de rotation de l'hélice sont modifiés sur une large gamme. En comparant les données des voilures isolées aux mesures sur le montage complet, cette étude souligne l'influence des interactions sur les éléments tournants. L'objectif suivant est d'identifier les sources de variations d'efforts observées. Pour ce faire, des mesures de champs de vitesses sont réalisées afin de visualiser le développement de l'écoulement en fonction des conditions de vol. Enfin, le dernier objectif de ce chapitre est d'identifier l'influence des interactions rotor/propulseur sur le corps de l'hélicoptère. Pour ce faire, des prises de pression sont installées sur le fuselage de la maquette, et des mesures sont réalisées pour l'ensemble des conditions de vol étudiées.

L'objectif du chapitre cinq est de caractériser les interactions aérodynamique rotor/propulseur en fonction de la position du propulseur. Dans ce cadre, la position du propulseur est modifiée dans les trois directions, et les résultats sont comparés à ceux obtenus dans la configuration nominale étudiée en détail dans le chapitre précédent. Une nouvelle fois, des variations de paramètre d'avancement et de la vitesse de rotation du propulseur sont réalisées afin d'identifier l'influence de ces facteurs sur les performances du montage pour les différentes configurations. Des mesures d'efforts sont réalisées sur les deux rotors afin de quantifier l'influence des interactions sur les performances des rotors. Dans la même démarche que celle utilisée dans le chapitre cinq, des mesures de champ de vitesse sont réalisées dans plusieurs configurations afin d'illustrer l'influence de la position du propulseur sur le développement de l'écoulement autour du montage. Enfin, les prises de pression mises en place sur le fuselage permettent de souligner l'influence des interactions sur le corps de l'hélicoptère pour les différentes configurations testées.

Dans le dernier chapitre, une conclusion est proposée afin de résumer les résultats de ces travaux. L'objectif principal est de mettre en parallèle les caractérisations isolées avec les mesures sur le montage complet afin de souligner l'influence des interactions sur les performances des éléments tournants et sur le développement de l'écoulement pour différentes configurations de vol. Enfin, les limites de cette étude et des pistes de continuité sont évoquées.

Enfin, les annexes de cet écrit présentent en détail la caractérisation des performances aérodynamiques de l'hélice propulsive isolée. L'objectif premier est d'identifier en soufflerie l'influence des paramètres de vol sur les efforts et vibrations résultants. Pour ce faire, la vitesse et l'orientation du vent incident ainsi que la vitesse de rotation du propulseur sont modifiées, et deux hélices différentes sont testées. Cette étude permet ainsi de prévoir le comportement de l'hélice en fonction du vent amont afin de préparer la caractérisation du montage complet. Le second objectif de ce chapitre est de valider les gains de performances et de qualité de mesure résultants de l'adaptation du montage par l'ajout d'un cône de bout d'hélice et d'un carénage. La dernière partie de ce chapitre est consacrée à la comparaison des résultats expérimentaux avec les résultats issus du code basé sur une approche de ligne portante. L'objectif de cette comparaison est double : 1) valider les signaux acquis, et éventuellement apporter les corrections nécessaires pour assurer la justesse des mesures lors de la campagne sur le montage complet, et 2) vérifier la justesse de l'approche numérique utilisée et des hypothèses de calcul formulées. Enfin, les programmes d'essai réalisés lors des différentes campagnes expérimentales ainsi que les communications faites dans des conférences internationales et dans des journaux sont présentés.

2. Domaine de la recherche

2.1. Historique

N'étant pas doté d'ailes ou d'autre moyen de planer, l'Homme imagine dès le XVIIIe siècle des machines volantes plus ou moins réalistes. Après de nombreux échecs et le développement de planeurs, le premier avion motorisé, développé par les frères Wright, décolle le 17 décembre 1903. A cette même époque, les scientifiques s'intéressent aux hélicoptères dans le but d'accéder à des zones étroites et d'assurer des vols stationnaires ainsi que des atterrissages et décollages verticaux. Cependant, comparé aux appareils à ailes fixes, le design des hélicoptères est plus complexe et les avancées sont plus lentes, principalement en raison d'un manque de stabilité et d'une demande en puissance trop importante pour les technologies disponibles.

Compte tenu de ces manques, des hélicoptères plus complexes ont été développés. Au début des années 1900, l'ingénieur russe Igor Sikorsky met au point le premier prototype d'hélicoptère coaxial doté de deux rotors contrarotatifs superposés. En 1910, son compatriote Konstantine Antonov crée un modèle coaxial muni en plus d'une hélice de queue propulsive. Le premier appareil à voilure tournante décolle en 1916 grâce à Raùl Pateras-Pescara de Castelluccio (Figure 2.1, gauche). Cependant, pour l'ensemble des configurations développées au début du XXe siècle, la dominance des vibrations et des interférences fortes empêchent les aéronefs de voler. C'est ainsi que le premier hélicoptère contrôlable ne voit le jour qu'en 1935 grâce à un montage coaxial développé par le Breguet Dorand Gyroplane Laboratoire (Figure 2.1, droite).

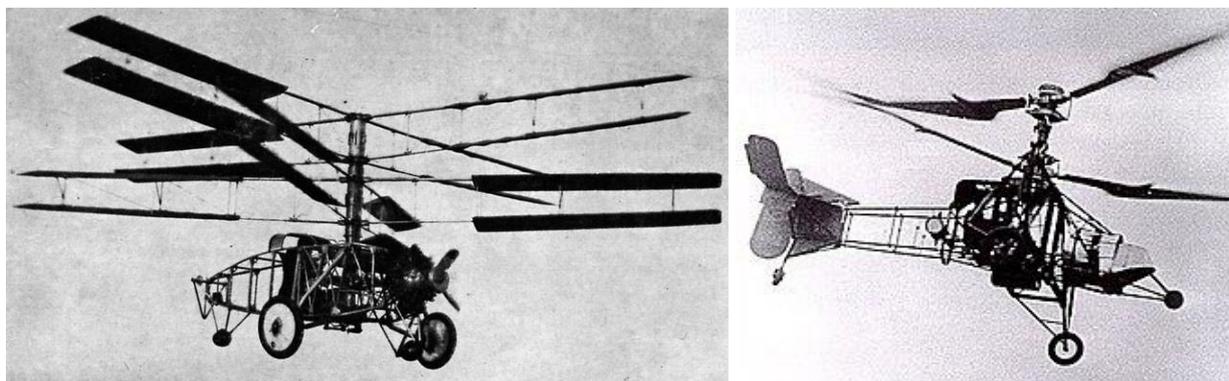


Figure 2.1 - Premiers hélicoptères de l'histoire de l'aviation

Modèles de Raùl Pateras-Pescara de Castelluccio (gauche) et de Breguet Dorand Gyroplane Laboratoire (droite)

Dès les débuts de l'aviation, les hélicoptères grande vitesse ont prouvé leurs capacités et leur adaptabilité aux besoins aussi bien civils que militaires, mais la question des interactions aérodynamiques entre les éléments rotatifs a rapidement été soulevée et reste aujourd'hui clé dans l'amélioration des performances des appareils.

Avant la crise sanitaire de la COVID-19 dont les impacts à long terme ne sont pas encore connus, les activités de transports aériens civils augmentaient en moyenne de 5 % chaque année. En raison de la capacité limitée des aéroports qui se retrouvent surchargés, les hélicoptères présentent une alternative intéressante au transport civil grâce à leur capacité de décollage et d'atterrissage verticaux. Les hélicoptères sont aussi largement utilisés dans le milieu militaire pour des missions variées : reconnaissance de terrain, lutte anti-char, anti-sous-marine ou anti-aérienne, recherche et sauvetage, appui aux équipes au sol, transport de troupe et de matériel... Les services médicaux, la sécurité civile, la police et la gendarmerie font aussi appel à ces appareils pour assurer la sécurité et l'assistance. Les principaux fabricants sont aujourd'hui Airbus Helicopters (anciennement Eurocopter), Lockheed (anciennement Sikorsky Aircraft Corporation), ou Bell pour n'en citer que quelques-uns.

Pour toutes ces applications, les hélicoptères ont des besoins en performance et en efficacité accrus que les configurations classiques ne peuvent entièrement satisfaire. Par exemple, la vitesse des configurations conventionnelle est limitée à environ 350 km/h en raison des phénomènes de compressibilité prenant place sur la pale avançante du rotor. La principale solution pour augmenter la vitesse maximale est de ralentir le rotor principal, ce qui ne peut être obtenu qu'en déchargeant le rotor principal à grande vitesse par l'ajout de propulseur ou d'éléments de portance supplémentaires. C'est dans ce cadre que cette thèse propose d'étudier expérimentalement les interactions aérodynamiques entre le rotor et le propulseur pour les configurations hybrides.

Pour présenter le sujet dans son contexte et afin de mieux comprendre les efforts aérodynamiques en jeu, une présentation détaillée du fonctionnement de l'hélicoptère est réalisée. Les interactions principales seront exposées. Les configurations grande vitesse les plus utilisées sont ensuite présentées et illustrées : du tilt rotor à l'hélicoptère coaxial en passant par l'aile de portance, les atouts et faiblesses de chaque montage seront identifiés.

2.2. Fonctionnement de l'hélicoptère classique

Le giravion est défini comme un appareil volant dont la sustentation est assurée par des voilures tournantes. Ces appareils sont capables de produire de la poussée sans vitesse d'avancement, ce qui se traduit par une aptitude à effectuer des vols stationnaires ainsi que des atterrissages et décollages verticaux. L'hélicoptère est le giravion le plus connu, mais d'autres formes telles que les girodynes ou autogyres existent.

2.2.1. Les efforts en jeu

Comme le montre la Figure 2.2, l'hélicoptère en vol est soumis à son poids ainsi qu'à des efforts latéraux causés notamment par les vents extérieurs ou des interactions avec d'autres objets dans le voisinage proche. La mise en mouvement horizontale entraîne l'apparition d'une force de traînée.

Pour contrer ces efforts, des forces de portance ou sustentation (selon l'axe \vec{z}) et de propulsion (\vec{x}) sont générées par le rotor. L'efficacité aérodynamique de l'appareil est optimale lorsque le ratio portance/trainée, appelé finesse, est maximal.

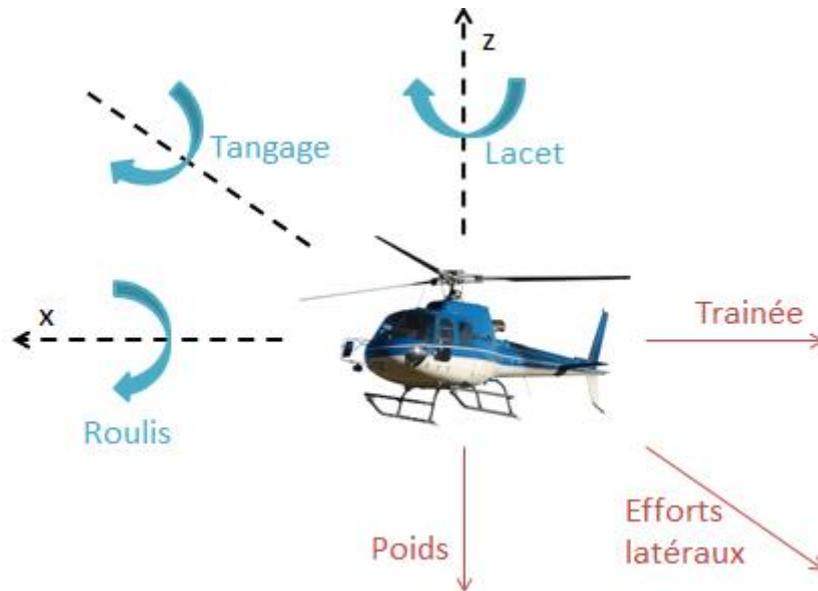


Figure 2.2 – Schéma du torseur aérodynamique de l'hélicoptère en vol

La sustentation de l'appareil est assurée grâce au principe d'action/réaction. En effet, la forme de l'aile permet de dévier l'écoulement vers le bas au bord de fuite, ce qui génère de la portance par l'application du théorème de la conservation de la quantité de mouvement.

La seule différence entre les voilures tournantes et les voilures fixes, est que les voilures tournantes sont capables de générer de la portance en l'absence de vitesse relative de l'appareil par rapport au sol : la mise en rotation du rotor engendre l'apparition d'un vecteur vitesse sur la pale qui permet la création d'une force de portance. Pour permettre à l'hélicoptère de voler, cette force de portance doit être au moins égale au poids de l'appareil.

Les trois moments jouent un rôle important sur la stabilité et le contrôle de l'appareil : le roulis (ou roll en anglais), le tangage (pitch), et le lacet (yaw). Afin de contrebalancer le moment de lacet créé par la mise en rotation du rotor, un élément anti-couple doit être mis en place. Pour les configurations classiques, cette fonction est principalement assurée par un rotor de queue. Certaines configurations d'hélicoptère peuvent s'affranchir de la nécessité d'un rotor de queue par l'utilisation de rotor coaxiaux (rotors contrarotatifs superposés) ou tandem (deux rotors alignés). Pour les hélicoptères grande vitesse, cela peut également se faire par l'adjonction de deux propulseurs latéraux. Cette étude étant centrée sur cette dernière configuration, la fonction anti-couple des propulseurs latéraux sera étudiée plus en détail (§2.3.6).

Le pilotage du rotor principal est assuré par l'ajustement de deux commandes pour compenser ces efforts : le pas collectif qui contrôle l'intensité de la force de portance, et le pas cyclique qui en détermine la direction. Le pas collectif est contrôlé par la modification de la distance entre le plateau fixe (bleu) et le plateau tournant (rouge) de la tête du rotor (Figure 2.3). Ce contrôle permet de changer simultanément l'angle de pas de l'ensemble des pales sur l'ensemble du tour rotor.

Le pas cyclique associe deux composantes : le pas cyclique latéral, et le pas cyclique longitudinal. Ce paramètre est contrôlé en modifiant l'angle entre le plateau fixe et le plateau tournant. Le pas cyclique permet de contrôler l'angle de pas local des pales. Grâce à ce contrôle, l'angle de pas de chaque pale est modifié sur un tour rotor pour assurer l'équilibre longitudinal et latéral de l'aéronef.

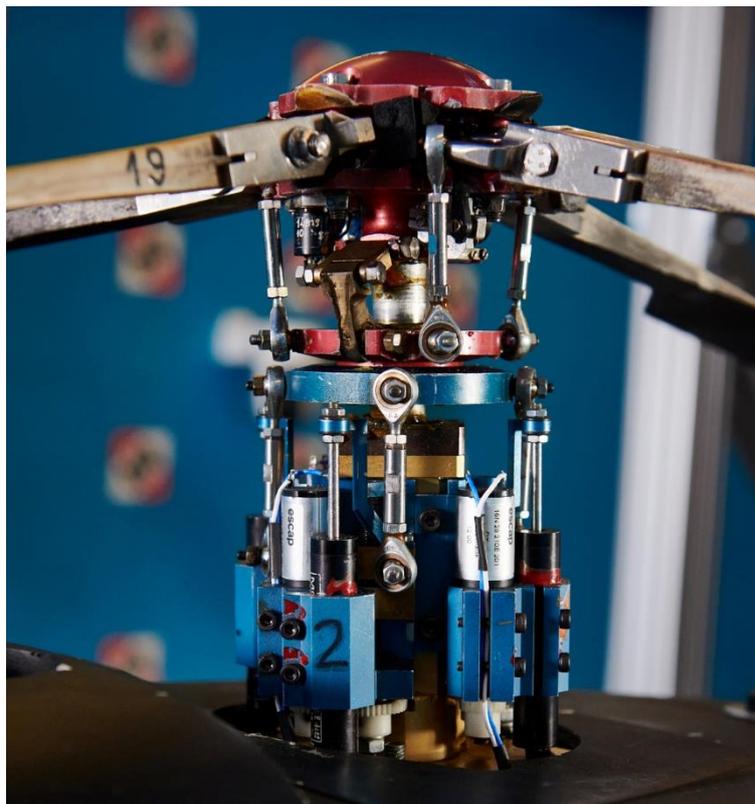


Figure 2.3 - Tête rotor

La modification des pas collectifs et cyclique influe grandement sur les performances du rotor. Ainsi, pour avancer, le pilote doit incliner l'hélicoptère afin que la force générée par le rotor ait une composante axiale. La vitesse d'avancement dépend alors du degré d'inclinaison. L'ajout d'hélices pour le vol d'avancement permet ainsi de conserver la planéité du rotor principal, et donc de maximiser ses performances aérodynamiques en limitant sa traînée.

Pour répondre à ces besoins, les hélicoptères conventionnels sont composés de différents éléments (Figure 2.4) :

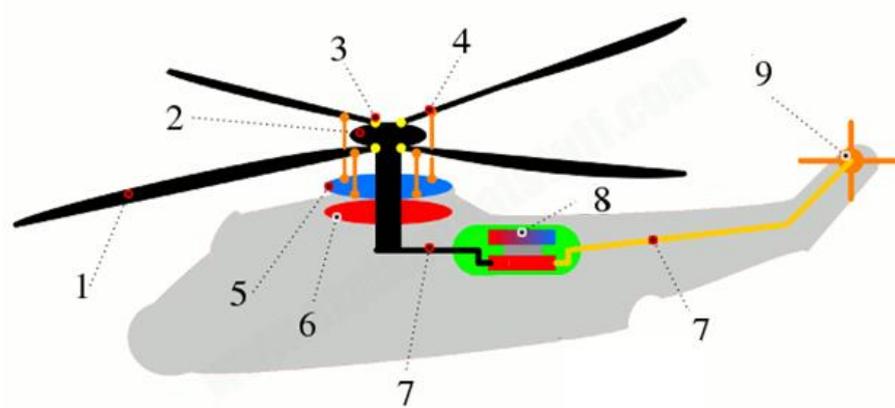


Figure 2.4 - Schéma des principales composantes d'un hélicoptère
(source : www.explainthatstuff.com)

0. Un corps, appelé cellule, qui comprend le fuselage (ici représenté en gris) et le train d'atterrissage ;
1. Des pales de rotor, généralement entre 2 et 8 pour les configurations classiques ;
2. Un moyeu de rotor sur lequel s'accrochent les pales ;
3. La tête rotor est généralement articulée, ce qui permet la mobilité des pales (Figure 2.5). L'articulation de pas permet une adaptation de l'angle d'attaque en fonction du mode de fonctionnement pour ajuster la traction du rotor, l'angle de battement annule le moment de flexion en bout de pale et compense la dissymétrie latérale de portance causée par les côtés avançant et reculant, et l'articulation de traînée autorise une oscillation horizontale afin d'annuler le moment de flexion crée au pied par les forces de Coriolis. Ces articulations et leurs équations caractéristiques sont détaillées lors de l'étude du montage complet (§4) ;
4. Un lien qui relie le plateau oscillant supérieur aux pales pour assurer le pilotage de l'appareil ;
5. Un plateau oscillant supérieur ;
6. Un plateau oscillant inférieur. Comme présenté dans la Figure 2.6, la modification de la distance verticale ou de l'angle entre ces deux plateaux influe respectivement sur les pas collectifs et cycliques ;
7. Des arbres de transmission de puissance entre le groupe moteur et les rotors ;

8. Un turbopropulseur, sa boîte de vitesse, son ensemble de transmission, et les servitudes liées (circuit de carburant, circuit hydraulique et circuit électrique). De nouvelles configurations offrent des montages électriques ou hybrides, mais aucun modèle n'a été produit à grande échelle à ce jour ;
9. Un rotor de queue assurant la fonction d'anti-couple.

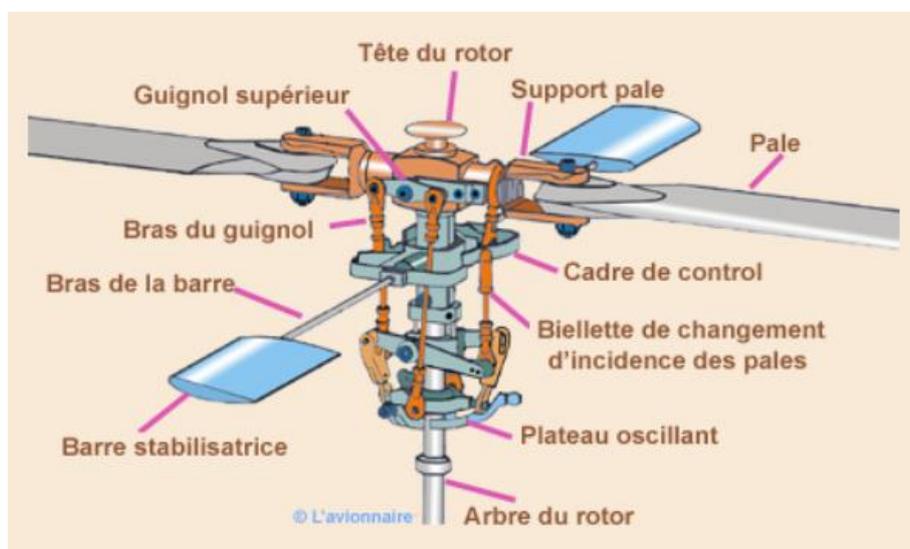


Figure 2.5 - Schéma de la tête rotor

(Source : [/www.lavionnaire.fr/HelicoRotor.php](http://www.lavionnaire.fr/HelicoRotor.php))

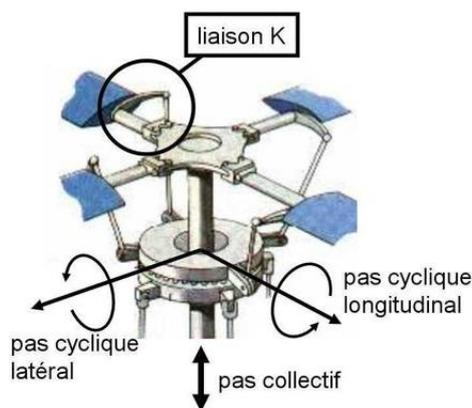


Figure 2.6 - Articulations des pales d'un hélicoptère

Les commandes de vol sont assurées par des pédales et leviers, et des outils d'avionique situent l'aéronef dans son milieu. Une description détaillée de la composition et du fonctionnement des hélicoptères a été rédigée par R. Raletz dans son ouvrage *Théorie élémentaire de l'hélicoptère* [10].

2.2.2. Les modes de vol de l'hélicoptère

Du fait de son adaptabilité, l'hélicoptère est doté de plusieurs modes de fonctionnement caractérisés par des écoulements distincts. Le vol stationnaire, propre aux hélicoptères, est défini par la capacité à se maintenir dans les airs sans support et sans se déplacer. Dans cette configuration, le rotor est entraîné à vitesse constante et la portance des pales reste identique sur l'ensemble du tour rotor. La puissance nécessaire au vol ($P_{reel,stat}$) est comparée à la puissance idéale sans pertes ($P_{ideal,stat}$) pour calculer l'efficacité aérodynamique des hélicoptères à travers la Figure de Mérite (FM).

$$FM = \frac{P_{ideal,stat}}{P_{reel,stat}}$$

En utilisant les coefficients aérodynamiques, Leishman [6] montré que la figure de mérite peut être calculée :

$$FM = \frac{C_{T,reel}^{3/2} / \sqrt{2}}{C_{P,reel}} = \frac{C_{T,reel}^{3/2}}{\sqrt{2} C_{P,reel}}$$

C_T le coefficient de traction, C_P le coefficient de puissance et C_Q le coefficient de couple sont des grandeurs clés pour quantifier les performances d'un hélicoptère. Ces coefficients sont définis comme :

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho A_b (\Omega R)^2} = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \sigma A (\Omega R)^2}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A_b (\Omega R)^3}$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A_b (\Omega R)^3 R} = C_P$$

Avec T la traction aussi notée F_z (en N), P la puissance nécessaire au vol (en W), Q le couple résistant du rotor principal (en N.m), ρ la masse volumique de l'air (en kg/m³), A_b la surface des pales (en m²), A la surface du disque rotor (en m²), σ la solidité définie comme $\sigma = A_b/A$, Ω la vitesse de rotation du rotor (en rad/s), R le rayon du disque rotor (m). Ainsi, $C_{P,reel}$ comprend les effets induits ainsi que l'ensemble des phénomènes non idéaux causés par la viscosité. La figure de mérite est généralement de l'ordre de 70 % à 80 % pour les hélicoptères conventionnels.

L'hélicoptère est aussi capable d'effectuer des vols verticaux, utilisés lors des phases d'atterrissage et de décollage principalement. Ce mode permet à l'appareil d'accéder et de se poser dans des zones restreintes, souvent inaccessibles aux avions.

Le vol d'avancement, ou vol en translation, est caractérisé par une composante du vecteur vitesse horizontale non nulle. Deux zones se distinguent alors sur le disque rotor (Figure 2.7) : la zone avançante et la zone reculante. En effet, la vitesse locale dépend du positionnement de la pale sur le disque rotor. En supposant que $\varphi = 0^\circ$ est situé au niveau du nez de l'appareil et $\varphi = 90^\circ$ à gauche sens pilote, la vitesse locale perçue par la pale sera calculée à l'aide de la formule suivante :

$$V_{blade} = \Omega r - V_{inf} \sin(\varphi)$$

Avec Ω la vitesse de rotation du rotor (en rad/s), r la distance entre le centre du rotor et le point considéré (en m), et V_{inf} la vitesse d'avancement de l'appareil (en m/s).

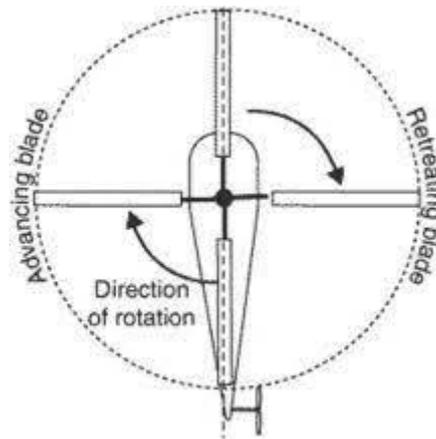


Figure 2.7 - Zones avançantes et reculantes du disque rotor en vol d'avancement

La zone reculante est la plus difficile à contrôler. Le vecteur vitesse (V_{blade}) est dans la même direction que l'écoulement extérieur (V_{inf}), ce qui peut faire apparaître des zones de vitesses négatives à grande vitesse d'avancement. Par conséquent une portance négative peut être observée dans le second quadrant ($90^\circ \leq \varphi \leq 180^\circ$), ce qui favorise le décollement de couche limite et l'apparition de zones de décrochage. L'émergence de tourbillons aux limites de l'écoulement inverse et en bout de pale complexifie grandement les écoulements autour de l'appareil. Le déséquilibre engendré par l'ensemble de ces phénomènes participe à la création du moment de roulis de l'hélicoptère, ainsi qu'à l'émergence d'une force verticale descendante. De plus, l'application de force extérieure ou l'élargissement du cercle d'inversion modifie le centre de pression du rotor, ce doit être compensé par une modification de l'angle de pas par le pilote.

Dans la zone avançante, les pales évoluent dans une direction opposée à l'écoulement extérieur. A grande vitesse, des zones de décollement et des problèmes de compressibilité et d'ondes de choc peuvent être rencontrés. La vitesse de rotation doit donc être bornée, ce qui limite la vitesse

maximale d'avancement de l'hélicoptère. Les différences constatées entre la pale avançante et reculante sont d'autant plus marquées que la vitesse d'avancement ou que le chargement des pales sont importants.

Outre ses capacités de vol stationnaire et d'avancement, l'hélicoptère doit aussi être en mesure d'assurer un atterrissage d'urgence en cas de panne moteur grâce à l'autorotation. Le mode d'autorotation est caractérisé par une force créée par le flux ascendant au centre du disque, entraînant la mise en rotation du rotor et un ralentissement de la vitesse de chute de l'appareil. Grâce à une descente contrôlée, l'autorotation permet à l'hélicoptère d'effectuer un atterrissage d'urgence. Cependant, lors du fonctionnement en autorotation, une distribution non-uniforme des efforts produit un déséquilibre de l'hélicoptère qui doit être compensé par le pilote.

Le vortex ring state est un exemple de l'importance des interactions des écoulements lors du fonctionnement de l'appareil. Il se produit lors d'une descente lente, la vitesse verticale avale est inférieure à la vitesse induite par le rotor, ce qui engendre une inversion de la vitesse du flux d'air sous le rotor. Un anneau tourbillonnaire se forme alors autour des pales, et isole le rotor du flux d'air extérieur. Cet état entraîne un décrochage du rotor, qui rend le contrôle de l'appareil impossible. Ce mode de fonctionnement doit être évité en modifiant la vitesse de rotation du rotor ou en ajoutant une composante horizontale à la vitesse.

En conclusion, les hélicoptères sont des appareils très complets qui permettent d'assurer une grande variété de mission grâce à une grande adaptabilité. Cependant, la complexité des mécaniques de la machine ainsi que les interactions aérodynamiques compliquent le pilotage et augmentent les risques en vol. Le paragraphe suivant a donc pour objectif d'identifier les principales interactions autour des hélicoptères conventionnels afin de comprendre les challenges soulevés par les nouvelles configurations.

2.2.3. *Les interactions principales*

Avant de lister les différentes interactions, il est important de comprendre le développement du sillage en fonction de la vitesse de l'hélicoptère. Comme le montre la Figure 2.8, le corps de l'hélicoptère est entièrement immergé dans le sillage du rotor en vol stationnaire. En augmentant le paramètre d'avancement, le sillage rotor est repoussé vers la queue de l'appareil.

L'étude du développement du sillage rotor en fonction du paramètre d'avancement étant au cœur de cette thèse, une présentation plus détaillée des phénomènes principaux sera conduite lors de l'analyse des résultats (§4 et §5).

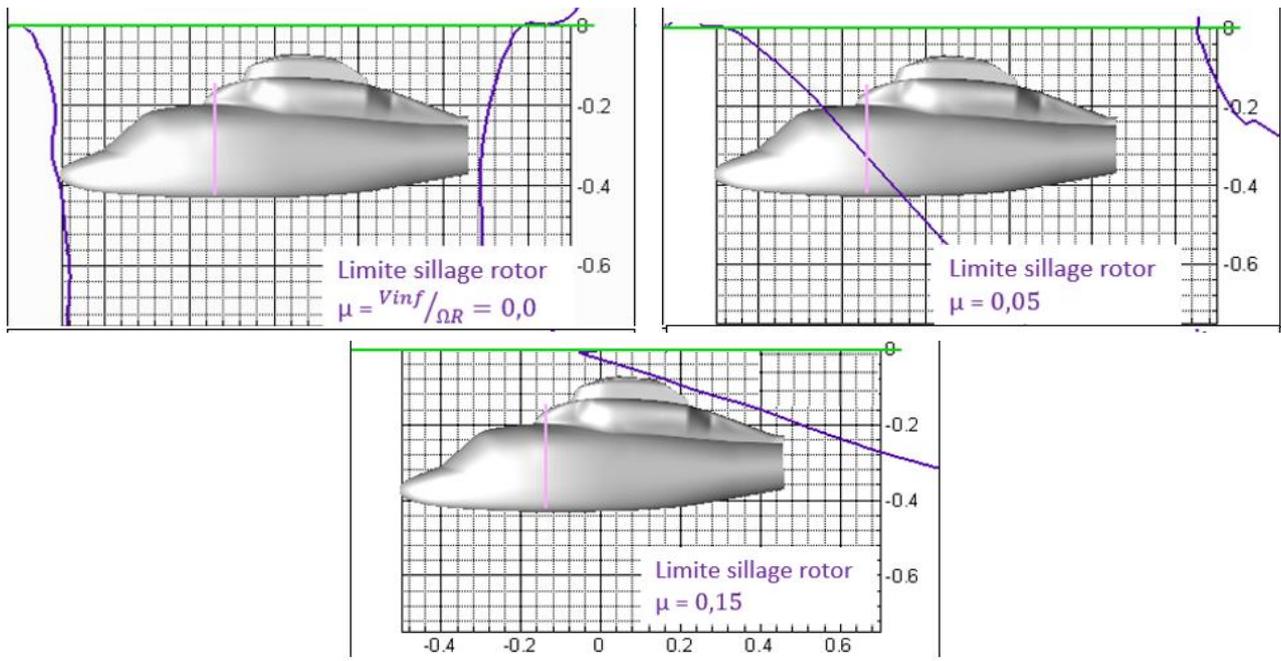


Figure 2.8 - Développement du sillage rotor en fonction de la vitesse d'avancement
 Estimation issue du calcul CFD sur le rotor isolé

Comme le montre la Figure 2.8, les interactions rotor/fuselage sont majeures à basse vitesse. Ces interactions créent des contraintes sur le fuselage ainsi qu'une force descendante qui doit être compensée par une augmentation de la poussée du rotor. De plus le fuselage bloque partiellement le développement du sillage du rotor, ce qui modifie l'angle d'attaque local sur les pales suite à l'augmentation de l'effet induit du sillage. Les interactions rotor/fuselage engendrent donc une perte de portance locale tout en faisant émerger un besoin en portance plus important que pour le rotor isolé. A grande vitesse, ces interactions sont négligeables.

Les interactions entre le rotor et la queue de l'appareil sont plus importantes pour des vitesses élevées. Ces interactions unidirectionnelles, couplées à l'influence du capot moteur et de la cheminée, entraînent une modification de l'angle d'attaque sur le rotor de queue et font apparaître des instabilités importantes appelées tail-shake [11], [12]. Le tail-shake compromet le contrôle de l'appareil, augmente les vibrations et diminue les performances globales de l'appareil. L'augmentation de la vitesse ou de la charge du rotor principal augmentent ces interactions et leurs effets.

Le fuselage augmente aussi l'instabilité de l'écoulement entrant dans le rotor anti-couple. L'insertion de l'hélice de queue dans un fenestron permet de limiter l'influence des interactions sur les performances.

Enfin, les tuyères du moteur sont à l'origine d'interactions thermiques avec le fuselage et la queue de l'hélicoptère. Comme le montre la Figure 2.9 présentant des études menées au DLR, ces interactions peuvent être limitées par conception jusqu'à n'engendrer qu'une légère modification de l'écoulement entrant du rotor de queue.

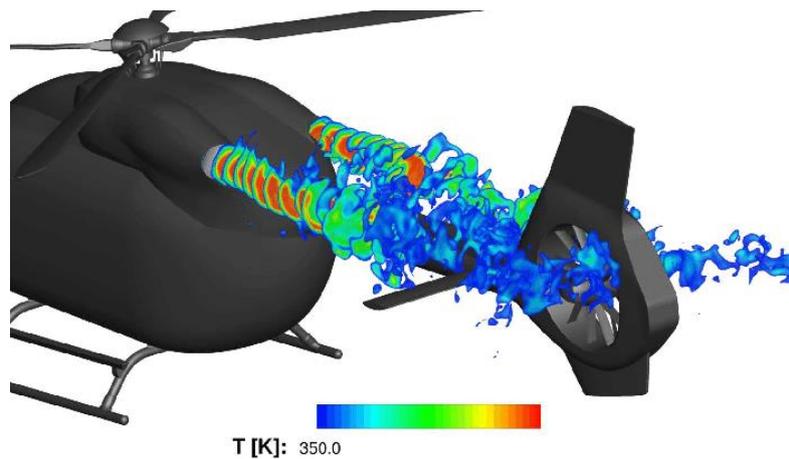


Figure 2.9 - Visualisation des échappements du moteur ([13])

Les interactions de tourbillons de bout de pales présentent aussi un défi [15]. Les tourbillons sont causés par un différentiel de pression entre l'intrados et l'extrados des pales. En fonction des conditions de vol, les tourbillons créés par une pale peuvent impacter jusqu'aux deux pales suivantes comme l'illustre la Figure 2.10. Ces interactions provoquent une variation brutale de l'incidence locale de la pale, induisant de fortes fluctuations de charges et de moments.

Ces interactions entraînent un décrochage au niveau de l'impact des tourbillons des pales précédentes à droite sens pilote de l'appareil. Des décrochages au bord de fuite sont observés dans le troisième cadran, et des bulles de décollement de petites longueurs apparaissent au bord d'attaque dans le quatrième quadrant. L'étude détaillée de l'influence des interactions pales tourbillon a cependant souligné que le décrochage est supprimé par ces interactions dans le cas où le disque rotor est fortement chargé [15].

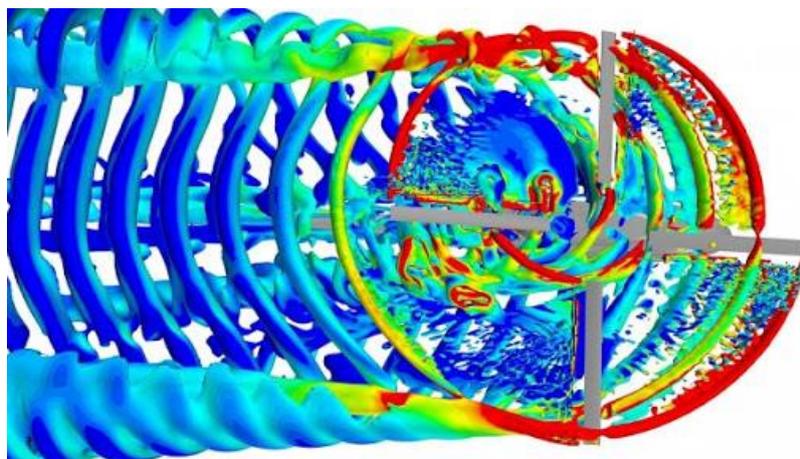


Figure 2.10 - Simulation des tourbillons de bout de pale [15]

Des interactions aérodynamiques peuvent également apparaître lorsque l'hélicoptère vole à très faible altitude. Il est communément admis que ces effets de sol [16]–[18] se manifestent pour une altitude inférieure à 3 rayons rotor. Ces effets traduisent des interactions importantes entre le flux d'air circulant autour de l'appareil et le sol, et augmentent lorsque l'appareil se rapproche du sol. Comme le montre la Figure 2.11, ces interférences génèrent une déviation de l'air au niveau du sol tout en engendrant des zones de vitesse élevées au niveau du sol. Cette accélération de l'écoulement à la surface du sol entraîne un soulèvement des particules autrement appelé « Brown out » en raison de la perte de visibilité résultante. Des zones de recirculation d'air importantes sont aussi observées.

Ces interactions réduisent la traînée induite et augmentent la poussée verticale, diminuant la puissance nécessaire au vol pour des situations de vol en effet de sol. La diminution de la vitesse autour de l'appareil atténue aussi l'apparition de turbulences et de tourbillons de bout de pale, ce qui augmente l'efficacité de l'appareil. Ces effets positifs sont maximisés au-dessus de surface planes et lisses.

L'effet de sol, et plus généralement les interactions entre l'hélicoptère et son environnement, sont maximales lorsque la distance entre l'appareil et l'obstacle est comprise entre un et deux rayons du rotor. De plus, l'augmentation de la masse de l'appareil engendre une augmentation du chargement des pales, et donc des vitesses plus importantes dans le sillage, ce qui contribue à augmenter les interactions.

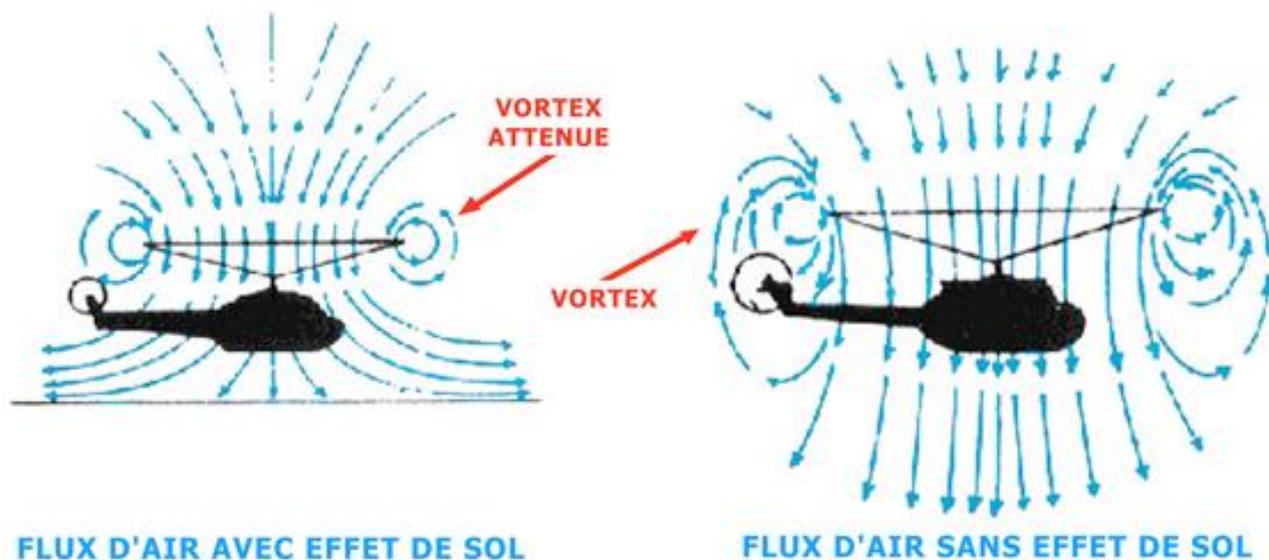


Figure 2.11 - Flux d'air simplifié avec (gauche) et sans (droite) effet de sol

2.2.4. Fonctionnement de l'hélice propulsive

L'hélice propulsive mise en place présente des caractéristiques similaires. Pour des raisons de simplicité de pilotage, l'angle de pas de l'hélice est fixe. Ainsi, les performances sont mesurées en

regardant principalement les variations de traction et de couple résistant. Lors de la phase préliminaire, les efforts latéraux sont aussi regardés mais la précision de la balance utilisée ne permet pas de conclure. De même, les vibrations du banc support sont analysées afin de mettre en avant les éventuelles altérations des mesures causées par des effets de résonance.

2.3. Les hélicoptères grande vitesse

Au cours des 70 dernières années, le design des hélicoptères a beaucoup évolué pour accompagner la hausse de la demande aussi bien militaire que civile. A partir de la seconde guerre mondiale, il est devenu primordial de développer des hélicoptères plus rapides, capables de transporter des chargements plus importants, adaptés aux différentes missions et facilement manœuvrables. L'ensemble de ces critères ont pour but d'améliorer l'efficacité des hélicoptères, notamment en augmentant leur capacité de survie en missions militaires, tout en limitant les coûts de production et de fonctionnement. Dans ce cadre, les hélicoptères grande vitesse dont plusieurs configurations sont détaillées ci-dessous ont vu le jour.

2.3.1. Bénéfices de l'ajout d'aile ou de rotor

Les hélicoptères sont aujourd'hui reconnus pour leur fonction de vol stationnaire et de vol vertical, mais ont des capacités limitées notamment en termes de vitesse maximale. La vitesse d'avancement est bornée par différents phénomènes :

1. Lorsque la vitesse de rotation du rotor est trop importante, la vitesse en bout de pale devient transsonique. Cette caractéristique entraîne des ondes de choc et des phénomènes de compressibilité sur les pales avançantes du rotor, et impacte grandement les propriétés aérodynamiques de l'appareil ;
2. L'asymétrie de l'écoulement sur le rotor est augmentée avec la vitesse d'avancement. A grande vitesse, la zone d'inversion de l'écoulement devient trop importante du côté reculant du rotor, ce qui crée une perte de portance et de propulsion importante.
3. Il est nécessaire d'incliner l'appareil afin de le faire avancer. Dans ce cadre, des angles importants sont observés lors de vols à grande vitesse.

Pour faire face à ces limites, des montages ont été ajoutés pour décharger et pouvoir ralentir le rotor à grande vitesse. Les fonctions de propulsion et/ou de portance sont alors prises en charge par une aile et/ou des rotors supplémentaires. Outre l'augmentation de la vitesse maximale de l'appareil, ces nouvelles configurations augmentent le chargement utile acceptable tout en améliorant l'adaptabilité des appareils aux différentes missions. Les effets de compressibilité et l'asymétrie de

l'écoulement sur le rotor sont atténués. La diminution de la vitesse de rotation du rotor limite aussi les interactions entre le rotor et les éléments fixes de l'appareil, à savoir le fuselage ou la queue.

Cependant, ces bénéfices doivent être mis en perspective avec les inconvénients apportés, à savoir l'augmentation de la masse et de la complexité mécanique de l'appareil, l'accroissement de la puissance nécessaire au vol, ou les interférences aérodynamiques avec les éléments supports par exemple. La puissance totale étant limitée par la puissance nominale des moteurs embarqués, il est important de maximiser les performances de l'hélicoptère notamment en limitant les pertes de puissance par interférences.

La première configuration hybride a été pensée dans les années 1900 par Igor Sikorsky (Figure 2.1), puis de nombreuses autres configurations hybrides ont vu le jour à travers les décennies. Après des avancées encourageantes jusqu'aux années 1960, les hélicoptères compounds ont été mis de côté. Aujourd'hui, plusieurs solutions ont été proposées pour augmenter l'efficacité des hélicoptères tout en conservant les qualités de vol stationnaire. Grâce à l'évolution des technologies et des besoins aussi bien civils que militaires, ces solutions ont gagné en attrait ces dernières années et ont été largement étudiées et comparées. Ainsi, Roche [19] a détaillé l'influence de chaque composant sur les performances de l'hélicoptère, et a souligné les forces et les faiblesses de différentes configurations (classiques, tilt rotors, hybrides et aile).

Ce chapitre n'a pas pour but de détailler l'ensemble des hélicoptères qui ont été produits, mais de présenter les principaux atouts et limites de chaque configuration. Ormiston [20] propose un catalogue détaillé des appareils hybrides et tiltrotors développés ou en cours de développement. Il souligne les faiblesses de ces configurations à faible vitesse, en proposant des recommandations d'axes de recherche pour les améliorer.

2.3.2. Ajout d'une aile

L'une des installations les plus simples pour décharger le rotor est d'installer une aile fixe créant de la portance lors des phases d'avancement [21] – [25]. Particulièrement efficace à grande vitesse, l'aile assure jusqu'à 95 % de la portance totale de l'appareil, ce qui diminue la vitesse de rotation du rotor jusqu'à 30 %. Cette caractéristique minimise la traînée induite du rotor jusqu'à 30 %, et les différences entre les zones reculantes/avançantes ainsi que les effets de compressibilité [26]. D'un autre côté, l'aile accroît la stabilité de l'appareil, et facilite son pilotage tout en augmentant la charge acceptable. Ce montage maximise donc l'endurance de l'appareil et les performances en vol d'avancement, avec une puissance nécessaire au vol à grande vitesse réduite d'environ 25 %.

Des exemples d'hélicoptères avec aile sont le Lockheed AH-56 Cheyenne, développé à la fin des années 1960 pour élargir la flotte de l'armée américaine, ou le McDonnell XV-1 « Convertiplane » qui a vu le jour dans les années 1950 et a atteint une vitesse de 325 km/h en 1956.

Outre l'ajout d'ailes latérales, la spécificité du Convertiplane vient du remplacement de l'hélice de queue par une double queue symétrique terminée par une aile pour assurer la stabilité de l'aéronef.

Cet appareil a aussi la particularité d'être doté de deux modes de fonctionnement : en mode « avion » le rotor principal fonctionne en autogyre et l'avancement est obtenu par l'hélice située à l'arrière du fuselage. Dans ce mode de fonctionnement, la mise en place d'un anti-couple n'est pas nécessaire. En mode « hélicoptère », le fonctionnement est proche de celui de l'hélicoptère hybride qui sera détaillé dans le §2.3.5.



Figure 2.12 - Lockheed Cheyenne AH-56 (gauche) et McDonnell XV-1 Convertiplane (droite)

Cependant, l'ajout d'une aile augmente considérablement la masse de l'appareil et la traînée induite du corps de l'appareil est jusqu'à 25 % plus importante. De plus, le dimensionnement du rotor doit être repensé car 1) son ralentissement entraîne une augmentation du chargement des pales, et 2) des interactions aérodynamiques importantes prennent place [27]. L'interaction principale concerne le sillage du rotor qui induit une force verticale descendante sur l'aile placée directement en dessous. La modification de l'angle d'incidence de l'écoulement diminue la portance de l'aile et doit être compensée par une poussée plus importante, ce qui génère une augmentation de la puissance nécessaire au vol à basse vitesse. Ces interactions sont maximales sous la pale avançante du rotor, et engendrent une perte d'efficacité locale du rotor.

Cependant les interactions rotor/aile diminuent avec la vitesse d'avancement jusqu'à n'engendrer que 1 % de pertes à vitesse de croisière, où une légère augmentation locale de la poussée du rotor au-dessus de l'aile est observée. Des études paramétriques [28], [29] ont ainsi montré que la part idéale de portance assurée par le rotor est de 6 % à 8 % quelle que soit la surface de l'aile.

En conclusion, cette configuration accroît les performances de l'aéronef à grande vitesse, mais compromet la qualité de vol stationnaire et à basse vitesse. Ces limites peuvent être soulevées en remplaçant les ailes fixes par des ailes à incidence variable équipées de volets afin d'augmenter la traction et de diminuer la puissance nécessaire à chaque situation de vol.

2.3.3. *Tilt rotors et hélicoptères tandem*

Le tilt rotor (Figure 2.13) est un véritable hybride entre un hélicoptère et un avion. Grâce à ses hélices orientables, l'appareil fonctionne comme un hélicoptère classique doté de deux rotors sustentateurs à basse vitesse. L'orientation des propulseurs permet d'ajouter une composante horizontale à la vitesse. Une fois les propulseurs placés dans un plan horizontal, l'aéronef est assimilable à un avion : l'aile assure la portance de l'appareil, et les hélices génèrent la propulsion.

Grâce à cette capacité, le tilt rotor est l'ADAV atteignant les vitesses les plus élevées tout en ayant une charge utile bien supérieure aux hélicoptères conventionnels, ce qui rend ce montage idéal pour les missions longues. Par exemple, le Bell V-280 Valor, dernier tilt rotor développé pour l'armée américaine, atteint des vitesses allant jusqu'à plus de 560 km/h avec une endurance inégalée. La NASA a aussi développé un tilt rotor de grande dimension dont l'objectif est de remplacer les avions classiques sur des vols régionaux [30], [31]. Le LCTR2 (Large-Civil Tilt Rotor 2) est ainsi optimisé pour transporter 90 passagers sur plus de 1800 km à une vitesse de 550 km/h.

Cependant c'est aussi la configuration la plus complexe et la plus coûteuse, aussi bien à la conception qu'à l'utilisation avec une puissance nécessaire au vol jusqu'à trois fois supérieure à celle des hélicoptères classiques. Des interactions fortes apparaissent aussi entre les rotors et l'aile pour toutes les conditions de vol [32]. De plus, ses performances basse vitesse sont fortement dégradées [33], ce qui rend le tilt rotor peu adapté pour les missions comprenant de longues périodes de vol stationnaire.



Figure 2.13 - Bell Boeing V-22 Osprey (gauche) et Bell V-280 Valor (droite)

D'un autre côté, l'hélicoptère tandem (Figure 2.14) présente des performances intéressantes à basses et grandes vitesses [34]. Cette configuration est principalement utilisée en tant qu'hélicoptère cargo car sa charge admissible est considérablement supérieure aux autres configurations. Les deux rotors contrarotatifs alignés permettent une stabilité longitudinale maximale, et un anti-couple naturel.

Comparés aux hélicoptères classiques, les configurations tandem demandent une puissance inférieure en vol stationnaire mais créent des effets de sol plus importants [35]. Contrairement aux autres configurations, les interférences de l'hélicoptère tandem sont majeures à grande vitesse : lors des vols d'avancement, les flux créés par le rotor avant sont aspirés par le rotor arrière. En cas de chevauchement, ces interactions engendrent une augmentation des performances du rotor avant (si celui-ci est situé au-dessus du rotor arrière) et une perte de traction et de couple du rotor arrière. Dans ce cas, des variations asymétriques de chargement des pales ainsi qu'une augmentation de la vitesse axiale et une accélération des sillages de bout de pales sont observées sur le rotor arrière. Les interactions engendrent aussi une fusion des tourbillons des rotors avant et arrière, créant des tourbillons présentant une vorticité et un diamètre plus important. Ces interférences peuvent être limitées en augmentant la distance entre les rotors au prix d'un encombrement plus important, ou en surélevant l'un des deux rotors. Des tourbillons liés au cisaillement sont aussi observés, principalement sur le rotor arrière malgré des vitesses horizontales inférieures à celle générées par le rotor avant.



Figure 2.14 - Bristol Type 192 Belvedere (haut, gauche), Boeing CH-47 Chinook (droite)

Certaines configurations proposent de coupler des rotors tandems avec une aile pour augmenter les capacités de vitesse, de masse et d'endurance de l'hélicoptère. En effet, la NASA a développé un hélicoptère tandem capable de transporter jusqu'à 120 passagers sur une distance de 2200 km à une vitesse de 650 km/h (Figure 2.15). Comme pour les configurations à aile de portance simple, le rapport idéal de partage de la portance entre les ailes et le rotor a été étudié [36] : les performances de l'aéronef sont maximisées lorsque le rotor assure 6.8 % de la portance en vol d'avancement. Cette étude a aussi montré que les qualités de vol stationnaire du montage restent excellentes avec une figure de mérite de 0,73.

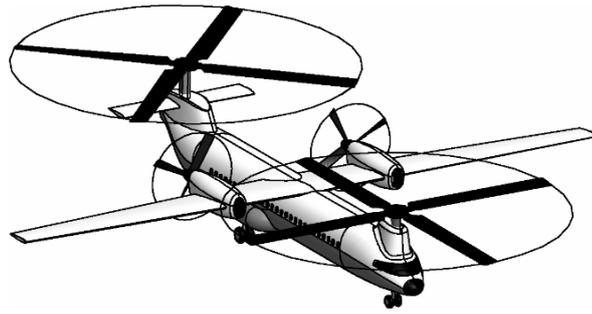


Figure 2.15 - Hélicoptère tandem à forte charge admissible (NASA)

Les tilt rotors et les hélicoptères tandems sont composées de deux voilures tournantes de grande dimension qui entraînent une augmentation de puissance de vol, et des transmissions complexes. Pour les deux configurations, les interactions aérodynamiques rotor/rotor sont considérées faibles si la distance entre les deux éléments tournants est supérieure à 1,1 diamètre. A cette condition, le tilt rotor est le montage qui présente le moins d'interférences rotor/rotor.

En vue de minimiser les interférences entre le sillage rotor et la voilure, les hélicoptères tiltwing ont été développés dès les années 1960 (Figure 2.16 gauche) mais n'ont jamais été produits à grande échelle. Avec le gain d'attrait des dispositifs électriques, de nouveaux appareils attirent aujourd'hui les regards (Figure 2.16 droite). Ces configurations électriques permettent de maintenir les capacités de vol stationnaire, tout en diminuant considérablement la trainée de l'appareil et les coûts de maintenance par rapport aux hélicoptères classiques. L'inclusion de l'aile dans le sillage des propulseurs permet de gagner en efficacité grâce à un recollement forcé de l'écoulement.

Les hélicoptères électriques offrent cependant une autonomie limitée, ce qui justifie la recherche en cours autour des configurations hybrides thermiques/électriques : les phases de vol stationnaire ou vertical sont alimentées par l'énergie électrique, tandis que les moteurs thermiques assurent de la propulsion en vol d'avancement. Destinées à des missions de sauvetage, ces nouvelles configurations sont quatre fois plus rapides que les ambulances routières tout en diminuant les coûts d'opération de 10 % par rapport aux secours routiers.



Figure 2.16- Canadair CL-84 (gauche) et Dufour Aerospace aErO3 (droite)

2.3.4. Hélicoptère coaxial

De la comparaison de la manœuvrabilité à l'étude des performances en passant par les dynamiques de vol, les configurations classiques, coaxiales avec hélice de queue et hybrides ont été étudiées et largement comparées par K. Ferguson et D. Thomson [1]–[4].

La configuration coaxiale (Figure 2.17) est composée de deux rotors superposés contrarotatifs. Comparé aux configurations classiques et hybrides (HCH, Hybrid Compound Helicopter), l'hélicoptère coaxial (CCH, Coaxial Compound Helicopter) peut atteindre des vitesses plus importantes, et offre une finesse optimale à grande vitesse. Le CCH offre une manœuvrabilité exemplaire et une endurance accrue. L'étude menée par Ramasamy [37] en vol stationnaire a montré que ce montage améliore les performances du rotor supérieur de 9 %. Malgré une prise de position certaine et un manque de données publiques, des séries de tests menées par Sikorsky ont aussi souligné les performances de ces nouvelles configurations [38], [39].

Cependant, ce gain de performance se fait au prix d'une demande en puissance accrue en vol d'avancement : les interactions rotor/rotor génèrent une augmentation de 20 % de la puissance nécessaire comparée à celle de deux rotors isolés. Le rotor inférieur présente une puissance majorée de 50 %, tout en ayant une diminution des performances nominales allant de 5 à 30 % en fonction des régimes de fonctionnement. Cette configuration compromet aussi les performances basse vitesse, ce qui la rend inapte à la réalisation de missions comprenant beaucoup de phases de vols stationnaires.



Figure 2.17 - Kamov Ka-50 (gauche), et Kamov Ka-32A-12 (droite)

2.3.5. Hélicoptère hybride

La configuration hybride, ou full compound, est au centre de l'étude présentée dans ce manuscrit. Ce montage est constitué de propulseurs latéraux montés sur une aile (Figure 2.18). Compte tenu du sujet de l'étude, des références détaillées aux résultats issus de la bibliographie seront fait dans le

développement de ce manuscrit (§4). Cette section a donc pour objectif de présenter succinctement le fonctionnement des hélicoptères hybrides et les limites de ces appareils.

De par les avantages qu'il présente, à savoir l'augmentation de la vitesse atteignable et de la manœuvrabilité entre autres, ce montage a été étudié aussi bien numériquement qu'expérimentalement [40], [41]. La première configuration hybride a été pensée par Konstantine Antonov en 1910 : le rotor principal, alors constitué de pales triangulaires, assure la sustentation et la direction de l'appareil tandis que des hélices latérales assurent la propulsion. Cependant cet appareil n'a jamais décollé en raison d'une puissance nécessaire au vol trop importante. Dès les années 1960 un intérêt particulier a ainsi été porté à ces configurations, comme le montre l'étude expérimentale menée par l'U.S. Army Aviation Materiel Laboratories [42] qui s'intéresse aux interactions entre les voilures tournantes et avec les parties fixes du montage. Cette configuration est très efficace à moyenne et grande vitesse, comme le montre le record de vitesse fixé à 472 km/h par le X3 en juin 2013. Un historique détaillé de l'évolution des hélicoptères hybrides a été proposé par Robb [43] et Hirschberg [44].

Cette section présente dans un premier temps les études menées sur des configurations dotées d'une aile classique. La deuxième partie est consacrée aux configurations dotées d'une aile fermée, à savoir que le propulseur est supporté par une aile inférieure et une aile supérieure. Comme nous le verrons, la forme de l'aile a une influence non négligeable sur les performances du montage.



Figure 2.18 - Airbus Helicopters RACER (gauche) et Eurocopter X3 (droite)

Pour les configurations semblables au X3, l'aile assure jusqu'à 90 % de la sustentation et les hélices assurent l'intégralité de la propulsion à grande vitesse. Ainsi, la traînée et la puissance nécessaire au rotor sont minimisées pour ce cas de vol [45]. Dans cette configuration de vol, les interférences rotor/aile et rotor/propulseur sont négligeables. Cependant, le chargement de la pale avançante du rotor est soumis à des variations importantes et une portance négative apparaît en bout de pale pour compenser le moment de roulis. Ces variations amplifient les angles de battements et les déformations structurelles liées [46]. Ce montage permet aussi un anti-couple très efficace, et offre une manœuvrabilité inégalée. Comparé aux configurations classiques et tilt [47], les hélicoptères

hybrides offrent des performances intermédiaires alliant l'efficacité à grande vitesse à de bonnes capacités de vol stationnaire.

Cependant, les HCH à ailes classiques sont soumis à des interactions très importantes à basse vitesse [1]. L'aile et l'hélice étant alors situées dans le sillage du rotor, elles influent sur le développement de l'écoulement et modifient les performances du rotor qui assure alors l'intégralité de la sustentation. Ainsi, le sillage des propulseurs diminue l'angle d'attaque local de l'écoulement sur le rotor, engendrant une baisse de poussée locale. Malgré la présence d'ailes qui atténuent ces effets, le souffle rotor modifie fortement les conditions de l'écoulement en amont de l'hélice, surtout à basse vitesse. Cette caractéristique entraîne la création de moments de flexion importants qui peuvent mener à une usure anticipée du montage. Des pertes d'efficacité des propulseurs allant jusqu'à 4 % et des fluctuations importantes sont aussi observées en fonction de la configuration. Les interactions rotor/propulseur étant au cœur de cette étude, elles seront étudiées plus en détail dans la suite de ce manuscrit (§4 et §5).

Les interférences propulseur/aile ont aussi été investiguées [48]. La mise en rotation de l'hélice modifie l'angle d'attaque de l'écoulement sur l'aile, engendrant un gain de portance local qui dépend du sens de rotation de l'hélice. Parallèlement, l'aile influe sur le développement du flux autour du propulseur et modifie son comportement aérodynamique en modifiant l'angle d'attaque local. Ces interférences sont négligeables comparées à celles générées par le souffle du rotor, mais le déplacement du propulseur à l'extrémité de l'aile améliore les performances en profitant de l'énergie des tourbillons de bout d'aile pour limiter la traînée globale de l'appareil. Cependant, pour ce faire, le sens de rotation des hélices doit être choisi pour profiter de cette énergie. Afin de maximiser les performances de l'aile et du propulseur, spécialement pour les grandes vitesses, un placement du propulseur en amont de l'aile est à privilégier. Le travail de cette thèse étant centré sur les interactions rotor/propulseur, l'influence de l'aile sur les performances du montage ne serait pas regardée dans ce manuscrit.

Le RACER (RAPid and Cost-Effective Rotorcraft), développé par Airbus Helicopters dans le cadre du projet européen Clean Sky 2, est un appareil de classe moyenne offrant une vitesse de croisière de 410 km/h avec une autonomie de 740 km [49]. Cette configuration propose un fonctionnement différent du X3 avec des propulseurs pousseurs situés en aval de la nacelle [8], [50], [51]. De plus, ce prototype est doté d'ailes fermées. La suite de cette section a donc pour objectif de mettre en avant les variations de performances résultantes de ces modifications.

En vol stationnaire, le propulseur droit du RACER est utilisé en mode inverse pour répartir l'anti-couple entre les deux hélices. Dans ce contexte, le sillage du rotor principal génère une augmentation de la poussée des propulseurs : l'hélice gauche voit ses performances majorées de 7 %, et celle de droite subit une augmentation de poussée de l'ordre de 25 %. En parallèle, bien que la

poussée totale du rotor reste inchangée, sa distribution est modifiée par les interactions propulseur/rotor : la succion en amont du propulseur engendre une perte de portance locale, tandis que le blocage assuré par le sillage du propulseur fait émerger un gain de portance sur le disque rotor. Une variation du chargement des pales plus importante qu'en vol de croisière est aussi observée sur les deux propulseurs à chaque révolution de rotor.

D'un autre côté, les ailes empêchent le développement des interactions rotor/propulseur bénéfiques. Ainsi, lors de l'ajout des ailes sur le montage, une perte de poussée d'environ 8 % est mesurée sur le propulseur gauche. Des phénomènes de décrochage sur les bords d'attaque et de fuite de l'aile réduisent l'efficacité aérodynamique. La mise en place d'une aile fermée diminue les interactions rotor/aile et augmente considérablement la portance de l'aile inférieure, mais la force descendante exercée sur l'aile supérieure est plus importante que pour les configurations classiques. En parallèle, les interactions aile/rotor augmentent la poussée du rotor de 2 %. Cependant l'écoulement non homogène créé par le rotor diminue la portance de l'aile située sous la pale avançante. Les interactions aile/propulseur engendrent une perte de portance du propulseur situé sous la pale avançante de l'appareil, mais aucun effet notable n'est observé pour le propulseur droit. En parallèle les deux propulseurs génèrent une force verticale descendante sur les ailes. Cet effet est fortement inhomogène du côté droit où le propulseur souffle sur l'aile.

Le sillage du rotor génère aussi des efforts importants sur la queue de l'appareil, permettant l'émergence d'une force anti-couple favorable.

Des études numériques ont été menées afin de déterminer l'influence des interactions sur les performances du RACER à grand paramètre d'avancement [52]. Dans ces conditions de vol, le sillage rotor engendre une perte de traction sur la partie supérieure des propulseurs ainsi que des fluctuations de chargement importantes. La mise en place de l'aile bloque le développement du sillage rotor, ce qui supprime les interactions bénéfiques prenant place sur la partie interne des propulseurs. L'influence du rotor sur le propulseur est plus marquée sous la pale avançante du rotor. En fonction de la configuration et du sens de rotation des hélices, les performances du propulseur sont augmentées jusqu'à 7 % en vol d'avancement : 1 % est dû aux interactions directes avec le rotor, et 6 % grâce à l'aile fermée qui modifie l'angle d'attaque de l'écoulement sur l'hélice et à l'ingestion des flux rotationnels contrarotatifs générés en bout d'aile. Réciproquement, la poussée du côté avançant du rotor est diminuée sous l'influence des propulseurs. En raison des grandes vitesses étudiées, l'effet de blocage des propulseurs n'est pas observé dans ces conditions de vol.

Cette étude a montré que le rotor principal augmente de façon conséquente la portance de l'aile sous la pale avançante, en ne générant qu'une faible diminution de l'efficacité sous la pale reculante. En parallèle, les ailes permettent l'augmentation de la traction locale du rotor principal en amont de la nacelle, couplée à une diminution en aval sur la pale avançante. Une augmentation des performances de l'ensemble de l'aile inférieure est observée sous l'influence des propulseurs, tandis que le comportement de l'aile supérieure reste inchangé. Des études d'impact sur la queue de

l'appareil ont souligné l'émergence d'une force asymétrique résultante des interactions de l'ensemble du fuselage avec la queue.

Une étude numérique de Thiemeier et al. [53] a été menée sur l'influence de l'angle de dérapage de l'hélicoptère complet en vol stationnaire. En fonction de l'intensité des vents, leur orientation engendre une grande modification des phénomènes d'interférence et du comportement aérodynamique de l'hélicoptère, comme le montre la Figure 2.19. Le développement du sillage du rotor est impacté, et son influence potentielle sur le propulseur modifiée. Ainsi, lorsque l'hélicoptère est soumis à un vent de face, son efficacité est optimale mais les angles de pas cycliques et collectifs nécessaires à la stabilisation de l'appareil sont maximaux. L'efficacité minimale est observée pour des vents latéraux à 120° et 90°. Une nouvelle fois, les interactions avec les tourbillons de bout de pale sont négligeables, mais l'influence du sillage rotor sur les performances de la machine est importante.

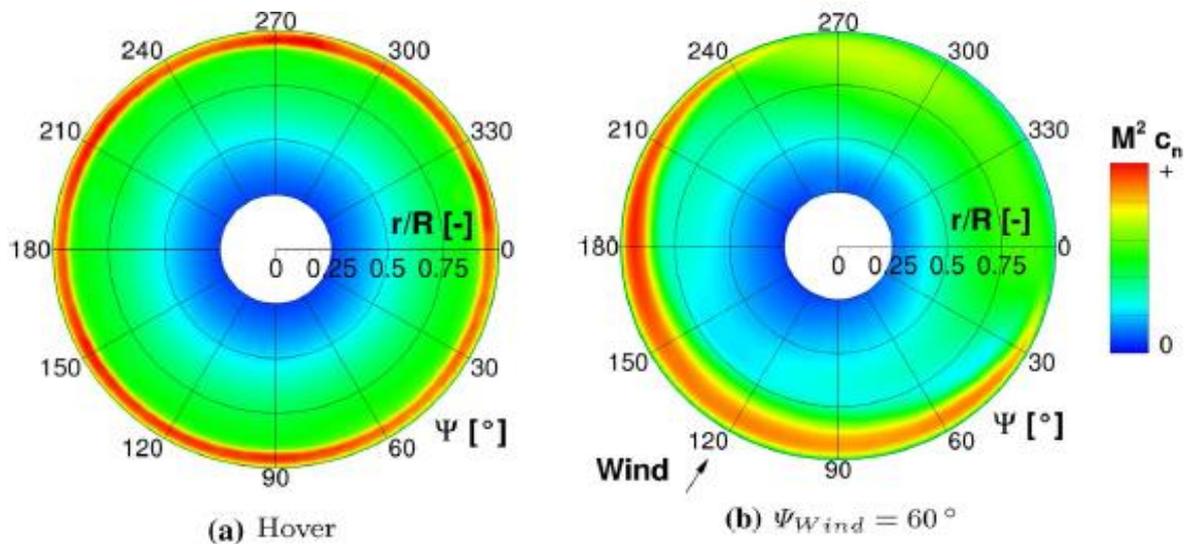


Figure 2.19 - Distribution du coefficient de force normale sur le disque du rotor en vol stationnaire (gauche) et avec un vent à 120° (droite) [41]

En conclusion, la configuration hybride présente de meilleures performances basse vitesse que l'hélicoptère coaxial malgré des interférences fortes. De plus, la charge admissible est augmentée, la manœuvrabilité facilitée, et le plafond de vol stationnaire est supérieur. L'optimisation par conception des nouvelles générations permet ainsi de conserver les qualités de vol stationnaires des hélicoptères classiques, tout en augmentant les performances en vol d'avancement. Cette configuration offre donc un compromis efficace entre les configurations classiques et les tiltrotors, et est particulièrement adaptée pour des missions de transport de charge comprenant à la fois des phases d'avance rapide et des phases de vol stationnaire.

De nombreuses études numériques ont été conduites pour quantifier les interactions entre le rotor, le fuselage, les propulseurs, l'hélice de queue et l'aile. En revanche, peu d'études expérimentales sont disponibles à ce jour. Les données numériques disponibles à ce jour n'ont donc pas été validées par des mesures. Ces travaux ont donc pour but d'étudier expérimentalement les interactions rotor/propulseur pour différentes configurations de vol.

En parallèle, aucune étude n'a été menée à ce jour pour étudier les performances du montage pour différentes positions du propulseur. Cette thèse permettra donc de souligner l'influence de la position du propulseur sur le développement de l'écoulement autour de l'appareil. Des mesures d'efforts et de vitesse dans le champ permettront ainsi de souligner les variations de performances des éléments tournants, et d'en identifier les causes.

Des combinaisons des configurations présentées précédemment sont aussi en cours de développement (Figure 2.20). Parmi ces aéronefs, le Sikorsky/Boeing SB-1 Defiant, allie deux rotors coaxiaux et un propulseur de queue. Cette configuration, destinée à équiper les armées américaines d'ici 2030, présente des performances grande vitesse exceptionnelles, mais des interactions entre les trois rotors importantes.



Figure 2.20- Sikorsky / Boeing SB-1 Defiant (gauche) et Sikorski S97 (droite)

2.4. Conclusion

Les hélicoptères sont aujourd'hui de plus en plus utilisés, aussi bien pour des applications civiles que militaires. Contrairement aux avions, les appareils à voilure tournante sont capables d'effectuer des vols stationnaires ainsi que des atterrissages et décollages verticaux qui permettent l'accès à des zones étroites et la réalisation de missions variées. Cependant, les configurations actuelles présentent des limites parmi lesquelles la vitesse maximale atteignable bien inférieures à celles des avions.

Ainsi, les hélicoptères hybrides présentés dans ce paragraphe améliorent grandement les performances de ces aéronefs à grande vitesse, tout en augmentant la charge acceptable. Plusieurs configurations ont été détaillées. Le montage à aile simple est le moins couteux. Il présente de très bonnes performances à grande vitesse, mais compromet les performances de vol stationnaire.

Des configurations comprenant plusieurs rotors principaux ont aussi été présentées. Le tilt rotor est le montage permettant d'atteindre les vitesses les plus élevées, mais les capacités de vol stationnaires en sont fortement impactées. Cette configuration permet aussi de maximiser le chargement acceptable, au prix d'une complexité mécanique et d'un coût de production et de fonctionnement très élevés. L'hélicoptère tandem offre de bonnes performances sur toute l'enveloppe de vol, et permet d'augmenter considérablement la charge transportable. Cependant, pour ces deux configurations, la mise en place de deux rotors de grande dimension génère des interactions très importantes. Afin de limiter les effets néfastes, une distance supérieure ou égale à 1,1 diamètre doit être observée entre les deux rotors.

L'hélicoptère coaxial a été l'une des premières configurations développées au début du XX^{ème} siècle. Cette configuration offre une adaptabilité exemplaire en mission. Cependant, les interactions rotor/rotor sont très importantes et génèrent des pertes de performances et une augmentation de la demande en puissance pour tous les cas de vol. Enfin, l'hélicoptère hybride offre un compromis efficace entre performances à grande vitesse et conservation des qualités de vol stationnaire.

Cependant, la complexité des appareils est augmentée, multipliant les interactions aérodynamiques qui altèrent les capacités de vol et engendrent une majoration importante de la puissance nécessaire au vol. Ce chapitre a souligné l'importance des interactions sur les performances de ces configurations. Dans ce cadre, l'étude des interactions et l'optimisation des configurations sont essentielles pour maximiser l'adaptabilité des hélicoptères hybrides. De nombreuses études numériques ont été menées pour caractériser les interactions entre les différents éléments, mais peu d'approche expérimentale ont été présentée à ce jour. Cette thèse a donc pour objectif de lever cette limite en caractérisant expérimentalement les performances des éléments rotatifs en fonction des conditions de vol. Différentes configurations seront explorées afin d'identifier l'influence de la position du propulseur sur les performances du montage.

3. Moyens et méthodes

3.1. Le banc INTROH

Le banc INTROH (INTEractions RORotor Hélice) a pour but d'améliorer la compréhension des interactions aérodynamiques complexes qui prennent place entre les éléments tournants des hélicoptères grande vitesse. Il est composé d'une maquette de l'hélicoptère Sud Aviation SA365 DAUPHIN et d'une hélice propulsive initialement développée pour des activités de modélisme. Des études ont été menées sur l'hélicoptère isolé [54], [55], mais aucune étude expérimentale incluant le propulseur n'a été conduite à ce jour. Cette étude vise à créer une base de données d'essais afin d'identifier les caractéristiques des composants isolés et l'influence des interactions sur leurs performances.

3.1.1. DAUPHIN 365N

Les essais ont été conduits avec une maquette motorisée de l'hélicoptère DAUPHIN 365N à l'échelle 1/7,7 (Figure 3.1 et Figure 3.2). Cette maquette a été conçue et fabriquée à l'ONERA dans les années 1980. Comme détaillé dans la suite de cette section, ce montage est capable de transcrire les phénomènes observés sur les hélicoptères de taille réelle grâce à une géométrie très détaillée et réaliste. Cette maquette a été largement étudiée à l'ONERA : entre autres, des caractérisations des phénomènes vibratoires propres, des pressions stationnaires et instationnaires, et des interactions rotor/fuselage ont été conduites [55], [56].

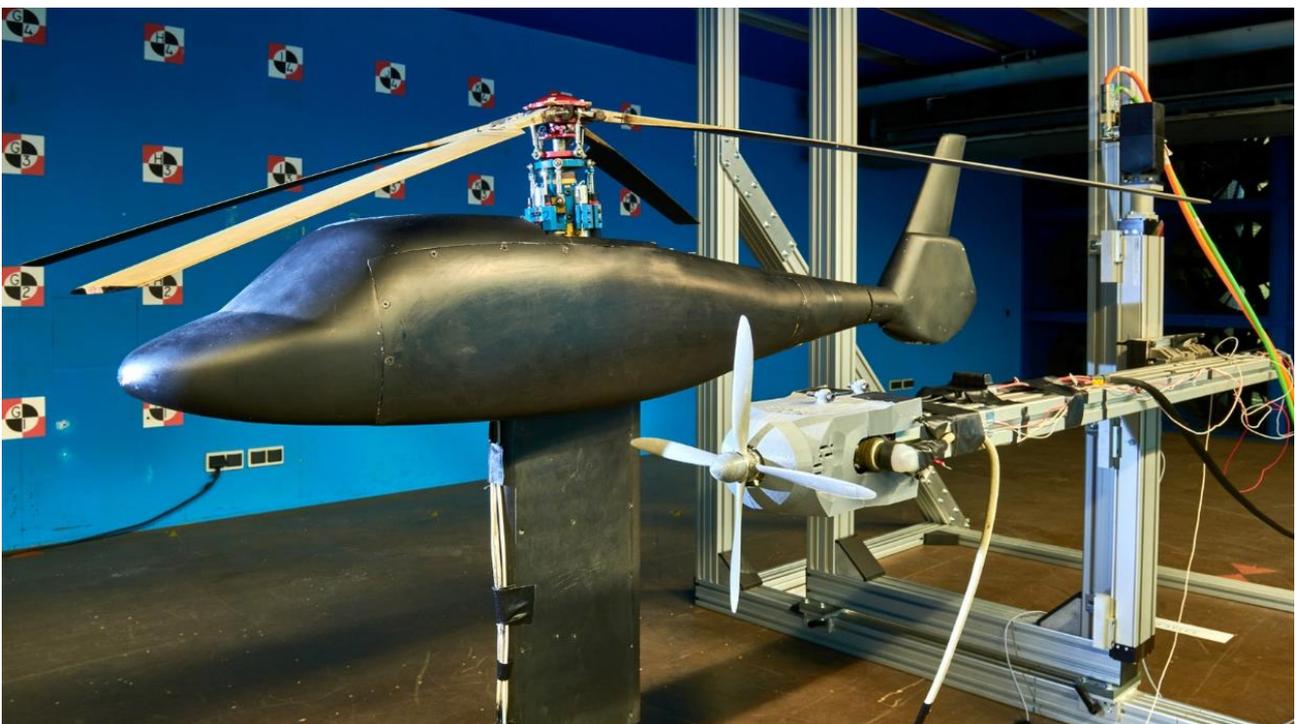


Figure 3.1 - Maquette DAUPHIN montée en veine

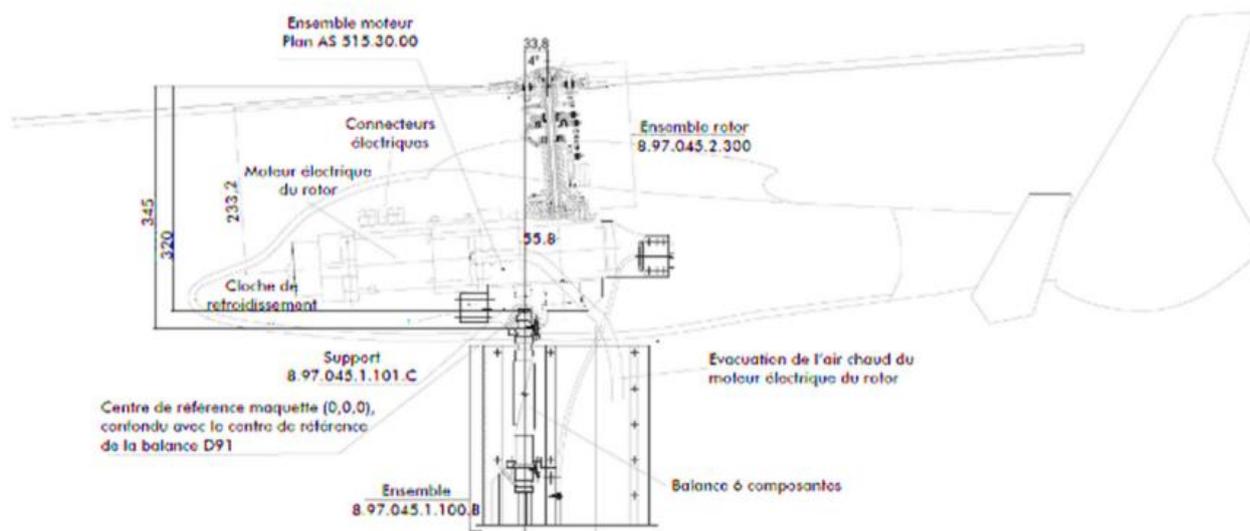


Figure 3.2 - Schéma de la maquette DAUPHIN 365N

Le fuselage est composé de fibre de verre, et équipé d'un panneau amovible permettant l'accès à l'intérieur de la maquette afin de vérifier l'état des organes internes (prises de pression, capteur de température, ...). L'hélicoptère mesure 1,467 m de long, 0,417 m de large et 0,456 m de haut. Un mât support rehausse l'hélicoptère jusqu'à une hauteur de 1,2 m.

Le rotor est entièrement articulé et équipé de quatre pales rectangulaires en fibre de verre dont les caractéristiques sont les suivantes : profil OA209, corde de 0,05 m, et angle de torsion linéaire de $-16^\circ/\text{m}$. Le rotor a un diamètre de 1,5 m, soit une surface de disque de $1,7671 \text{ m}^2$ avec une solidité de 0,085, et est incliné de 4° vers le nez de l'appareil (à piquer).

La tête rotor est formée d'un plateau cyclique équipé de vérins et de capteurs associés à un système de recopie de pas permettant le contrôle des angles de pas cycliques et collectifs afin d'assurer le pilotage de l'hélicoptère comme en conditions réelles. La vitesse de rotation nominale du rotor est de 1272 tr/mn, ce qui correspond à une vitesse en bout de pale de $V_{tip} = 100 \text{ m/s}$. Compte tenu des limites expérimentales, la vitesse de rotation réelle lors des essais est de 1100 tr/mn, ce qui correspond à une vitesse en bout de pale de 86 m/s. Le sens de rotation est défini tel que la pale avançante est située à gauche de l'appareil, sens pilote.

L'ensemble mécanique est composé de :

- Un mât rotor en similitude géométrique fonctionnelle avec le sphériflex du SA365 comprenant un arbre creux, et un moyeu quadripale (Figure 3.3) ;

- Un ensemble motoréducteur composé d'un moteur à fréquence variable FV76 offrant une puissance de 4 kW pour une vitesse de rotation maximale de 1400 tr/mn, et d'un réducteur à renvoi d'angle avec un rapport de réduction de 1/8 muni d'une roue libre ;
- Une platine de liaison entre le mât support, la motorisation, le mât rotor et le fuselage de la maquette ;
- Une instrumentation constituée d'un collecteur tournant 6 voies permettant de mesurer les angles de battement, traînée, et pas, et une piste potentiométrique pour mesurer l'incidence de la maquette (Figure 3.4).

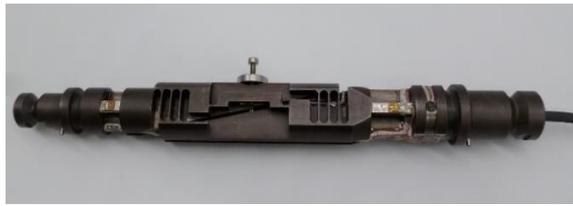


Figure 3.3 - Vue d'un vérin équipant la tête rotor (gauche) et schéma d'implantation des vérins (droite)



Figure 3.4 - Photographies des capteurs intégrés à la tête rotor

Les efforts sont mesurés à l'aide d'une balance 6 composantes (D91) dont les caractéristiques sont détaillées dans la Figure 3.5. Le centre de réduction des efforts de la balance est situé à $dz = +218$ mm, et est confondu avec le centre géométrique de la maquette. L'ensemble des ponts de la balance sont reliés à une alimentation commune sous une tension de 4,00 Volts. Une fausse-balance non équipée et non usinée permet d'effectuer des tests préliminaires sans compromettre la balance D91. La balance et la fausse-balance sont insérées dans le mât support de l'hélicoptère.



	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
Gamme de mesure (N ou N.m)	±250	±200	±2000	±48	±60	±60

Figure 3.5 - Balance D91 et son étendue de mesure

Les vibrations sont enregistrées grâce à deux accéléromètres mono-axes situés selon \vec{y} et \vec{z} . La maquette est équipée de 2 capteurs magnétiques compte-tour pour le moteur et pour le mât-rotor. Afin de suivre l'évolution de la température du moteur et d'empêcher qu'elle ne dépasse les 80°C sous peine de détériorer ce dernier, une sonde de température PT100 est positionnée sur la face extérieure du moteur. Un système de vidéo-surveillance est mis en place pour vérifier le bon fonctionnement de l'installation.

Des prises de pression pariétales sont implantées sur le fuselage afin de mesurer l'influence des interactions sur les parois de la maquette. Un scanner de pression multivoie miniature MPS 4264 est utilisé pour l'acquisition. Ce boîtier permet la capture de pression allant jusqu'à 8 pouces de colonne d'eau, soit 1991 Pa à une fréquence maximale de 2500 Hz. Il a été choisi de ne pas synchroniser ces mesures avec la rotation du rotor pour capturer des phénomènes moyens. La précision de mesure est de $\pm 0,15\%$ de la pleine échelle, soit 3 Pa. Pour cette étude, 60 prises de pression dont l'emplacement est spécifié dans la Figure 3.6 ont été intégrées à la maquette.

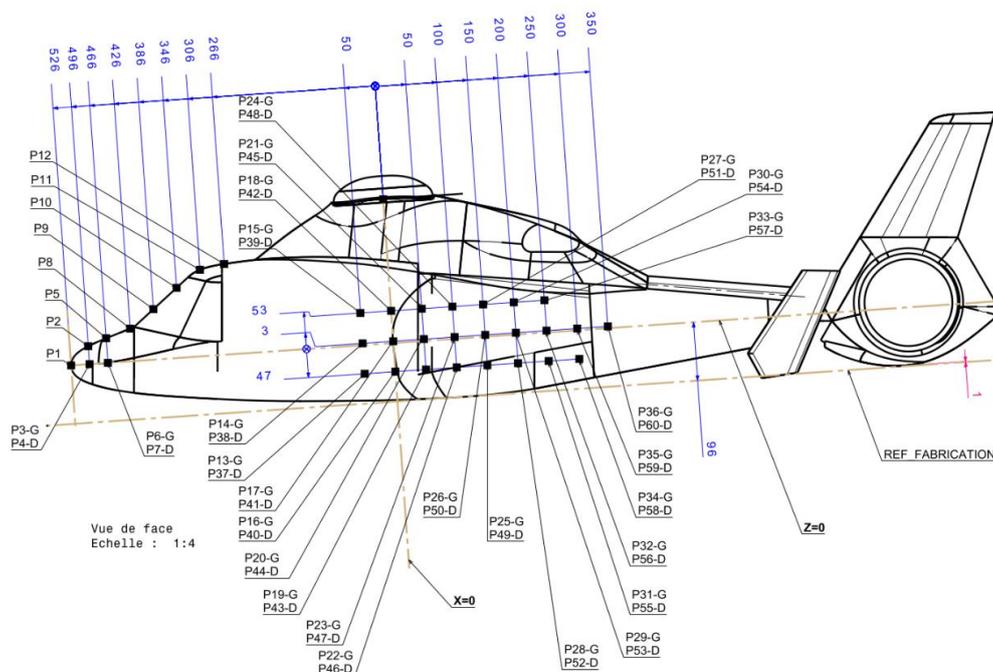


Figure 3.6 - Implantation des prises de pression sur la maquette DAUPHIN

Deux zones principales sont étudiées : la première zone est située sur le nez de l'appareil, et souligne l'influence du souffle rotor et de la vitesse d'avancement sur le fuselage. Cette partie de l'analyse est donc aussi applicable à des configurations conventionnelles. La deuxième région d'intérêt est située sur les côtés de l'appareil, derrière l'hélice. L'influence couplée du sillage de l'hélice et de celui du rotor sera ainsi mesurée pour les différents cas de vol. L'implantation des prises à gauche et à droite de l'appareil permettra de vérifier la symétrie des champs de pression en fonction de la position du propulseur.

L'ensemble de l'étude est conduit dans des conditions atmosphériques standards dont les variations sont mesurées. Compte tenu des faibles écarts de densité d'air observés (de l'ordre de 1,2 % pour une journée complète d'essais), aucune correction n'est apportée.

Le Tableau 3.1 propose une comparaison des caractéristiques expérimentales et réelles pour le Dauphin 365N. Le vol expérimental est conduit à 19 m/s avec une vitesse de rotation de 1100 tr/mn. Le vol réel est réalisé dans des conditions moyennes : vol à 300 km/h à 1000 m avec une vitesse angulaire de 360 tr/mn. Il peut être noté que la similitude expérimental/réel est visée sur le chargement adimensionné. Compte tenu du changement d'échelle, les nombre de Reynolds et de Mach sont environ 10 fois moins importants expérimentalement. Pour pallier ces limites, des modules peuvent être implémentés sur la maquette pour forcer la transition laminaire/turbulent.

	EXPERIMENTAL	REEL
Re (fuselage)	$9 \cdot 10^6$	$178 \cdot 10^6$
Re (bout de pale)	$5 \cdot 10^6$	$55 \cdot 10^6$
Mach (fuselage)	0,06	0,3
Mach (bout de pale)	0,25	0,64
\bar{Z}	14,5	14 - 15

Tableau 3.1 - Comparaison des caractéristiques expérimentales/réelles du Dauphin

Des études de précision des systèmes de mesures du rotor principal ont été conduites. Une analyse statistique des résultats a souligné la bonne répétabilité des mesures, à l'exception de la capture de la position des tourbillons en bout de pale où des divergences apparaissent. Un équilibrage du rotor inégal entre les différents essais a aussi été souligné, engendrant des interactions pales/tourbillon légèrement différentes. Les tourbillons de bout de pale n'étant pas au centre de l'étude, la maquette utilisée offre donc une représentativité et une précision suffisante.

En outre, à la lumière des essais préalablement conduits, une attention particulière est portée à l'équilibrage statique du disque rotor pendant les phases préparatoires des essais dont les résultats

sont présentés dans ce mémoire. Afin d'assurer la précision des essais, l'angle de battement de chaque pale de l'hélicoptère est étalonné préalablement. Un réglage correct assure que chaque pale soit dans le même plan, ce qui limite les vibrations, les efforts parasites et le bruit lors de mesures. Pour effectuer la calibration, les pales ont été colorées selon le schéma présenté en Figure 3.7. Un stroboscope et une caméra haute vitesse sont couplés pour capturer le positionnement de chaque pale, et valider l'équilibrage du rotor.

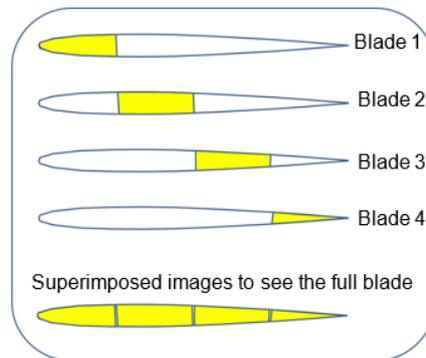


Figure 3.7 - Coloration des pales pour assurer la calibration du rotor principal

Par le passé, des campagnes de mesures ont été conduites à l'ONERA afin de déterminer les caractéristiques dynamiques de la maquette, notamment la détermination des zones de fonctionnement critiques. Des mesures de pressions stationnaires et de pesées ont également été réalisées, et l'utilisation de la visualisation pariétale a illustré les frottements qui s'appliquent sur l'hélicoptère isolé dans différentes conditions. A travers ces études, la maquette à échelle réduite du DAUPHIN 365N a montré sa capacité à reproduire les performances d'un appareil réel.

3.1.2. Hélice propulsive

Dans le cadre de ce travail, un propulseur a été ajouté au montage pour étudier les nouvelles configurations d'hélicoptère (Figure 3.8). Deux profils d'hélice ont été étudiés : APC 11x09-4 et 11x06-4, tous deux initialement développés pour des activités de modélisme. Afin de garder un ratio géométrique similaire à celui de l'Eurocopter X3 entre le rotor et le propulseur, le diamètre de l'hélice est de 0,28 m (11 in) pour une vitesse de rotation maximale de 10 000 tr/mn. La seule différence entre les deux hélices est l'angle de calage fictif des pales (respectivement 9° et 6°). Le propulseur est doté de quatre pales. L'hélice est mise en rotation grâce à un moteur électrique d'aéromodélisme de la marque SCORPIO (référence SII-5525-210KV), piloté grâce à un module de contrôle électronique de la vitesse (Electronic Speed Control, ESC) dont la puissance est assurée par une alimentation à courant continu AMETEK capable de fournir une puissance de 10 kW. L'hélice et sa motorisation sont montées sur un portique mobile offrant 3 degrés de liberté : le déplacement vertical est motorisé afin d'assurer la sécurité du montage pendant les essais, et éventuellement d'effectuer des essais dynamiques. Les déplacements horizontaux manuels permettent d'adapter la position de l'hélice à la configuration testée.



Figure 3.8 - Propulseur APC 11x09-4 (sans cône ni carénage)

Un cône a été conçu et placé sur le bout de l'arbre dans le but d'obtenir un écoulement plus homogène en amont et de maximiser l'efficacité aérodynamique de l'hélice, à l'image des hélices utilisées sur les hélicoptères à taille réelle. Un carénage a été installé autour de l'ensemble moteur/balance pour fluidifier l'écoulement en aval, et découpler l'effet du sillage de l'hélice des mesures des caractéristiques aérodynamiques. Le carénage est formé de deux demi-coquilles qui permettent un ajustement précis sur le montage. Les effets du cône et du carénage sont discutés lors de la caractérisation exhaustive des performances du propulseur (§8.1).

Lors des essais, la température pariétale de la balance est mesurée à l'aide d'une sonde de température de type PT100. Un compte-tour magnétique à effet Hall équipe la maquette afin de régler en temps réel la vitesse de rotation de l'hélice avec une précision de ± 30 tr/mn. Lors de la campagne sur le propulseur isolé, les mesures d'efforts sont réalisées à l'aide d'une balance 6 composantes MC3A de marque AMTI, et dont les caractéristiques sont présentées dans le Tableau 3.2. Cette balance compacte permet le découplage effectif des différentes voies de mesure grâce aux caractéristiques suivantes : non-linéarité de $\pm 0,2$ % à pleine échelle, et sensibilité transverse inférieure à 2 %. Le MC3A est associé à un conditionneur GEN5 qui permet de contrôler les gains et les tensions d'alimentation du capteur, et d'obtenir des signaux analogiques possédant des caractéristiques satisfaisantes pour une acquisition via un système d'acquisition NI (National Instruments).

	Fx	Fy	Fz	Mx	My	Mz
Effort maximal (N ou N.m)	100	100	440	11	11	6
Sensitivité ($\mu V/V.N$ ou $\mu V/V.Nm$)	5,4	5,4	1,35	265,5	265,5	121,4

Tableau 3.2 - Caractéristiques de la balance MC3A

Pour répondre au mieux aux caractéristiques observées lors de la campagne préparatoire et pour faire suite à la casse de la première balance, la balance équipant l'hélice propulsive a été

remplacé pour les mesures sur le montage complet. La nouvelle balance choisie est fournie par FUTEK, et ses caractéristiques sont détaillées dans la Figure 3.9. Ce module fait en aluminium est compensé en température pour des fonctionnements de 15 °C à 72 °C, avec une incertitude de 0,01 % de la charge par °C. Lors de la caractérisation du propulseur isolé, une variation de température maximale de l'ordre de 10 °C a été mesurée à la suite d'un fonctionnement continu de 2 h. L'incertitude lors de la compensation en température est donc d'environ 0,1 % pour les cas les plus défavorables.

CAPACITIES				
ITEM #	Load Capacity		Torque Capacity	
	lb	N	in-lb	Nm
FSH04259	50	222	50	5.65

Figure 3.9 – Vue (haut) et caractéristiques techniques (bas) du nouveau capteur de force de la partie hélice

Le système composé de jauges de déformation offre de bonnes performances avec une non-linéarité de $\pm 0,25$ %, une hystérésis de $\pm 0,25$ % et une non-répétabilité de $\pm 0,25$ % à pleine échelle. Ses petites dimensions permettent une intégration plus aboutie de la balance sur le montage via des pièces d'adaptation conçues sous SolidWorks (Figure 3.10). Ce capteur de force a été utilisé pour effectuer des mesures complémentaires sur le montage complet. Une chaîne d'acquisition LabVIEW NI 9237 est utilisée pour le conditionnement.



Figure 3.10 - Carénage du moteur et de la balance 2 axes vu du dessus (gauche) et de côté (droite)

3.1.3. *Système d'acquisition*

Le système d'acquisition utilisé pour la balance six axes est basé sur du matériel National Instruments (NI). Il est composé d'un châssis SCXI-1000 contenant un module SCXI-1600 et trois modules SCXI-1520. Le premier module assure le contrôle et l'acquisition de données grâce à des ports USB 16 bits capables d'acquérir à une fréquence de 200 kHz. Les modules SCXI-1520 contiennent chacun huit voies de conditionnement utilisées pour l'acquisition de capteurs nécessitant une tension d'alimentation. Des boîtiers SCXI-1314 connectent les différents signaux à acquérir.

L'acquisition des données et la surveillance en temps réel sont assurées grâce au logiciel LabVIEW. Le post-traitement des mesures d'efforts est réalisé à l'aide d'un script développé sous Python. L'ensemble des mesures balance de cette étude sont effectuées pendant 30 secondes à une fréquence d'acquisition de 3000 Hz.

Le système d'acquisition mis en place pour la balance deux axes utilise le CDAQ 9179 avec une fréquence maximale de 100 kHz.

3.2. **Soufflerie L2**

3.2.1. *Dispositif*

La soufflerie basse vitesse L2 est une soufflerie de type Eiffel de grande dimension (Figure 3.11). Construite sur le site de l'ONERA de Lille en 1968, la soufflerie est utilisée pour des applications aéronautiques, navales et industrielles grâce à ses caractéristiques et à son large panel de mesures possibles. Sa structure est composée principalement de panneaux de bois stratifiés vissés sur des cadres en bois, et peints dans des couleurs mates pour faciliter l'utilisation de méthodes optiques de visualisation de l'écoulement.



Figure 3.11 – Soufflerie subsonique L2

La soufflerie est installée dans un hall de 725 m² permettant une circulation libre du flux d'air sur les côtés et au-dessus de l'installation. Le fluide entre dans la section d'essai par un nid d'abeille dont les mailles mesurent 5 cm x 5 cm sur une longueur de 30 cm afin de laminariser l'écoulement et de limiter la dissipation d'énergie provoquée par la turbulence, tout en alignant l'écoulement dans la direction axiale de la soufflerie. Le nid d'abeille est nécessaire pour obtenir un écoulement homogène et constant en veine afin d'effectuer des mesures fiables et répétables. L'écoulement rencontre ensuite un convergent 2D en forme de quart d'ellipse de longueur 2,5 m et de largeur 1,5 m ayant un ratio de contraction de 2,2. Ce convergent permet une accélération de l'écoulement et une diminution de la turbulence.

La veine mesure 2,4 m de hauteur, 6 m de largeur, et 12 m de longueur. En aval de la section d'essai, un diffuseur menant à une hauteur de 2,8 m est aménagé pour permettre l'insertion de 18 moto-ventilateurs répartis en 3 lignes et 6 colonnes. Le diffuseur permet de ralentir la vitesse de l'écoulement avant les ventilateurs. Les ventilateurs sont alimentés par des moteurs électriques et contrôlés par un convertisseur de fréquence. Ils sont commandés par un automate programmable XBT capable de piloter chaque ventilateur individuellement ou de mettre en place des séquences faisant intervenir plusieurs entités. L'ensemble des ventilateurs fournissent une puissance totale de 125 kW, ce qui permet d'obtenir une vitesse maximale de 19 m/s en veine.

La soufflerie opère à température et pression ambiante. La masse volumique de l'air est déterminée grâce aux mesures de pression atmosphérique, température ambiante et hygrométrie effectuées dans le hall de retour. Aucun système de refroidissement n'est utilisé, mais compte tenu des faibles vitesses impliquées, la hausse de la température ambiante ne dépasse pas les 5 °C par heure en fonctionnement continu à plein régime. Le passage de l'écoulement engendre un refroidissement efficace des moto-ventilateurs, permettant un fonctionnement optimal pendant l'intégralité de la campagne de mesure.

Pour adapter le montage aux différents essais réalisés, un plateau tournant d'un diamètre de 5,96 m est intégré au sol de la soufflerie. Son centre est situé 6,5 m en aval de la fin du convergent. L'angle de dérapage est fixé avec une précision de $\pm 0,1^\circ$.

En fonction de la vitesse de l'écoulement et de la géométrie testée, le profil de turbulence obtenu montre des valeurs allant jusqu'à 7,6 % proche des murs, et de l'ordre de 3 % en centre de veine. La couche limite a une épaisseur de l'ordre de 0,2 m. Le diamètre du rotor étant de 1,5 m, les effets de parois sont donc négligeables pour les configurations étudiées pendant ce travail. Cependant, un effet de la proximité du sol est anticipé lors des essais comprenant l'hélicoptère, du fait de la dimension et de l'orientation du rotor. Cette hypothèse sera vérifiée dans les chapitres 4 et 5.

3.2.2. Moyens de mesures

Afin de caractériser l'écoulement incident sur la maquette, trois tubes de Pitot sont situés 1,95 m en aval du nid d'abeille. Pour cette étude, seul celui situé au centre de la veine a été utilisé car les interactions entre la maquette et les parois ont été prouvées faibles. Des mesures d'efforts et des prises de pression sont aussi installées directement sur les maquettes en fonction des besoins spécifiques. Les outils de mesures utilisés dans le cadre de cette étude ont été détaillés dans le paragraphe 3.1.1.

Outre les mesures d'efforts et de pression, des visualisations et des mesures optiques peuvent être réalisées. La tomoscopie laser permet une analyse qualitative de l'écoulement, et peut être couplée aux mesures quantitatives pour affiner les observations et comprendre le comportement de l'écoulement. Cette méthode consiste à éclairer des particules de fumées selon un plan de lumière laser dans le but de mettre en avant les zones de turbulence, de tourbillons ou de décollement. Pour ce faire, une source laser est dirigée vers une lentille cylindrique, ce qui crée un écran de lumière de quelques millimètres d'épaisseur. Des particules de fumées blanches, fabriquées à partir d'un mélange d'eau et d'huile, sont dirigées sur la maquette grâce au transport de particules par le fluide. Les images sont alors enregistrées par une ou plusieurs caméras haute résolution.

La visualisation par tomoscopie laser a été utilisée à des fins de communication dans cette étude (Figure 3.12). Cette approche a aussi permis de vérifier le comportement de l'écoulement notamment au niveau des interactions rotor/propulseur. Ainsi, même si les résultats des essais tomoscopiques n'ont pas été exploités lors du post-traitement, ces visualisations ont permis de valider les plans choisis pour la PIV.

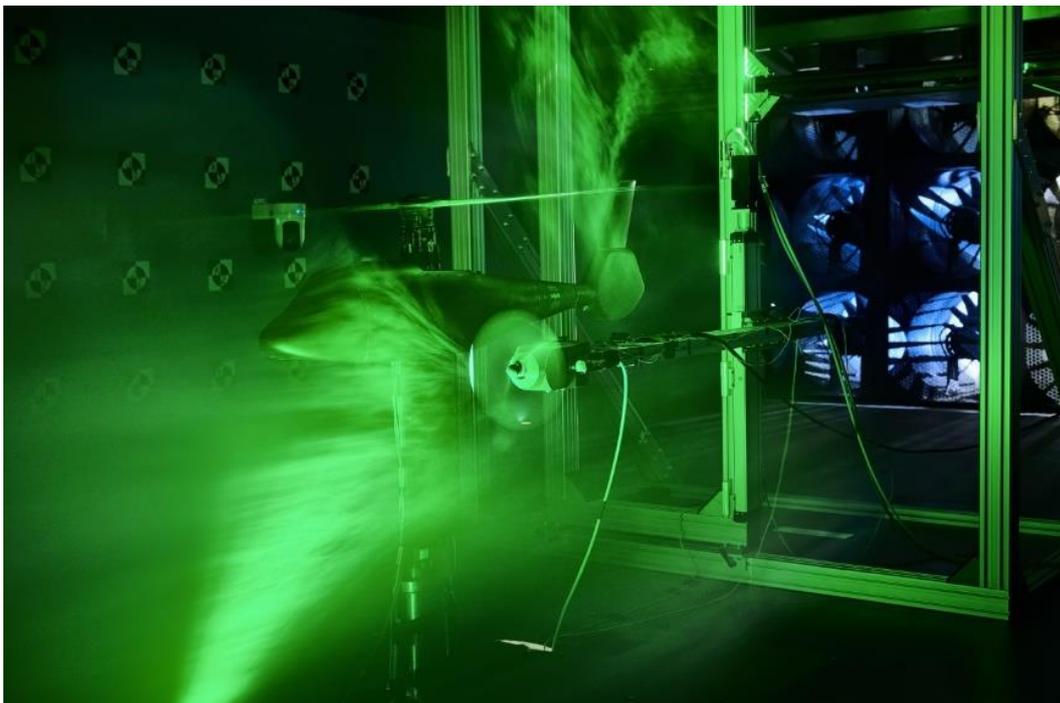


Figure 3.12 - Visualisation de l'écoulement autour de la maquette par tomoscopie

D'un autre côté, la soufflerie permet la réalisation de la PIV (Particle Image Velocimetry, ou Vélocimétrie par Image de Particules) afin de mesurer les champs de vitesse instantanés. Pour ce faire, le fluide estensemencé de particules dites « traceurs », qui ont une masse suffisamment faible pour suivre la dynamique de l'écoulement sans perturber son développement. En soufflerie, un générateur de particules est mis en place afin de générer des gouttelettes d'huile d'olive de l'ordre du μm . L'acquisition est réalisée grâce à un montage similaire à celui de la tomoscopie : un laser est dirigé vers une lentille cylindrique pour créer une nappe laser qui illumine les traceurs. Ces images sont enregistrées par une ou plusieurs caméras. Cependant, alors que l'illumination est continue pour la tomoscopie, lors des applications PIV deux impulsions lasers sont émis à un intervalle de temps très faible : dans la soufflerie L2, l'intervalle de temps typique varie de $50 \mu\text{s}$ à $150 \mu\text{s}$. Ce faible intervalle de temps permet de suivre les particules sur un faible intervalle d'espace. Ainsi, la comparaison des deux images instantanées permet d'extraire les deux ou trois composantes de la vitesse locale de l'écoulement. La technique et les plans de vue utilisés pour cette application sont détaillés dans le chapitre 4.

Pour ces deux techniques de visualisation, la précision dépend de la sensibilité de la caméra et de la puissance du laser. Dans le cas de la PIV, la précision dépend aussi des méthodes de corrélations employées et de la taille de la fenêtre d'analyse. Les paramètres choisis pour cette étude seront détaillés dans le §4. Pour rendre ces deux analyses possibles, l'intérieur de la soufflerie est peint en couleur mate.

3.3. Outils de calcul

La symbiose des approches numériques et expérimentales permet d'obtenir des données plus complètes : en fonction de la méthode utilisée, l'étude numérique génère des résultats plus rapides ou plus précis, et permet de conduire des études sur des points de vol difficilement atteignables expérimentalement. En parallèle, l'approche expérimentale permet de valider et d'améliorer ces modèles grâce à des données physiques, et de réaliser un plus grand nombre de points d'étude une fois le montage mis en place.

Cette thèse a pour objectif de mettre en avant l'utilité de cette complémentarité. Les résultats issus de deux approches numériques sont utilisés pour cette étude : une approche de sillage libre développée à l'ONERA (PUMA), et un ensemble logiciel développé par Eurocopter pour l'étude du comportement des hélicoptères (HOST). Des estimations extraites d'une approche CFD URANS (elsA, [57]) sont aussi exploitées lors de la préparation et de l'analyse des essais. Ces outils ont été largement employés depuis plus de 20 ans, notamment pour étudier les interactions aérodynamiques autour des hélicoptères [58]–[60]. Ces approches numériques sont présentées dans cette section.

3.3.1. PUMA

Le premier outil numérique utilisé pour cette étude est PUMA (Potential Unsteady Methods for Aerodynamics), une méthode de sillage libre instationnaire. PUMA est particulièrement utilisé dans les phases de pré-design pendant lesquelles de nombreuses géométries doivent être testées rapidement, aussi bien pour des configurations fixes que pour des voilures tournantes. Cette approche simplifiée est basée sur un couplage entre le module cinématique et le module aérodynamique.

Le module cinématique est basé sur une approche multi-corps rigide : la structure est composée de liens et d'articulations, sans déformations. La résolution du système est basée sur un algorithme récursif de Newton-Euler.

Le module aérodynamique utilise un modèle de sillage libre couplé à une approche ligne portante. L'approche ligne portante permet de calculer la distribution de portance le long d'une pale grâce à des polaires 2D pouvant être issues de code URANS ou d'essais en soufflerie, ce qui permet de prendre en compte les phénomènes de compressibilité. Fondée sur la simplification de l'aile en une ligne située au quart de corde, cette approche inclut également une correction pour tenir compte de la flèche. La ligne portante modélisant l'aile est alors divisée en différentes sections (Figure 3.13).

Cette théorie est particulièrement adaptée aux ailes de grand allongement, comme celles utilisées pour cette étude. Le sillage libre décrit l'évolution instationnaire du sillage modélisé par une surface de discontinuité potentielle, comme décrit dans la théorie de Mudry [61].

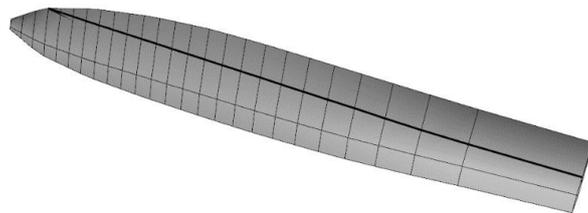


Figure 3.13 - Maillage de la géométrie 3D d'une pale sous PUMA

Basé sur le théorème de Kutta-Jukowski, le concept de circulation est introduit pour mieux prendre en compte de l'influence des sections avoisinantes. La circulation est définie comme l'intégrale curviligne de la vitesse du fluide le long d'une courbe fermée entourant la section :

$$\Gamma = \oint_C V \cdot dl$$

La notion de circulation est plus largement expliquée dans l'ouvrage de Brian J. Cantwell sur l'aérodynamique appliquée [62]. Entre autres, l'auteur explique que les tourbillons sont générés

en réponse à la prévalence de la vorticité de la face supérieure du profil par rapport à celle crée sur la partie inférieure. Les étapes de formation du tourbillon sont aussi présentées en fonction de l'angle de dérapage, de la vitesse relative, de la dimension des sections, et des autres paramètres de la configuration. Ces tourbillons génèrent des efforts, et l'intégration des termes de circulation sur l'ensemble de la section permet de déterminer les coefficients de portance et de traînée du profil.

Pour assurer un équilibre entre temps de calcul et précision des résultats, plusieurs discrétisations temporelles sont disponibles. La méthode multip le à plusieurs niveaux (Multilevel Fast Multipole Method) est mise en place pour accélérer la résolution des systèmes d'équations des vitesses induites.

Les paramètres utilisés lors de l'étude du propulseur isolé sont basés sur les bonnes pratiques usuelles mises en place à l'ONERA. En fonction des cas, 5 à 15 révolutions rotors sont calculées et 3 à 5 tours rotors sont moyenn es. Ces paramètres permettent dans la plupart des cas d'atteindre une convergence acceptable des efforts aérodynamiques. Pour certains cas à faible paramètre d'avancement ou avec des angles de dérapage spécifiques, une instabilité importante apparaît : les paramètres numériques sont alors modifiés pour stabiliser le calcul, ce qui peut affecter les résultats finaux. Ces résultats sont présentés et discutés plus en détail dans le §8.1.

Bien que cette approche offre des résultats cohérents rapidement, certaines limites sont à souligner :

1. La viscosité n'est pas prise en compte dans le sillage,
2. L'approche n'est théoriquement valide que pour les ailes de grand allongement.

En considérant que cette étude est conduite à faible vitesse ($V_{max} = 19$ m/s) avec des pales de grand rapport de forme, les limites listées ne remettent pas en question la viabilité de l'outil pour les applications choisies. De nombreuses études menées à l'ONERA ont démontré la validité de cette méthode pour les hélices et les rotors d'hélicoptères. Dans le cadre de cette étude, la validité des hypothèses de calcul est également vérifiée par la comparaison des résultats expérimentaux et numériques dans le chapitre sur la caractérisation du propulseur isolé (§8.1).

Dans cette étude, le code CFD RANS elsA a été utilisé pour déterminer les données aérodynamiques des profils de pale, nécessaires à l'utilisation de PUMA, en considérant un ratio ($Re/Mach$) constant.

Les résultats numériques ont permis de souligner l'importance de conduire une étude expérimentale sur le sujet, d'identifier les cas importants et de faciliter la mise en place des premiers essais.

Dans le cadre du groupe européen GARTEUR [63], une étude numérique caractérisant l'influence de la vitesse d'avancement sur les interactions rotor/rotor a été conduite avec elsA et PUMA [5]–[7]. Afin de simplifier les calculs et leur mise en place, les deux approches numériques ne prennent en compte que les disques rotor lors des études interactionnelles. Une hypothèse de couplage entre le rotor et le propulseur a été formulée. La validité de cette conjecture est vérifiée lors de la comparaison des données issues des caractérisations isolées avec les mesures sur le montage complet.

Outre l'analyse des interactions aérodynamiques pour différents paramètres d'avancement, les avantages et inconvénients de deux approches ont été mis en lumière. En l'absence de phénomènes interactionnels forts, la méthode de la ligne portante offre des résultats satisfaisants tout en permettant une analyse sur un nombre de points plus important. L'approche URANS étant plus complète, elle sert cependant de référence pour la plupart des études. Des études avec des raffinements de maillages adaptatifs telles que celle conduites par Öhrle et al. [64] donnent des estimations complètes des interactions tridimensionnelles. Ces simulations permettent de comprendre les phénomènes physiques sous-jacents, mais ont des coûts de calcul trop importants pour la plupart des applications. D'autres approches [27] allient précision et rapidité de calcul, mais ne sont aujourd'hui pas encore utilisées à l'ONERA.

3.3.2. *HOST*

HOST (Helicopter Overall Simulation Tool, [65]) est un logiciel développé par Eurocopter, ONERA et DLR depuis 1994. Cet ensemble a été pensé dans l'objectif d'harmoniser les outils d'études aéromécaniques disponibles. HOST peut être utilisé à différents niveaux, allant du simple disque rotor à l'hélicoptère complet ou au tilt rotor par exemple. Le logiciel permet, entre autres, d'analyser les caractéristiques de vol, les performances, les efforts, les vibrations ou les lois de pilotage des hélicoptères dans toutes les phases de vol.

Chaque simulation est réalisée en deux étapes : 1) l'étude de la cinématique et des paramètres de contrôle de l'appareil, et 2) l'étude des forces et de l'état d'équilibre résultants. Pour chaque calcul, une routine d'initialisation est conduite pour prendre en compte les conditions d'environnement, de mouvement, ou de forces extérieures pour n'en citer que quelques-unes.

Le calcul des paramètres de vol est basé sur la représentation harmonique du mouvement et de l'état interne de la structure. La solution d'équilibre est obtenue à l'aide de la méthode de Newton. Cette solution est composée des paramètres à imposer (pas collectif, pas cyclique, ...) et de paramètres à laisser libre pour atteindre les objectifs souhaités (environnement, mouvement, commandes initiales, ...).

Les applications de cet outil sont nombreuses : calcul du chargement dynamique du rotor, étude de l'élasticité des pales, stabilité du rotor, HOST propose aussi un fonctionnement inverse pour lequel l'utilisateur détermine les paramètres de sortie (trajectoire, efforts, comportement du rotor, vitesse...) et les commandes nécessaires à la réalisation de ces objectifs.

Dans cette étude, HOST a été utilisé pour déterminer les commandes de pas collectifs et cycliques à imposer au rotor principal pour atteindre les objectifs de vol fixés. Cet outil a donc permis de dérisquer les essais réalisés, et de faciliter la prise en main du banc. La corrélation entre les résultats numériques et les mesures expérimentales sur le rotor isolé est vérifiée lors de la préparation de la campagne sur le montage complet (§4.1).

4. Interactions aérodynamiques en position nominale

L'objectif de ce chapitre est d'identifier les interactions aérodynamiques rotor/propulseur en position nominale, à savoir sur une configuration similaire à l'Eurocopter X3. Pour ce faire, des mesures d'effort ont été réalisées afin de quantifier les interactions en fonction de la configuration de vol. Des prises de pression ont aussi été installées sur le fuselage de la maquette pour relever l'évolution de la pression pariétale induite, entre autres par les interactions sur le corps de l'hélicoptère. Des mesures de champs de vitesse ont été conduites avec pour objectif de visualiser ces interactions aérodynamiques et d'expliquer les variations d'efforts observées. Les performances du propulseur isolé et du propulseur installé ont aussi été comparées pour souligner l'influence des interactions sur l'hélice.

4.1. Préparation des essais

4.1.1. Caractérisation vibratoire

Afin de limiter les risques d'altération du montage, une caractérisation vibratoire exhaustive de la maquette en veine a été réalisée. Cette étude, qui n'est pas au cœur de la thèse, est ici présentée succinctement : des accéléromètres ont été placés sur le pied du mât support, sur le corps de la maquette et sur le fuselage (Figure 4.1). Un pot vibrant a été utilisé pour caractériser les modes de résonance jusqu'à 200 Hz. Des exemples de résultats sont disponibles dans les Figure 4.2 (déformée d'un mode) et Figure 4.3 (réponse à une sollicitation).



Figure 4.1 - Installation pour la caractérisation vibratoire de l'hélicoptère en soufflerie L2

Cette étude a permis d'identifier les vitesses de rotation à éviter pour conserver l'intégrité de la structure. Compte tenu de la longueur du mât support et des dimensions de l'hélicoptère, les modes de résonance sont nombreux et peuvent générer des phénomènes vibratoires importants menant à la

casse de certains composants fragiles tels que la balance aérodynamique. Dans ce cadre, un protocole expérimental strict a été instauré pour atteindre la vitesse de rotation nominale sans accrocher les fréquences de résonance identifiées.

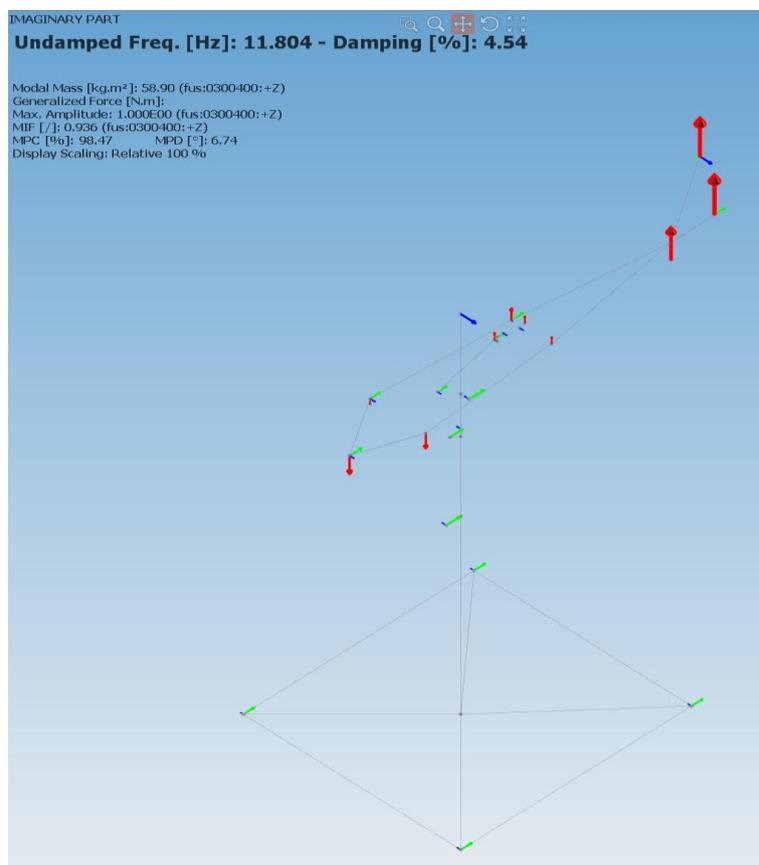


Figure 4.2 – Exemple de schéma des déformées du quatrième mode de résonance de l'hélicoptère

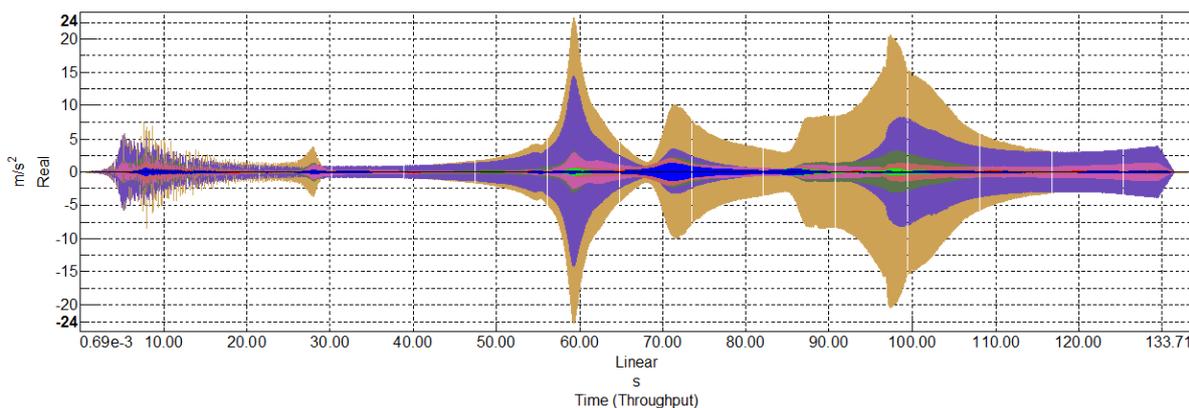


Figure 4.3 – Exemple de réponse à une sollicitation latérale

Sachant que le montage utilisé pour soutenir le propulseur lors de la caractérisation du montage complet est différent du montage mis en place pour le propulseur isolé, les modes de résonance identifiés sont modifiés. Une caractérisation vibratoire de la structure support du propulseur a été conduite pour mettre en avant les modes de résonance primaires. L'insertion ajustée

de la structure à l'intérieur de la soufflerie permet de rigidifier le support et donc de stabiliser le propulseur et de limiter les effets de résonance observés. L'utilisation d'un bras cylindrique remplaçant le bras rectangulaire permet aussi de stabiliser la structure et de limiter les effets vibratoires. Compte tenu de la rigidité du support, les modes de résonance du propulseur ne compromettent pas l'intégrité physique de la structure : seule la validité des mesures peut se trouver impactée.

4.1.2. Essais conduits

4.1.2.1. Mesures balance

Le système d'axe utilisé pour les mesures d'efforts dans cette étude est présenté en Figure 4.4. L'axe \vec{x} est l'axe longitudinal dans la direction du nez de l'appareil. L'axe latéral, \vec{y} , est positif sur la droite de l'appareil sens pilote. L'axe vertical, \vec{z} , est dirigé vers le sol.

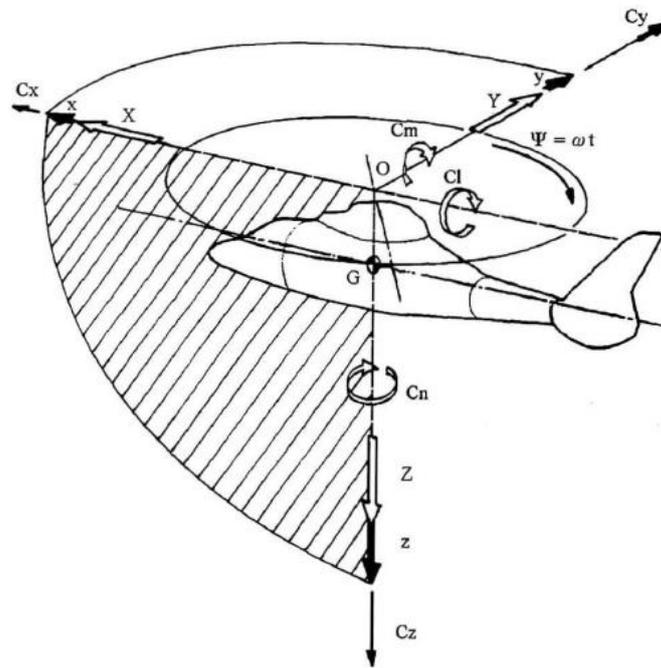


Figure 4.4 - Définition du système d'axe utilisé pour les mesures d'efforts

Des essais ont été réalisés selon la matrice suivante :

- Vitesse de vent de 0 m/s à 19 m/s, soit sur l'ensemble de la gamme réalisable à L2. Pour supprimer les effets d'inertie, un temps de stabilisation est observé à chaque changement de vitesse. En considérant la vitesse de rotation nominale de l'hélicoptère, le paramètre d'avancement est calculé avec la formule : $\mu = V/V_{tip}$ avec $V_{tip} = \Omega_{rotor} * R \approx 86$ m/s au régime nominal du rotor ;

- Vitesse de rotation du propulseur (Ω_{prop}) de 0 tr/mn à 9000 tr/mn. La vitesse de rotation est fixée manuellement avec une incertitude de ± 30 tr/mn. L'incertitude de mesure est inférieure à 1 %.

Les programmes d'essais complets sont disponibles en annexe, §8.3 à §8.5. Pendant les essais, l'opérateur fixe trois objectifs :

1. La traction $F_{z,rotor}$ est de 99,3 N, ce qui correspond à un chargement adimensionné $\bar{z} = 14,5$. Compte tenu du montage expérimental, la traction est fixée avec une incertitude de ± 3 N. Lors des essais, l'échauffement du moteur génère une baisse de régime de l'hélicoptère qui doit être compensée manuellement. Le chargement dépendant directement de la vitesse de rotation du rotor, des variations subites apparaissent pour certains essais notamment à faible vitesse de vent. Ces variations traduisent l'adaptation de la puissance de commande pour conserver une traction constante, et ne sont donc pas à prendre en compte pour l'analyse des efforts. L'analyse sera centrée sur les mesures réalisées avant et/ou après ces adaptations de puissance ;
2. L'effort longitudinal $F_{x,rotor}$ est égal aux valeurs de traînée identifiées pour le fuselage isolé ($\pm 0,5$ N) ;
3. Afin de supprimer l'effort latéral F_y , le battement cyclique latéral β_{1s} est nul ($\pm 0,2^\circ$).

Des essais de dérisquage ont été conduits afin d'ouvrir le domaine de vol et de valider la procédure de pilotage. Le pilotage de ce banc nécessite l'intervention de trois opérateurs dédiés. Le premier a pour fonction de régler la vitesse de rotation de l'hélicoptère et du propulseur, surveiller le comportement du montage, et communiquer avec l'opérateur actionnant la soufflerie. Le deuxième a pour fonction de fixer les objectifs de pas collectifs et cycliques de la maquette, de positionner l'hélice propulsive selon le programme d'essai, et de lancer les acquisitions. En parallèle, un opérateur est nécessaire pour actionner la soufflerie et vérifier le fonctionnement en veine.

La procédure de pilotage est détaillée :

- 1) Mise en route du rotor à 75 % de la puissance nominale. Ceci permet d'atteindre une vitesse de rotation éloignée des fréquences de résonance précédemment identifiées ;
- 2) Mise en route de la soufflerie par un opérateur dédié. Cette étape n'engendre pas de variation notable de la vitesse de rotation, mais une surveillance accrue est nécessaire pour éviter la mise en résonance de la structure ;
- 3) Réglage de l'angle de pas collectif. Pendant cette étape, de fortes variations de la vitesse de rotation du rotor sont observées. L'expérience a montré qu'une puissance de commande du rotor représentant 75 % de la puissance maximale permet d'obtenir les objectifs de

traction souhaitée. A noter que la puissance maximale du rotor a été choisie afin d'obtenir une vitesse de rotation de l'ordre de 1650 tr/mn en l'absence de chargement. En vol stationnaire, une puissance de 79 % est nécessaire pour conserver une vitesse de rotation de 1100 tr/mn. En vol à basse vitesse, la demande en puissance est de 77 % ;

- 4) Réglage des angles de pas cycliques latéral et longitudinal. Cette étape ne modifie pas grandement la vitesse de rotation du rotor ;
- 5) Correction éventuelle de la vitesse de rotation du rotor, et affinage des angles de pas ;
- 6) Positionnement du propulseur sur l'axe vertical pour des raisons de sécurité : le propulseur est baissé pour les étapes 1 à 5 afin d'éviter une collision avec le rotor principal en cas de dysfonctionnement majeur ;
- 7) Réglage de sa vitesse de rotation du propulseur. La mise en fonctionnement du propulseur ne modifie pas significativement le comportement du rotor principal ;
- 8) Mesures pour un ou plusieurs réglages de vitesse de rotation du propulseur ;
- 9) Annulation du pas cyclique ;
- 10) Annulation du pas collectif. Pendant cette étape, une forte variation de la vitesse de rotation du rotor principal est observée. La vitesse de rotation du rotor est donc ajustée en temps réel pour rester en dehors des fréquences de résonance ;
- 11) Arrêt de la soufflerie ;
- 12) Correction éventuelle des angles de pas collectifs et cycliques pour limiter la mise en résonance lors de la descente de régime ;
- 13) Arrêt du rotor principal ;

L'ensemble de ces opérations doivent être réalisées en moins de 10 minutes pour éviter la surchauffe du moteur du rotor principal. La communication des deux opérateurs pilotant la maquette est donc clé pour assurer l'atteinte des objectifs le plus rapidement possible, tout en évitant de se rapprocher des fréquences de résonance.

Compte tenu des limites du montage et afin d'éviter les fréquences de résonance précédemment identifiées, la vitesse de rotation de l'hélicoptère (Ω_{rotor}) est fixée à 1100 tr/mn pour

l'ensemble des essais. La vitesse de rotation du rotor est réglée avec une précision de ± 10 tr/mn. L'incertitude de mesure est inférieure à 50 tr/mn à la vitesse de rotation nominale. La variation de vitesse nominale par rapport aux calculs numériques ($\Omega_{rotor,num} = 1272$ tr/mn) génère une modification du paramètre d'avancement : les calculs sont réalisés pour $\mu = (0,00 ; 0,05 ; 0,10 ; 0,15 ; 0,19)$ tandis que les mesures expérimentales sont conduites à $\mu = (0,00 ; 0,06 ; 0,12 ; 0,17 ; 0,22)$. Une comparaison stricte des deux approches ne sera donc pas possible, mais des phénomènes similaires devraient être observés.

Pour les essais présentés dans cette section, le propulseur est placé en position nominale sous la pale avançante de l'hélicoptère. La position nominale est déterminée approximativement pour se rapprocher de la configuration de l'Eurocopter X3 : le propulseur est positionné longitudinalement 0,14 m en amont de la tête rotor (soit un rayon du propulseur), éloigné latéralement de 0,375 m du centre rotor (soit un demi-rayon du rotor) et placé 0,28 m (soit un diamètre propulseur) en dessous du plan de rotation rotor.

4.1.2.2. Dispositif de mesure de champ de vitesse

Les mesures d'effort permettent d'obtenir rapidement une vision globale des effets des interactions sur les performances du montage. Cependant, les mesures balance seules ne permettent pas de comprendre les causes des variations d'efforts en fonction de la configuration de vol. Dans ce cadre, des mesures de champ de vitesse ont été réalisées par PIV stéréoscopique pour plusieurs configurations de vol.

L'air a étéensemencé avec de fines gouttelettes d'huile d'olive. Avec une masse volumique de 0.9137 g/cm^3 , ce fluide a prouvé sa capacité à ne pas perturber l'écoulement naturel de l'air tout en réfléchissant efficacement la lumière. La marmite utilisée pour cette campagne produit des gouttelettes micrométriques, et est placée environ 2 m en amont du nid d'abeille pour assurer un ensemencement homogène dans la section d'essai.

L'acquisition est réalisée sur un plan placé en amont du propulseur (Figure 4.5). Les fenêtres d'interrogation mesurent $325 \times 340 \text{ mm}^2$. A noter que pour l'analyse des vitesses PIV, le repère utilisé est lié aux fenêtres PIV, et est différent du repère défini dans la Figure 4.4. Le centre de ce repère est localisé au centre du rotor. Pour l'ensemble des champs de vitesse présentés dans cette thèse, U représente la vitesse selon \vec{x} dirigée vers la queue de l'appareil, V la vitesse verticale orientée vers la tête rotor, et W la composante hors champ définie telle qu'une vitesse positive est dirigée vers la gauche de l'hélicoptère sens pilote. La norme de la vitesse projetée dans le plan (\vec{x}, \vec{y}) est calculée avec la formule suivante : $Norme = \sqrt{U^2 + V^2}$.

Le bout du cône du propulseur est placé à $(x = -140 \text{ mm}, y = -280 \text{ mm})$ par rapport au centre rotor dans le repère PIV, et le bout de la pale est situé à $(y = -150 \text{ mm})$. Les mesures présentées dans

ce chapitre sont réalisées en position nominale à $x = -0,14$ m, $y = -0,375$ m et $z = -0,28$ m dans le repère hélicoptère.

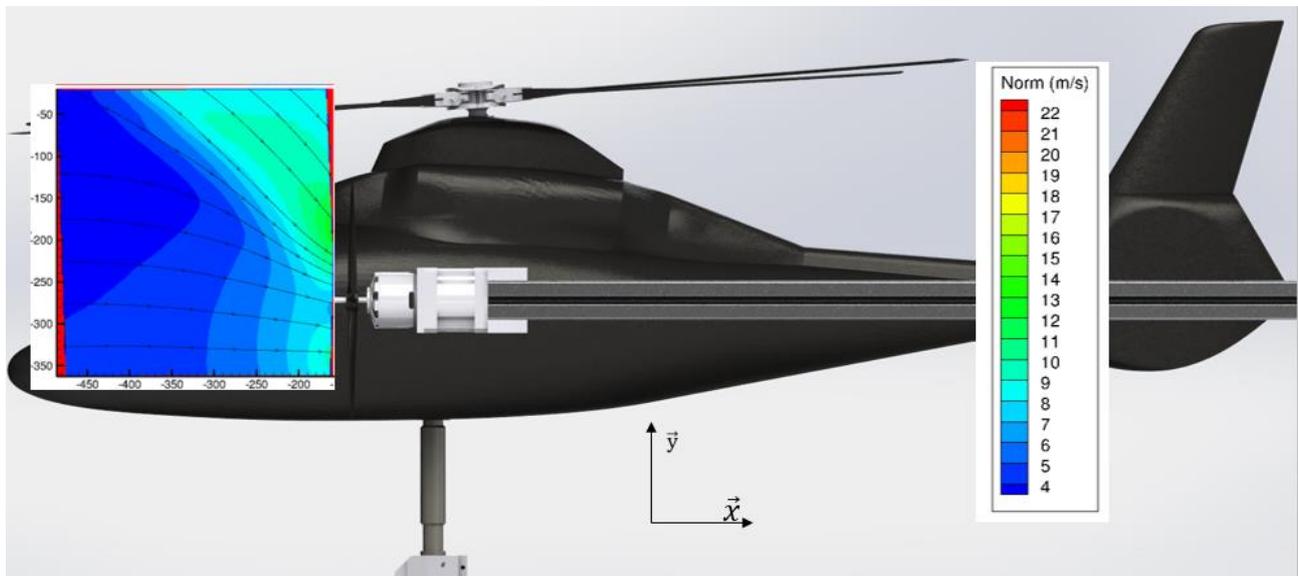


Figure 4.5 – Schéma du plan de vue utilisé pour les mesures de champ de vitesse en position nominale

Comme le montre la Figure 4.6, l’acquisition est effectuée avec un laser et deux caméras. Le laser pulsé de 2×400 mJ possède une longueur d’onde de 532 nm. La fréquence d’acquisition est réglée à 5 Hz, tandis que le rotor tourne à $\Omega_{rotor} = 1100$ tr/mn soit environ 16,7 Hz. Le découplage de deux fréquences permet de capturer l’influence moyenne du rotor sur le champ de vitesse, plutôt que de concentrer l’étude sur l’effet instationnaire du passage des pales.

Les caméras LaVision utilisées ont une résolution de 2048 pixels x 2048 pixels. Chaque pixel mesure $7,4 \times 7,4 \mu\text{m}^2$. Les images de particules s’étendent sur 2 pixels. Sachant que la taille idéale de l’image de particule est de 2 à 3 pixels. L’intervalle de temps utilisé entre deux images dépend de la vitesse de vent appliquée comme l’explique le Tableau 4.1. Les dt choisis permettent d’obtenir un déplacement typique de 5 à 6 pixels entre les deux images. La résolution spatiale de la fenêtre d’interrogation est de 4,7 mm à 4,9 mm en fonction des conditions de vol. Un chevauchement de 70% des fenêtres d’interrogation est choisi.

Vitesse (m/s)	5	10	15	19
dt (μs)	150	80	60	50

Tableau 4.1 - Intervalle de temps d’acquisition en fonction de la vitesse de vent

Les caméras sont installées à une distance latérale de 2,1 m du centre de la mire, à gauche de l’appareil sens pilote (Figure 4.6). La première caméra est positionnée au niveau du sol, tandis que la seconde est disposée à 2,055 m de hauteur. Les caméras couvrent un angle d’environ 50° , ce qui

permet de déterminer les trois composantes de la vitesse. Un objectif de focale 105 mm est utilisé avec une ouverture de diaphragme de l'ordre de F/6. L'angle de Scheimpflug de chacune des caméras est adapté afin de limiter la distorsion optique.

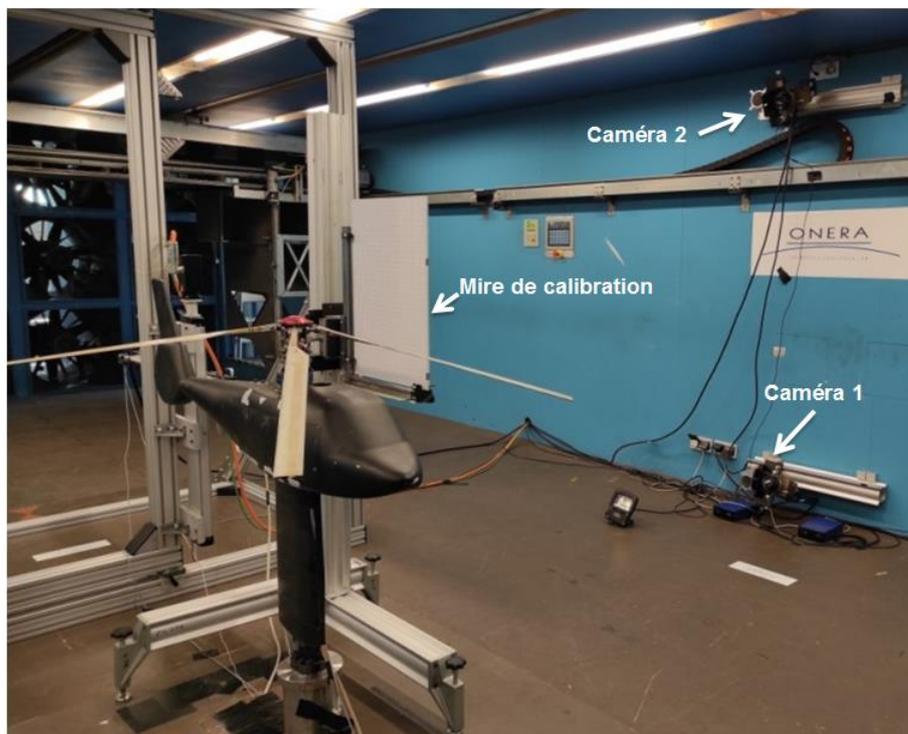


Figure 4.6 - Montage de calibration PIV en soufflerie L2

Les résultats ont été analysés à l'aide de Folki [67], un logiciel d'analyse PIV développé à l'ONERA et utilisé pour des applications très larges. Folki a pour fonction de minimiser les différences d'intensité lumineuse entre deux images en utilisant le théorème de minimisation de Gauss-Newton. L'algorithme utilisé est basé sur une approche de Lukas-Kanade [68]. Les paramètres de calcul détaillés dans la suite de la section ont été déterminés par essai/erreur en se basant sur les études préalablement réalisées. Pour permettre un bon compromis entre visualisation des phénomènes locaux et bonne corrélation, la fenêtre d'interrogation, carrée, mesure 32×32 pixels².

Il a été décidé d'utiliser un interpolateur B-spline pour retrouver le déplacement sous-pixel des particules. L'incertitude générale des profils de vitesse avec ces outils, calculée grâce à la méthode Wieneke [69], qui calcule de manière statistique l'écart type de la différence d'intensité pixel par pixel. L'incertitude est inférieure à 5 % sur au moins 80 % de la fenêtre d'interrogation [70], [71]. Les zones présentant une incertitude plus importante sont celles qui sont particulièrement impactées par les réflexions et les passages de pales. L'intervalle de confiance à 95 % du champ moyen est inférieur à 0,08 m/s sur l'ensemble du plan étudié (Figure 4.7). Comme le montrera la suite de ce chapitre, la vitesse minimale mesurée sur ce plan est de 5 m/s : l'intervalle de confiance est donc inférieur à 1,5 % de la vitesse sur l'intégralité de la fenêtre. L'erreur absolue de la méthode utilisée est de l'ordre de 0,1 pixel.

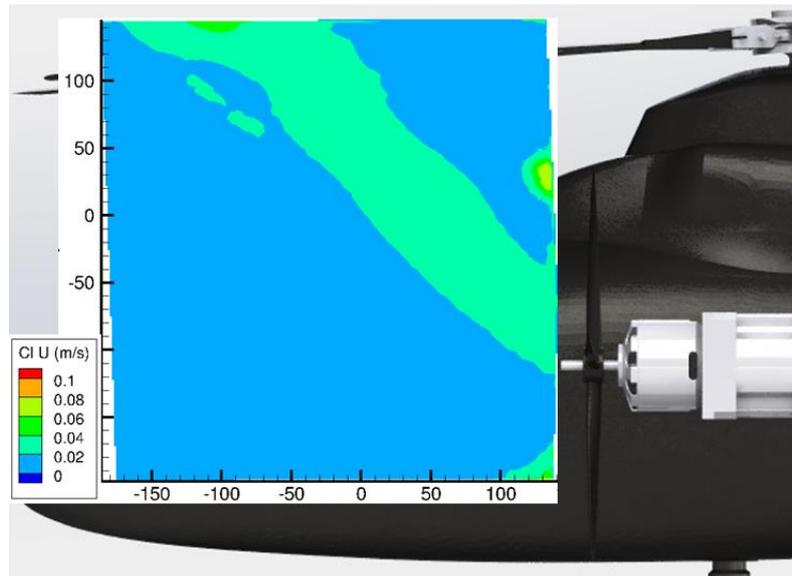


Figure 4.7 - Intervalle de confiance à 95 % à $\mu = 0,06$

Pour ne pas compromettre la validité des résultats, il a été choisi d'extraire les valeurs sur l'ensemble des points et d'appliquer des filtres lors du post-traitement. Ainsi, lors du calcul des champs moyens, seuls les points ayant une corrélation supérieure à 20 % sont pris en compte. La vorticité est calculée en utilisant la formule de la circulation sur des fenêtres carrées de 15 pixels de cotés :

$$\Gamma = \oint_C V \cdot dl$$

Le calibrage est réalisé préalablement avec le logiciel Afix, un module de Folki dédié au traitement d'images pour les applications en soufflerie. Le rôle de ce logiciel est de relier l'image à l'objet réel. Pour ce faire, l'utilisateur renseigne la distance entre les points de la mire fixe utilisée. Les marqueurs sont ensuite identifiés sur l'image, et une corrélation est trouvée entre les coordonnées physiques et les points observés. Afix permet ainsi d'extraire des informations sur le point de vue utilisé (distance, angle, ...), et de reconstruire géométriquement le vecteur vitesse des données issues de Folki.

Au cours de cette étape, les points de la mire sont identifiés sur les deux caméras afin d'assurer la superposition parfaite des images inférieures et supérieures. Les points identifiés par les caméras sont ensuite appariés avec les points détectés avec la description de la mire. Enfin, une optimisation des moindres carrés est conduite pour reconstruire les champs de vitesse.

La fixation manuelle des caméras n'étant initialement pas parfaite, des bandes bleues ou rouges apparaissent sur les images post-traitées sur les zones qui ne sont couvertes que par l'une des caméras. Ces zones ne sont pas à prendre en compte lors de l'analyse des résultats.

L'ensemble des essais PIV présentés dans ce chapitre sont réalisés à $\Omega_{rotor} = 1100 \pm 10$ tr/mn et $\Omega_{prop} = 7500 \pm 30$ tr/mn. L'hélicoptère est piloté de la même façon que pour les mesures balance : Fz est fixé à 99,3 N (de manière à obtenir $\bar{Z} = 14,5$), Fx est calé pour annuler la trainée de fuselage identifiée lors des essais préparatoires en fonction de la vitesse de vent, et l'angle de battement latéral est nul. Les essais ont été enregistrés pendant 10 minutes, ce qui permet d'extraire 3000 images par essai. Grâce au refroidissement par air mis en place, aucun problème de surchauffe du moteur de l'hélicoptère n'a été mesuré.

Sauf mention contraire, l'ensemble des images de champ de vitesse présentées dans ce chapitre montrent des champs moyens sur l'ensemble de l'essai. Les moyennes sont calculées en ne comptabilisant que les points dont la corrélation est supérieure à 20 % : dans ce cas, au moins 20 % des particules identifiées dans la première image sont retrouvées dans la deuxième. Ce seuil a été spécifiquement choisi afin d'éliminer les points pour lesquels la pale interfère avec le champ de mesure. Excepté dans ces zones, les valeurs de corrélation sont en moyenne bien supérieures, comme le montre la suite de ce chapitre (Figure 4.49).

4.2. Résultats

Avant toute caractérisation aérodynamique, une étude a été menée afin de valider le fonctionnement du rotor principal. Dans ce cadre, la section 5.2.1 présente, entre autres, l'évolution des mesures balance sur un tour rotor et leur répartition statistique entre les différents essais menés, ainsi que le fonctionnement des capteurs d'angles de la tête rotor et leurs performances.

4.2.1. Caractérisation du rotor isolé

4.2.1.1. Mesures d'efforts

La balance dard de la maquette du Dauphin, permet d'obtenir à la fois les 3 composantes de forces et les 3 composantes de moments. La conversion tension-efforts/moments se fait grâce à la matrice étalonnage fournie par SIXAXES. Les conversions sont réalisées en direct lors de la mesure et enregistrées dans le fichier de post-traitement. Les signaux sont ensuite post-traités grâce à un code Python, qui convertit ces grandeurs physiques en coefficients adimensionnés (X_{BAR} , Y_{BAR} , Z_{BAR} , L_{BAR} , M_{BAR} , N_{BAR}).

Pour vérifier l'évolution de ces coefficients sur un tour rotor, J. Delva [72] a réalisé des moyennes de phases à partir du signal de synchronisation du capteur magnétique situé au niveau de la tête rotor. Ces données ont été moyennées sur 460 tours rotors, et représentées en fonction de

l'azimut sur une rotation. Ces essais ont été conduits pour des paramètres d'avancement variant de 0,00 à 0,22. Compte tenu du grand nombre d'essais réalisés, seuls quelques exemples représentatifs sont présentés dans ce rapport pour souligner les phénomènes physiques majeurs. Les numéros d'essai peuvent être retrouvés dans le programme d'essai détaillé en Annexe §7.3.

La Figure 4.8 met en avant deux positions angulaires, à environ 90° et 270°, pour lesquels les coefficients X_{bar} (le coefficient d'effort longitudinal) et Y_{bar} (le coefficient d'effort latéral) atteignent des extremums importants de l'ordre de ± 5 . Cette observation est retrouvée sur l'ensemble des essais analysés. En parallèle, les variations de Z_{bar} (le coefficient de traction) sont faibles autour de la valeur cible.

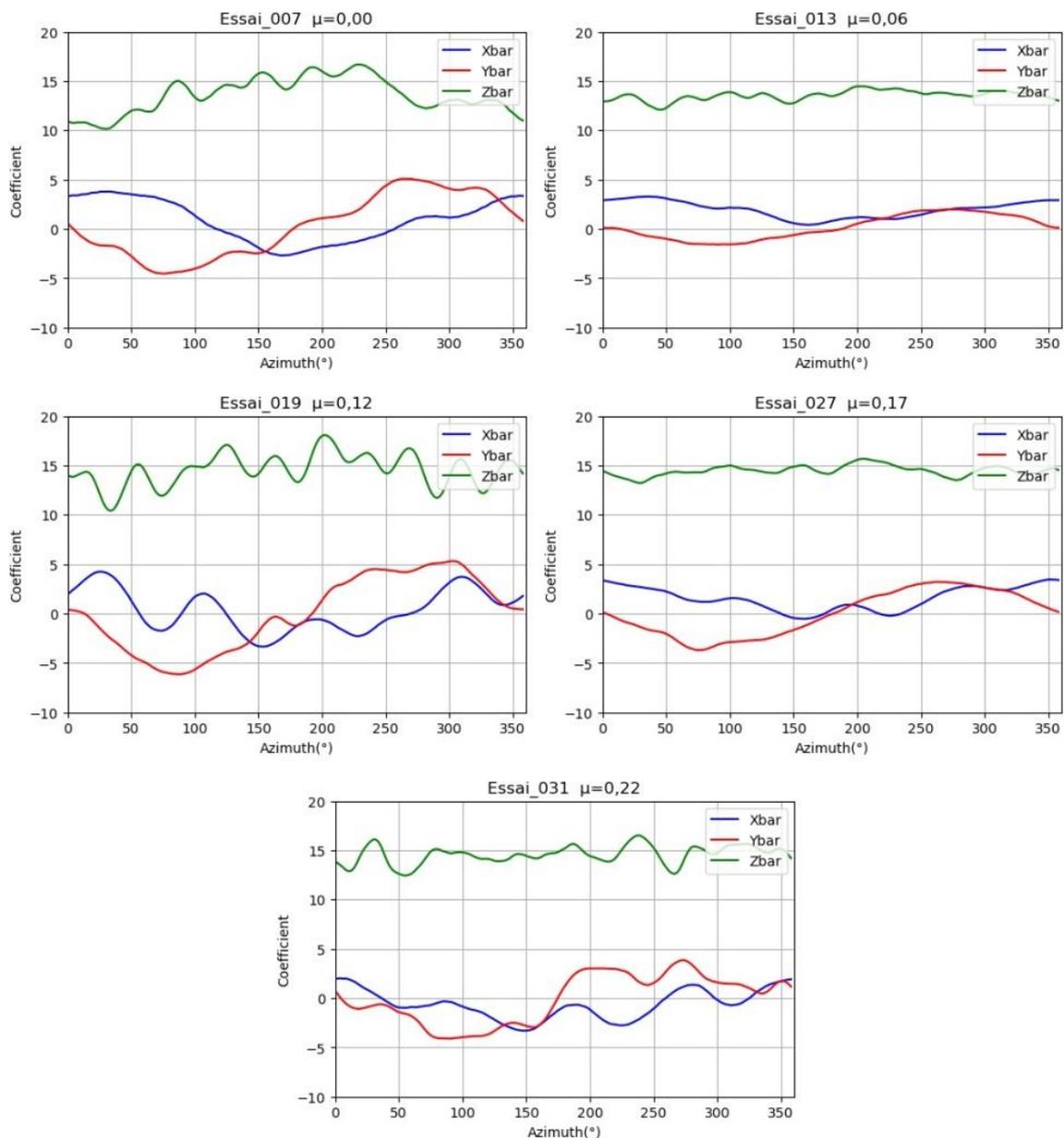


Figure 4.8 – Exemples d'évolution des coefficients de force aérodynamique en fonction de l'azimut, moyenné sur 460 tours

Une représentation statistique des essais présentés dans la figure précédente est proposée dans la Figure 4.9. L'histogramme représente la densité de probabilité, et la courbe bleue la fonction de répartition. Comme attendu, Z_{bar} suit une loi normale centrée autour de la valeur cible ($Z_{bar} = 14,5$). Les profils de X_{bar} et Y_{bar} présentent trois pics en $[-5 ; 0 ; 5]$. Cette étude confirme donc les observations faites lors de l'étude des coefficients de force en fonction de l'azimut.

Y_{bar} est le coefficient présentant le plus de variations. Ce comportement peut être expliqué par une mauvaise stabilisation des paramètres de pilotage, notamment le basculement latéral β_{1s} qui impacte directement les efforts selon l'axe Y.

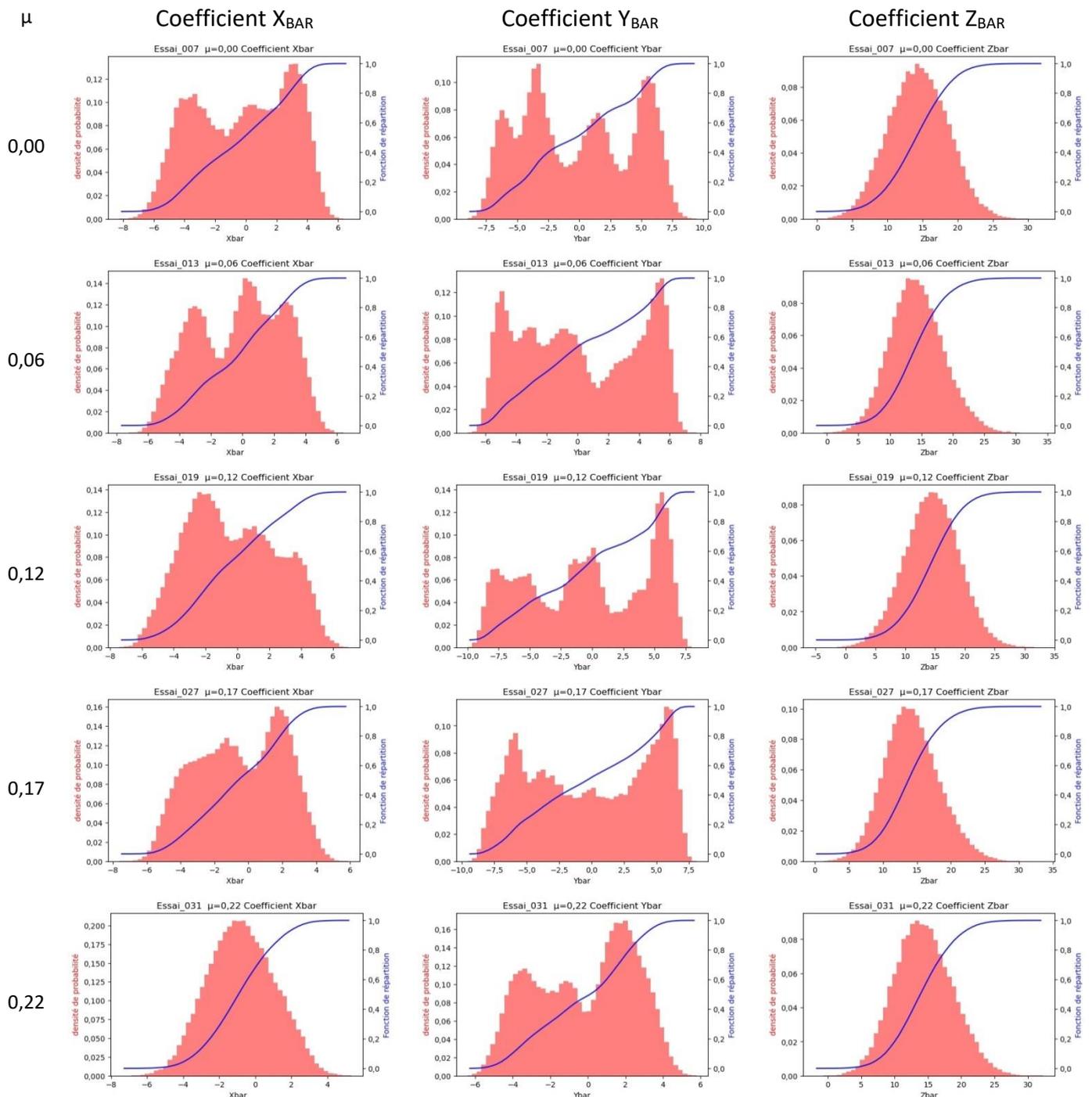


Figure 4.9 - Histogramme et valeurs statistiques des essais à différents paramètres d'avancement μ

4.2.1.2. Mesures d'angles

Les angles du rotor sont définis à l'aide des formules obtenues suite à un développement en série de Fourier du premier ordre. L'angle de battement vertical (β , °) est l'angle entre la pale et le plan d'entraînement du rotor, mesuré positivement vers le haut :

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\omega t) + \beta_{1s} \sin(\omega t)$$

Avec β_0 (°) mesure la conicité du rotor, soit l'angle entre la pale et le plan normal à l'axe du rotor. β_0 est positif lorsque le cône décrit par le rotor est situé vers le haut de l'hélicoptère. β_{1c} (°) est le basculement longitudinal qui correspond à l'angle entre l'axe de l'arbre du rotor et la projection de l'axe virtuel sur le plan XZ. Cet angle est positif lorsque le rotor bascule vers le nez de l'hélicoptère. β_{1s} (°) représente le basculement transversal, soit l'angle entre l'axe de l'arbre du rotor et sa projection sur le plan XY. β_{1s} est considéré positif lorsque le rotor bascule à droite sens pilote.

Les angles de pas (θ , °) et de traînée (δ , °) suivent des développements similaires :

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos(\omega t) + \theta_{1s} \sin(\omega t)$$

$$\delta = \delta_0 + \delta_{1c} \cos(\omega t) + \delta_{1s} \sin(\omega t)$$

θ représente l'angle d'incidence de la pale par rapport à l'incidence nulle, et est positif lorsque le bord d'attaque est plus haut que le bord de fuite. θ_0 (°) mesure le pas collectif, θ_{1c} (°) représente le pas cyclique latéral, et θ_{1s} (°) le pas cyclique longitudinal. δ est l'angle entre la pale et le rayon passant par l'attache de pale, et est positif si la pale est en retard par rapport au rayon. δ_0 (°) est le terme stationnaire, δ_{1c} (°) représente le terme en quadrature, et δ_{1s} (°) mesure le terme en phase. L'ensemble de ces angles sont représentés dans la Figure 4.10.

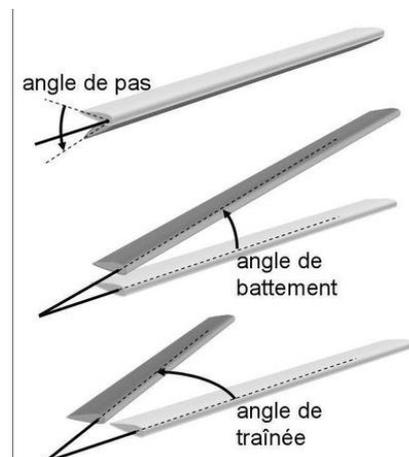


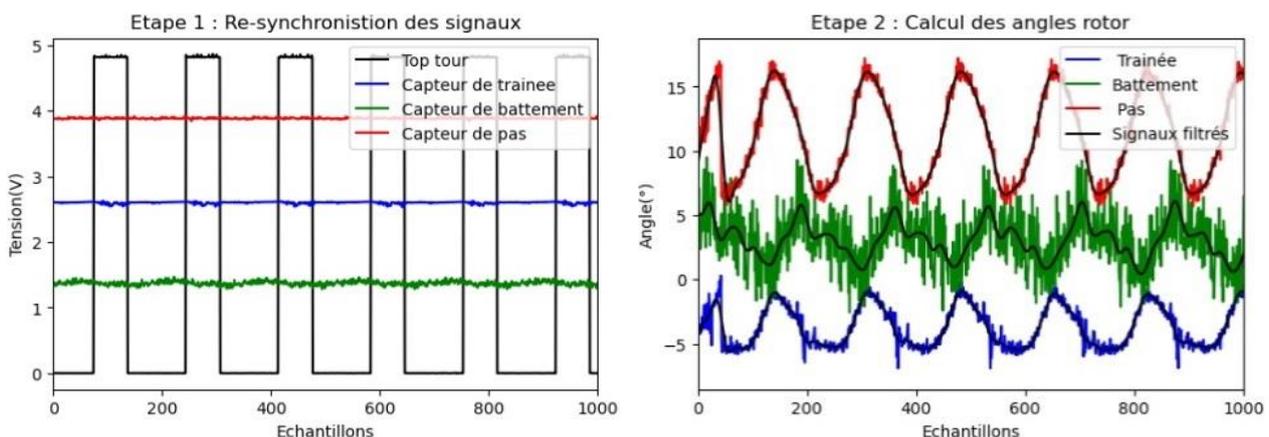
Figure 4.10 - Articulations des pales d'un hélicoptère

Dans cette expérience, la tête rotor est équipée de capteurs d'angles de pas, de trainée et de battement, implantés au pied des pales. Ces potentiomètres sont ensuite reliés à un collecteur tournant, ce qui permet l'acquisition des données sur le poste de contrôle. Le post-traitement des capteurs de la tête rotor nécessite plusieurs étapes présentées sur les graphes de la Figure 4.11 et décrites ci-après :

Etape 1 : Les capteurs étant situés sur des pales différentes, il faut d'abord resynchroniser les mesures pour les ramener au même azimut. Ceci correspond à un décalage de +/- (le nombre d'échantillons mesurés sur un tour)/4. L'azimut de référence 0 est pris sur la pale 2 équipée du capteur de battement. Le capteur de pas, situé sur la pale 3, est ainsi positionné un quart de tour avant la pale 2. Le capteur de trainée, positionné sur la pale 1, passera quant à lui 90° après la pale 2.

Etape 2 : A partir des signaux resynchronisés, les valeurs des angles rotor réels sont calculées à l'aide d'un algorithme itératif de résolution par la méthode de Newton-Raphson. Le graphe du centre où apparaissent les angles réels resynchronisés est ainsi obtenu. A partir de ces signaux, on applique un filtrage passe-bas à 100 Hz afin d'éliminer le bruit. La courbe noire est ainsi obtenue.

Etape 3 : L'ensemble des signaux est moyenné de la même manière que les signaux de la balance rotor afin de connaître la valeur de chaque angle en fonction de la position azimutale de la pale 2. Cette figure montre ainsi que l'angle de trainée (pale 1) et de pas (pale 3) sont en phase : un maximum est observé au point de vitesse maximale, sur la pale avançante du rotor. Un déphasage de 90° est observé avec l'angle de battement qui est mesuré sur la pale 2, ce qui est le résultat attendu. Ces observations valident donc le fonctionnement des capteurs d'angle.



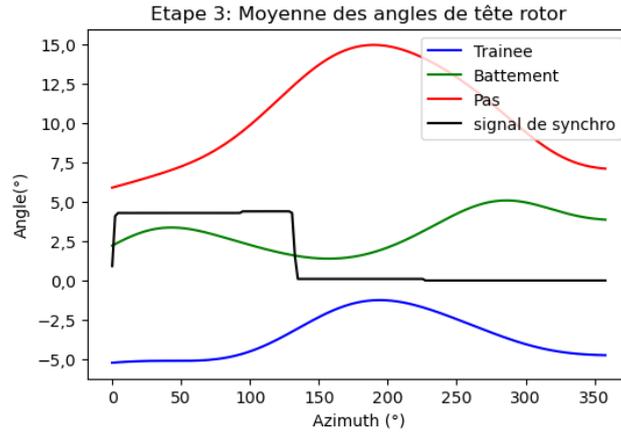


Figure 4.11 –Processus de post-traitement des capteurs d'angle de la tête rotor

Il est possible de remonter aux composantes spectrales de chaque angle correspondant aux premiers termes de la décomposition en série de Fourier des angles réels resynchronisés. Ainsi la Figure 4.12 présente les premiers harmoniques avec :

- X_0 (X représentant un angle) la valeur moyenne de l'angle ou terme stationnaire
- X_{1c} correspondant au terme en cosinus
- X_{1s} le terme en sinus.

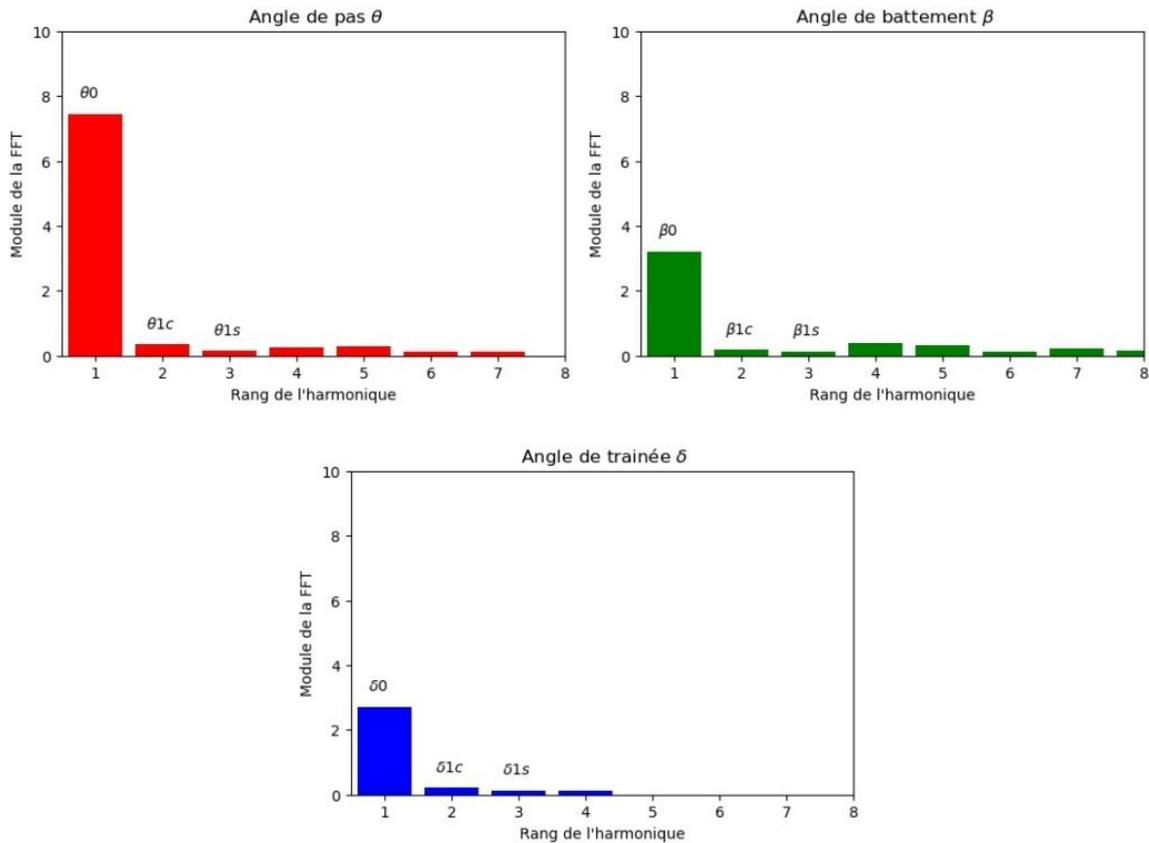


Figure 4.12 – Analyse des harmoniques des angles rotor

4.2.1.3. Répétabilité des mesures

Ce chapitre permet de comparer des mesures faites dans les mêmes conditions de vol, à savoir avec les mêmes paramètres de pilotage de l'appareil. L'objectif est de vérifier que les mesures prises à des moments différents de la campagne concordent. Ainsi, la répétabilité des mesures d'efforts est regardée dans les Figure 4.13, Figure 4.14, Figure 4.15, Figure 4.16 et Figure 4.17. Pour l'ensemble des essais réalisés, une variation des mesures d'efforts inférieure à 5 % est observée. Ceci valide la bonne application de la loi de pilotage sur l'ensemble de la campagne : $Z_{bar} = 14,5$, avec une annulation des efforts longitudinaux X_{bar} et latéraux Y_{bar} . Ces résultats soulignent la bonne répétabilité des mesures.

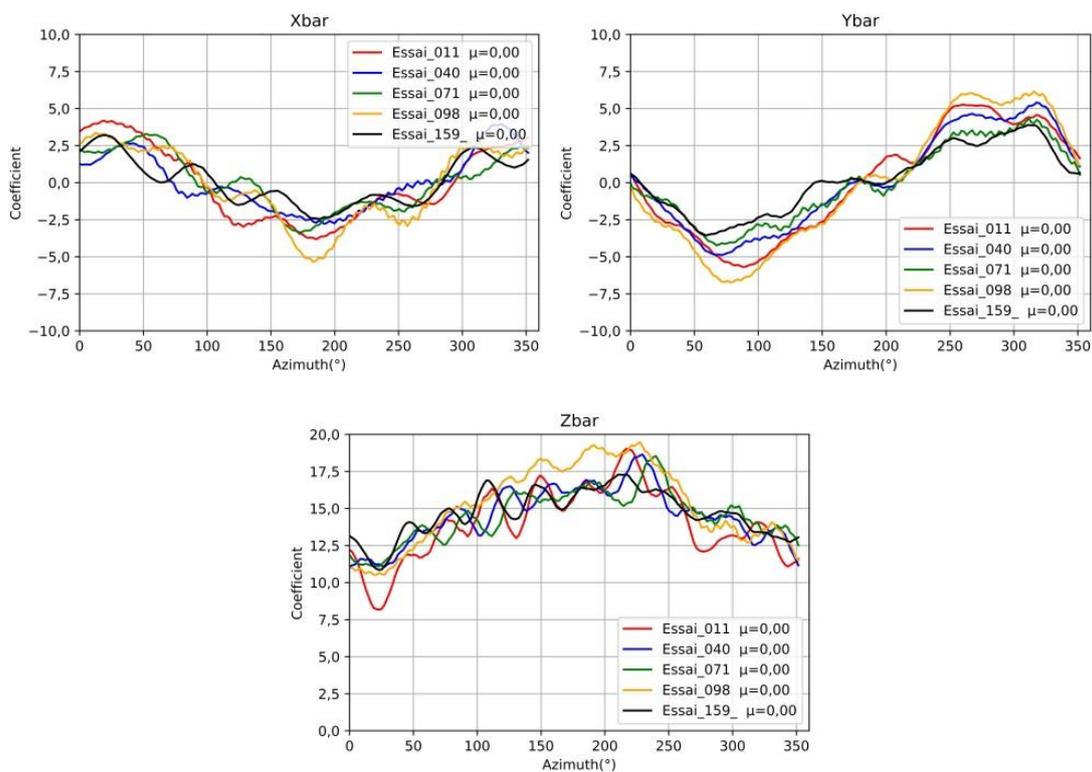
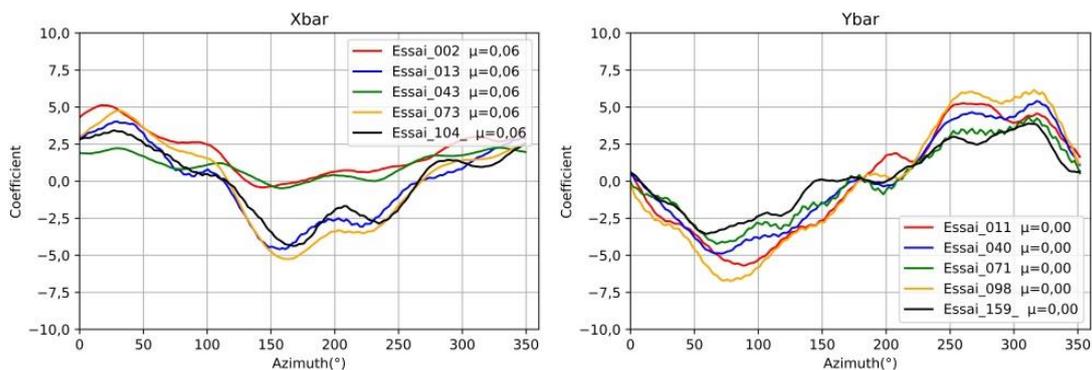


Figure 4.13 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0$



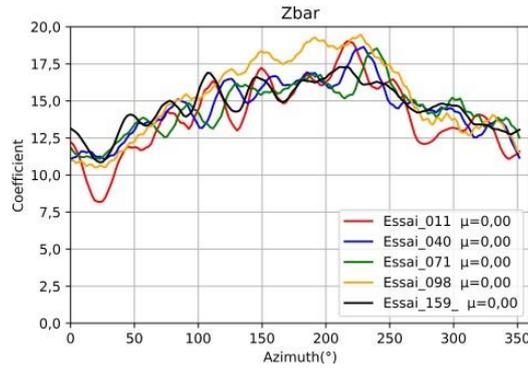


Figure 4.14 – Comparaison des coefficients d’efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,06$

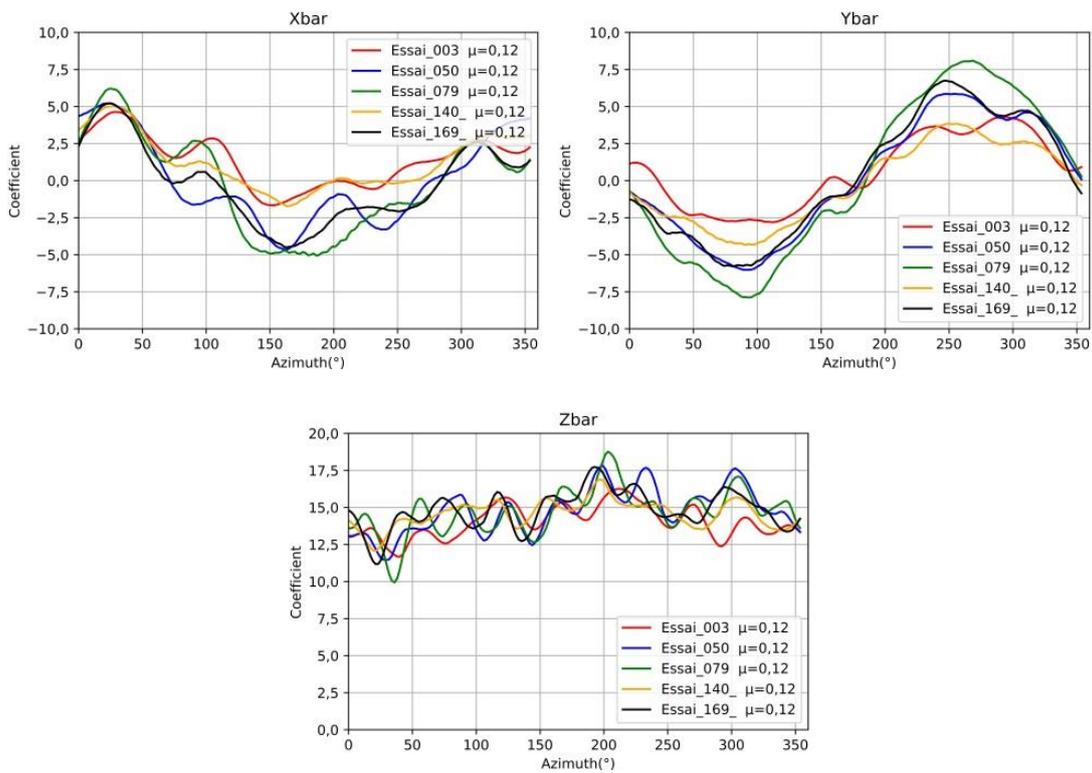
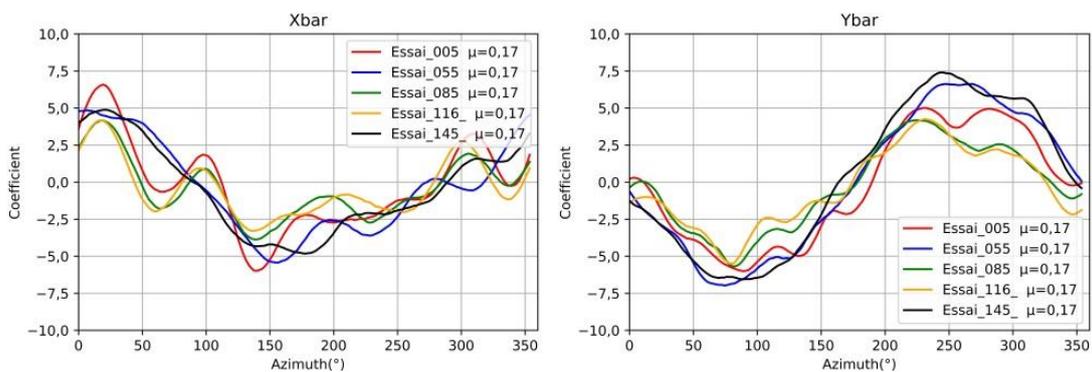


Figure 4.15 - Comparaison des coefficients de forces de la maquette Dauphin à $\mu = 0,12$



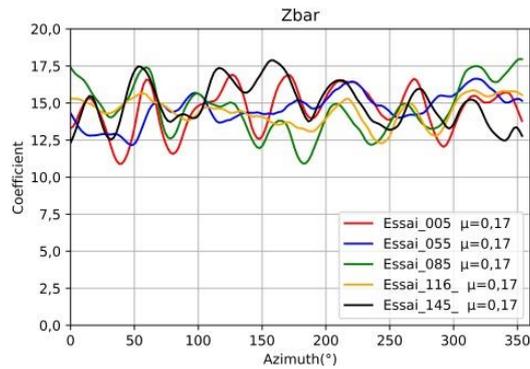


Figure 4.16 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,17$

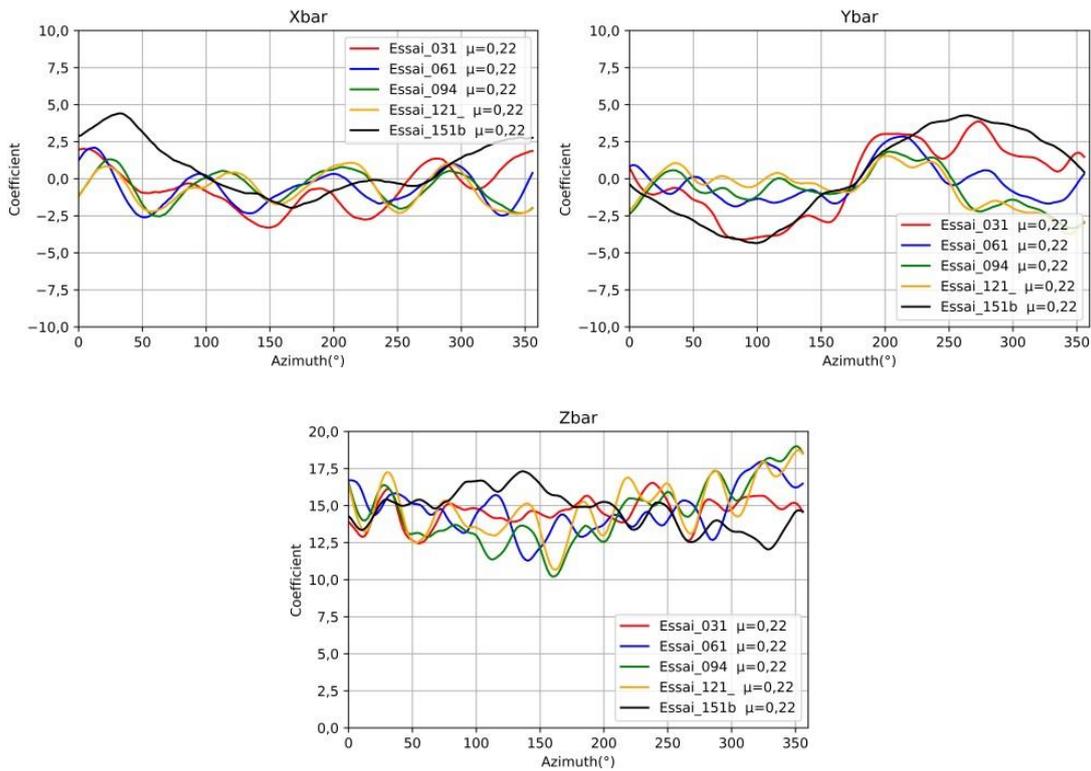


Figure 4.17 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,22$

La comparaison des mesures d'angle (Figure 4.19, Figure 4.20, Figure 4.21 et Figure 4.22) montre une variation moyenne inférieure à 5 % des mesures d'angle de pas (figures supérieures gauches). Des variations locales allant jusqu'à 20 % sont cependant observées. Ces variations peuvent s'expliquer par les difficultés techniques lors du contrôle manuel des commandes d'angle de pas collectif et cyclique.

Les angles de battement (figures supérieures droites) et de trainée (bas) présentent des dispersions de l'ordre de 20 % en moyenne. L'augmentation de la dispersion des mesures s'explique par le fait que ces angles sont des conséquences de la réaction du rotor aux commandes de pas collectif et cyclique fixées lors du pilotage de l'appareil. Les tendances observées restant néanmoins similaires

entre les essais pour les mêmes conditions de vol, cette section a permis de valider la répétabilité des mesures effectuées sur le rotor principal.

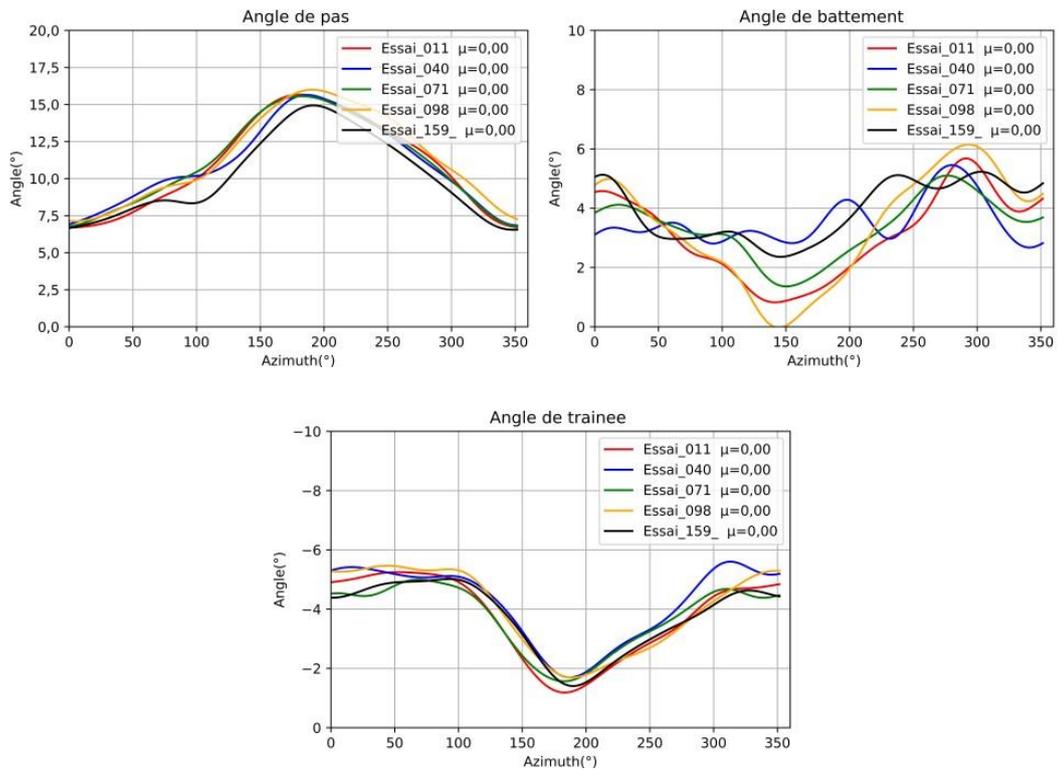


Figure 4.18 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,0$

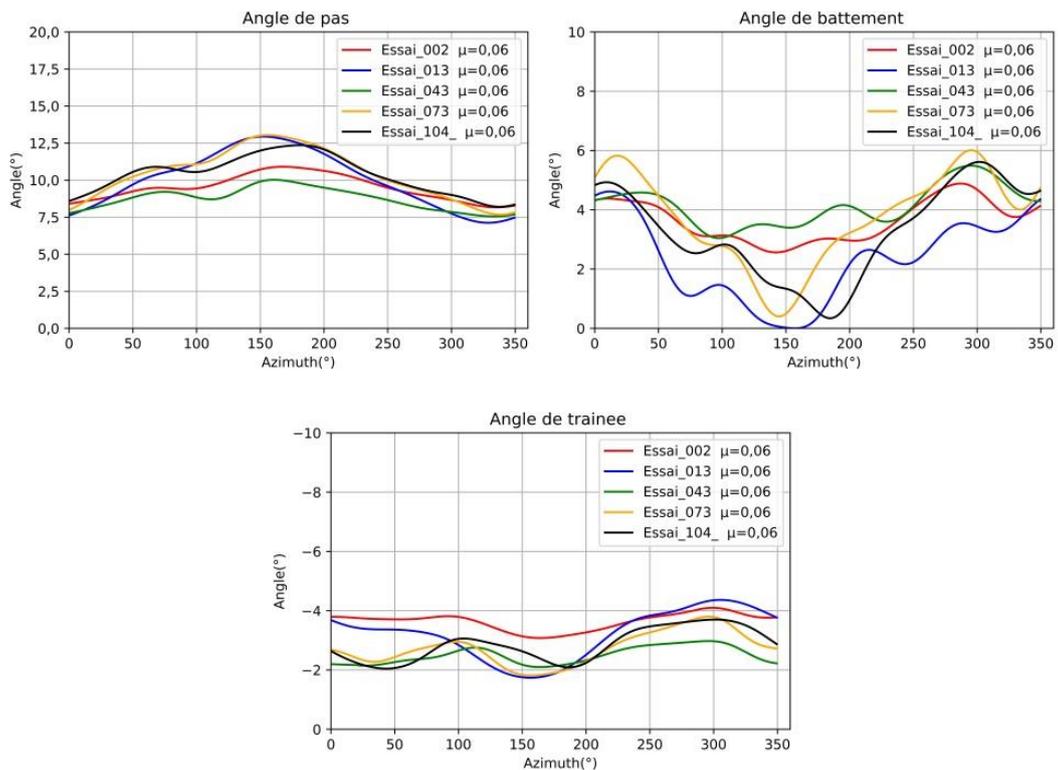


Figure 4.19 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,06$

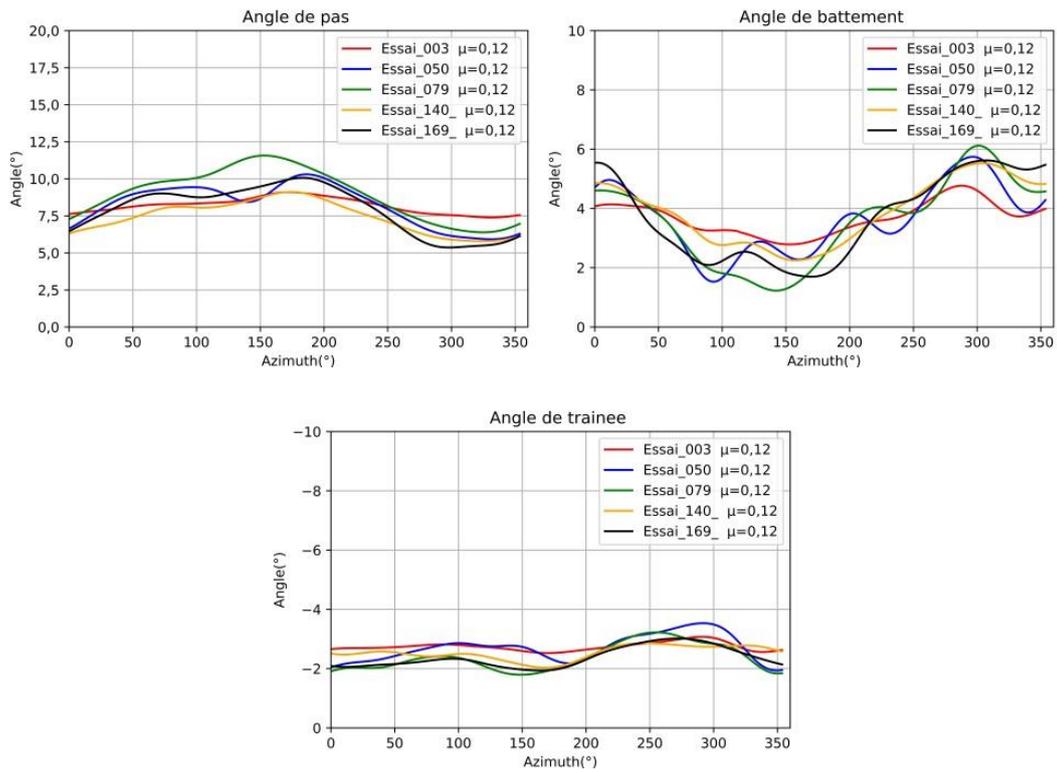


Figure 4.20 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,12$

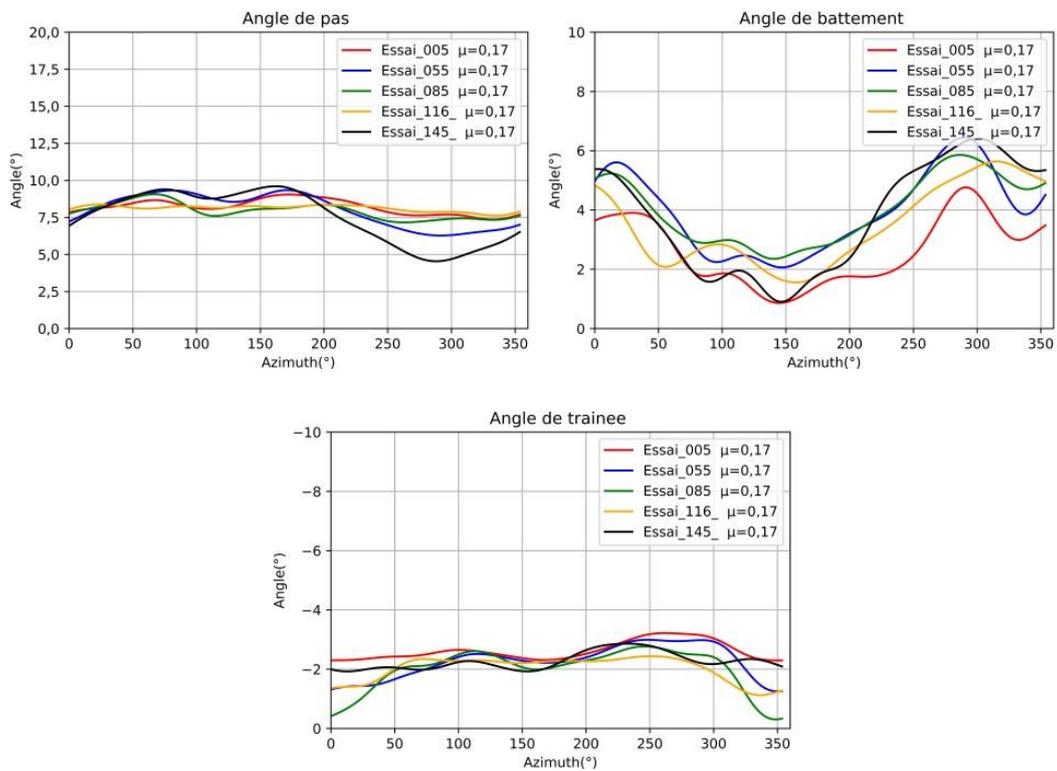


Figure 4.21 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,17$

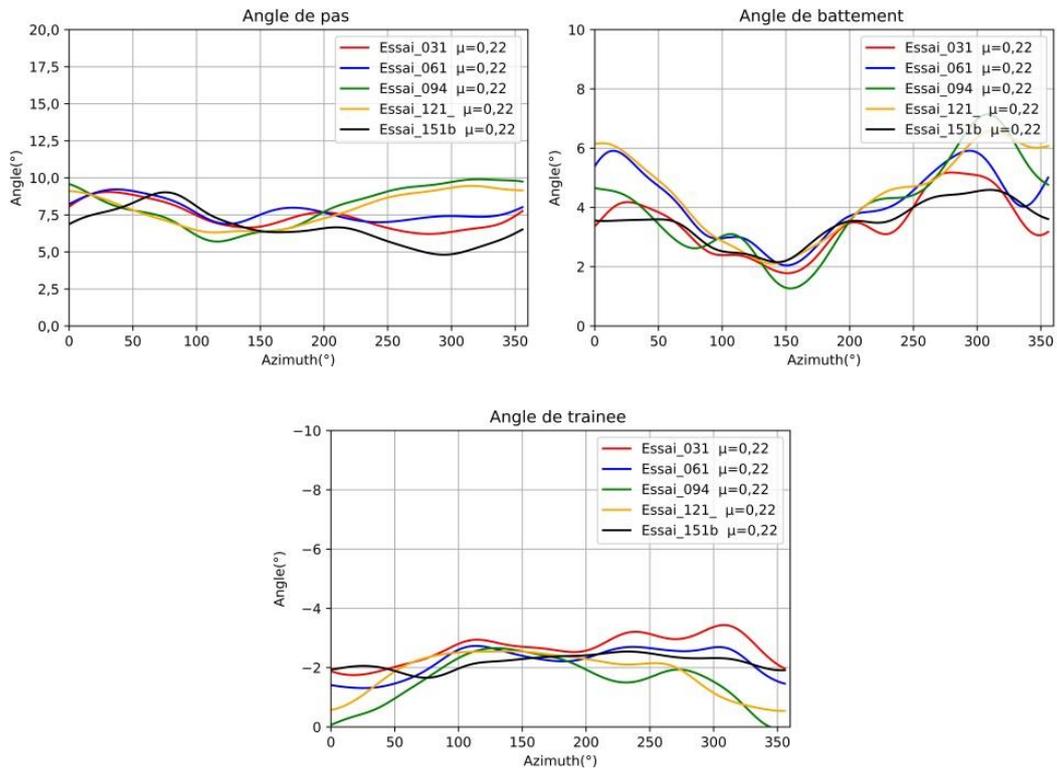


Figure 4.22 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,22$

4.2.1.4. Approche numérique

Des simulations préparatoires ont été conduites, dans le cadre de cette thèse, sous HOST, un outil numérique simplifié développé par Airbus Helicopters. Cette section a pour objectif d'étudier les résultats obtenus sur le rotor isolé pour des vitesses de vent allant de 0 m/s à 19 m/s. Pour cette partie, seul le disque rotor a été modélisé sous HOST. L'équilibrage du rotor a été déterminé afin d'obtenir un chargement adimensionné $\bar{z} = 14,5$ qui correspond aux enveloppes de vol habituellement observées en conditions réelles. Les résultats expérimentaux sont comparés aux données numériques fournies par HOST pour le rotor isolé.

La Figure 4.23 présentant les efforts longitudinaux F_x permet d'identifier l'influence du fuselage en fonction de la vitesse de vent. Pendant les essais, F_x est fixé par l'opérateur de manière à annuler cette traînée pour chaque configuration de vol. A noter que les efforts F_x prédit par HOST sont nuls car le fuselage n'est pas pris en compte dans les calculs.

L'analyse des efforts latéraux F_y souligne la bonne estimation des niveaux attendus expérimentalement grâce aux outils numériques. Les différences observées sont causées par un calage approximatif des angles de pas cycliques lors du pilotage de l'hélicoptère en vol. L'absence de

fuselage dans les calculs modifie aussi le comportement du rotor, et donc l'angle de battement à compenser avec la composante F_y .

Cette analyse montre également que l'approche numérique estime efficacement les commandes de pas collectif à imposer manuellement à l'hélicoptère pour atteindre le chargement F_z souhaité. Les différences de traction observées sont dues à une précision limitée du matériel à disposition.

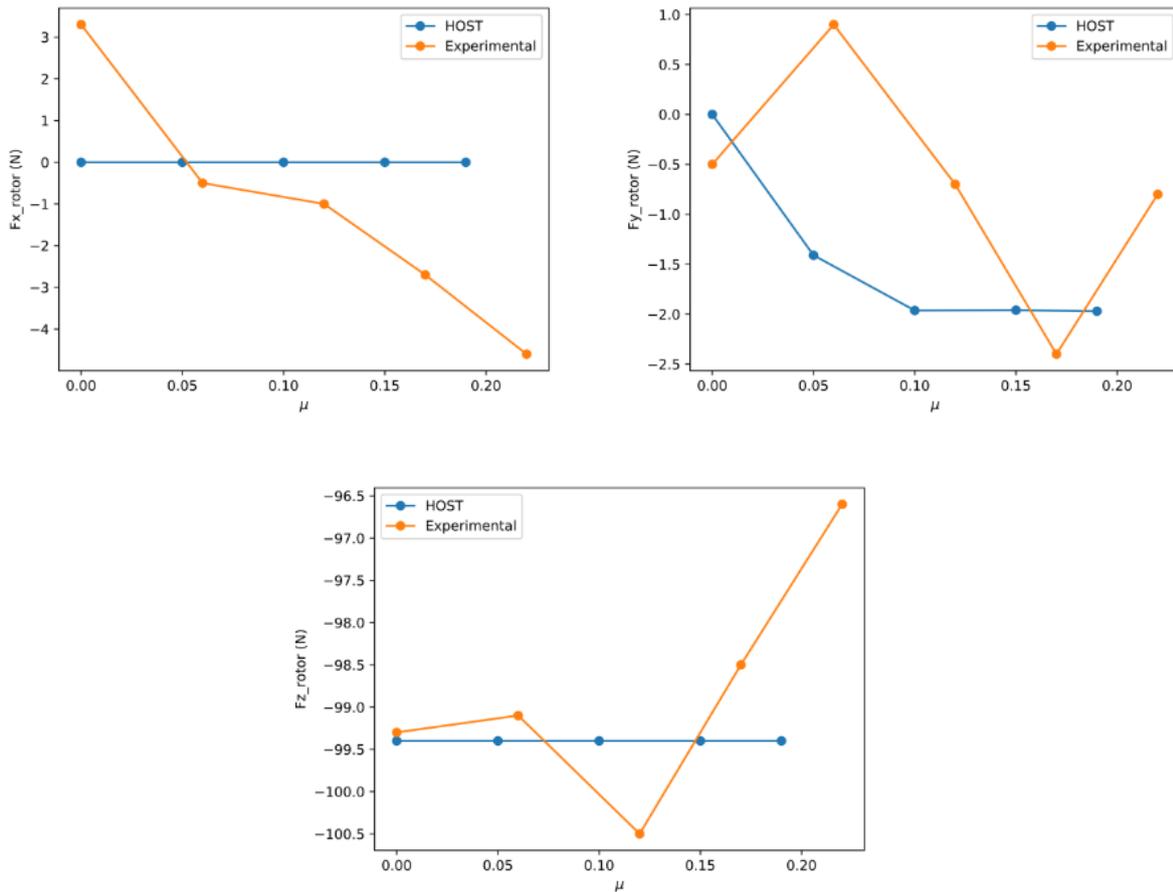


Figure 4.23 - Comparaison des efforts numériques/expérimentaux en fonction du paramètre d'avancement μ

Une étude de la concordance des mesures d'angles avec les données numériques est aussi conduite (Figure 4.24). Le pilotage du rotor de la maquette Dauphin se fait grâce à des commandes de pas collectif et cyclique, similaires aux commandes d'un hélicoptère réel. Le retour d'informations sur le comportement du rotor est assuré par les capteurs équipant la tête rotor. Les capteurs intégrés aux pieds de pales permettent de connaître après post-traitement la valeur de chaque angle et de ses harmoniques. Cependant, lors des essais, ce sont les retours des potentiomètres de recopie des vérins qui sont utilisés pour connaître et atteindre les consignes en pas collectif et pas cyclique visées. Ainsi, la redondance de mesure des pas collectif et cyclique est assurée par 1) la possibilité d'avoir un retour des commandes vérins et 2) par la présence des capteurs en pied de pale. Ces deux possibilités de mesures sont illustrées sur les graphes de la Figure 4.24 et comparées avec les valeurs issues du code

HOST en fonction de la vitesse d'avancement μ . A noter que, lors des essais, l'hélicoptère est commandé en traction, et ces valeurs d'angle ne sont utilisées qu'en tant qu'indicateur.

L'angle de pas collectif calculé numériquement est inférieur aux valeurs expérimentales mesurées à la fois par les capteurs et par les vérins, mais les tendances sont similaires. Le décalage entre les deux courbes est causé par l'adaptation de la vitesse de rotation du rotor principal, ainsi qu'aux incertitudes lors de l'étalonnage des capteurs. Un décalage de l'ordre de 1° sera donc observé sur l'ensemble de la manipulation. Pour les faibles vitesses de vent, les variations d'angle de pas sont compensées manuellement lors des essais.

L'angle de pas cyclique latéral θ_{1c} fait émerger une bonne concordance entre les estimations numériques et les vérins. Une divergence plus importante est cependant observée avec les mesures issues des capteurs. Les courbes de pas cyclique longitudinal θ_{1s} mettent en avant un décroissement linéaire de 4° à $0,5^\circ$ pour HOST et de 4° à $-0,75^\circ$ pour les mesures expérimentales tirées des vérins. La valeur de pas cyclique longitudinal issue des capteurs reste, quant à elle, relativement constante et comprise entre 0° et 1° . Cette analyse montre donc que les valeurs données par les systèmes de vérins sont satisfaisantes, et concordent bien avec les estimations numériques. Les écarts entre les deux approches peuvent être causés par les effets de fuselage, car HOST ne prend en compte que le rotor lors des calculs. Compte tenu des moyens à disposition, aussi bien expérimentalement que numériquement, cette hypothèse n'a pas pu être prouvée à ce stade.

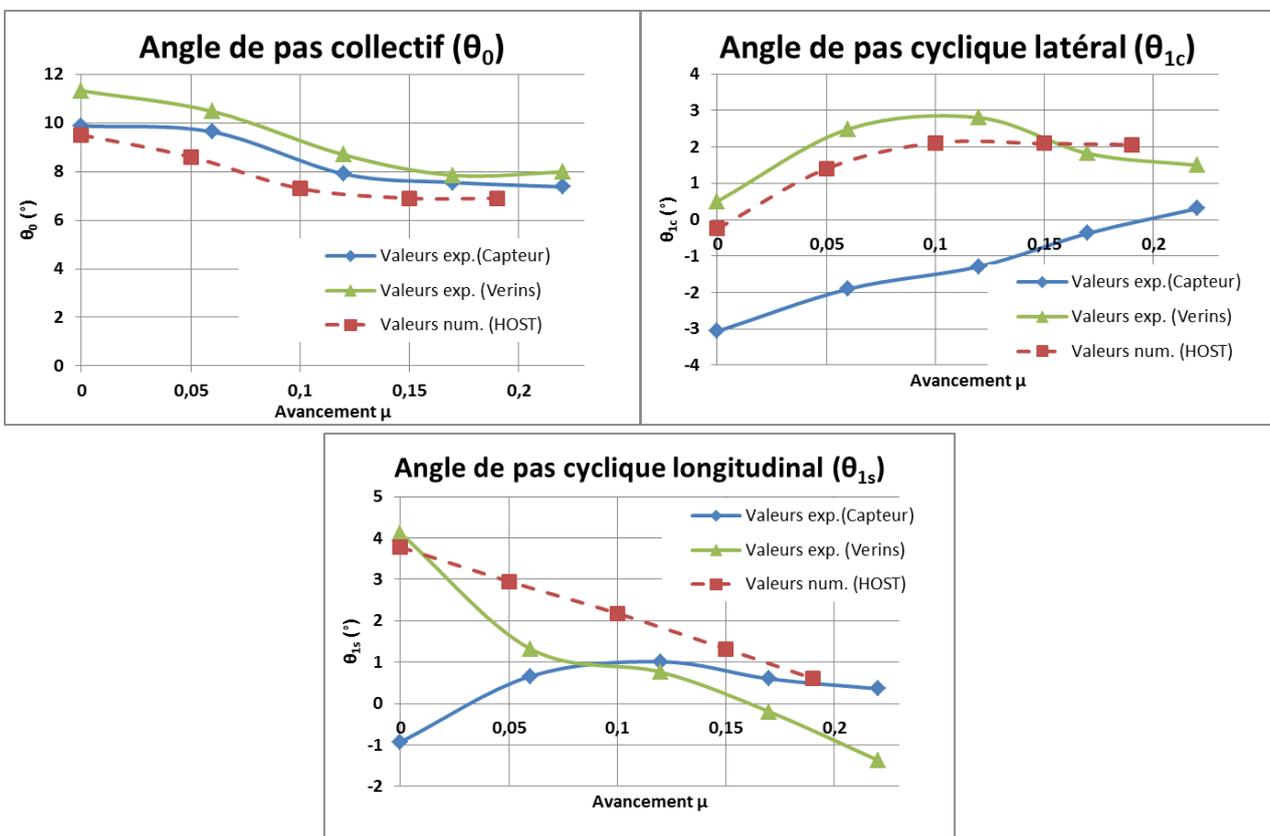


Figure 4.24 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l'angle de pas en fonction du paramètre d'avancement μ

La Figure 4.25 souligne une bonne concordance des valeurs de battement moyen et de battement longitudinal entre les deux approches. Un écart important de l'ordre de 3° est observé sur les mesures d'angle de battement latéral. Cet écart peut être expliqué par un mauvais déphasage lors de la prise en compte du signal de synchronisation.

La Figure 4.26 montre une bonne concordance des approches numériques et expérimentales pour les valeurs d'angle de trainée moyen et de ses deux premiers harmoniques.

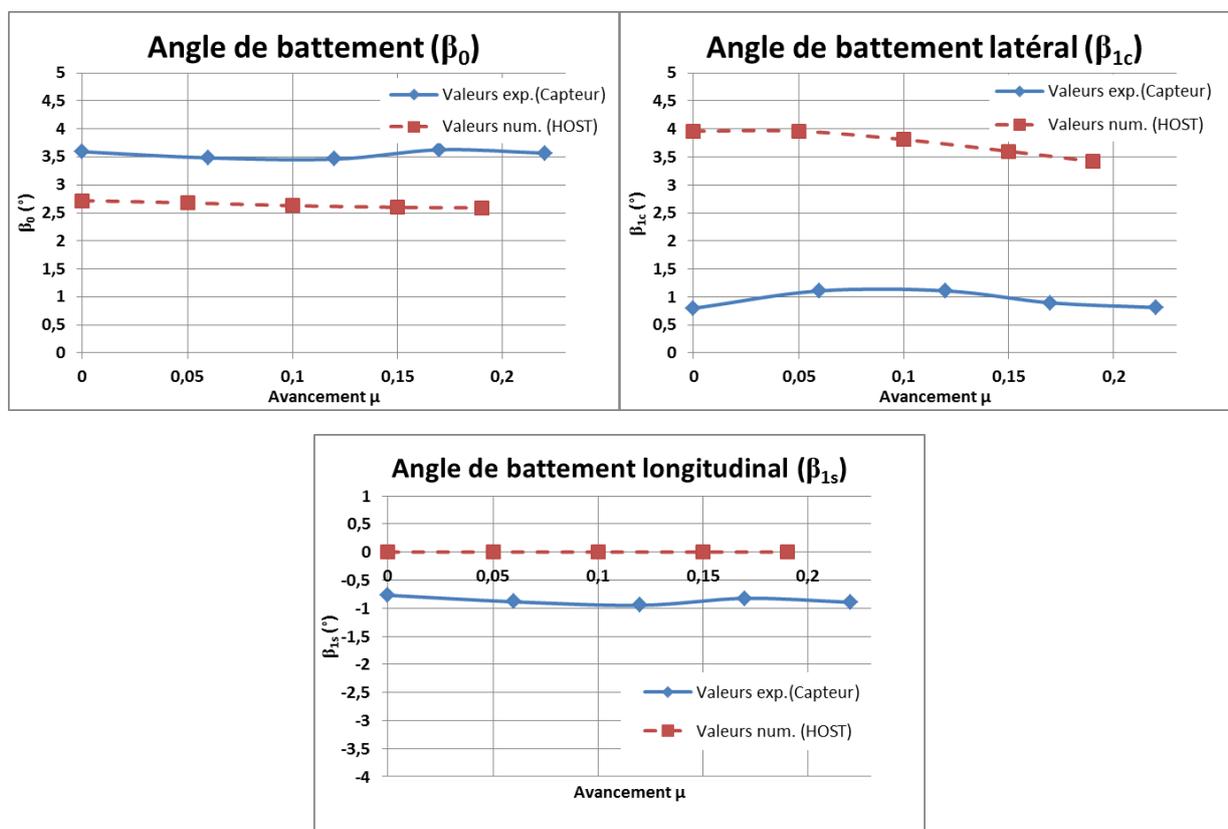


Figure 4.25 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l'angle de battement en fonction du paramètre d'avancement μ

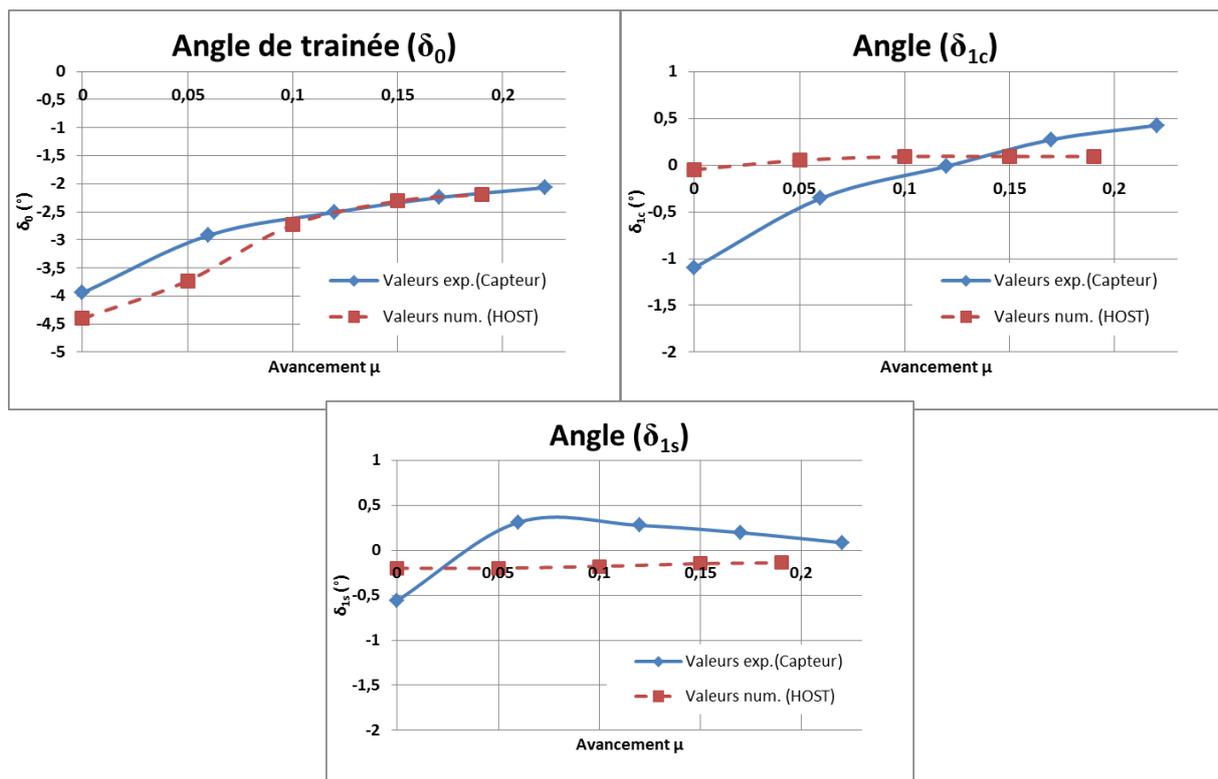


Figure 4.26 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l’angle de trainée en fonction du paramètre d’avancement μ

Ces essais de dérisquage ont été conduits au début de l’étude. Avec l’expérience et la prise en main du banc d’essai, le contrôle des commandes est devenu plus précis jusqu’à, par exemple, fixer F_z avec une précision de 1N. Ces imprécisions et leurs conséquences sont discutées dans la suite de ce chapitre.

Cette section a ainsi permis de mettre en avant l’évolution des efforts et des mesures d’angles du un tour rotor afin de mieux comprendre son fonctionnement en vol. Des études statistiques ont aussi montré la bonne répétabilité de l’ensemble des mesures d’efforts. De même, les mesures d’angle de pas présentent une répétabilité satisfaisante. Des dispersions plus importantes sont observées sur les mesures d’angles de trainée et de battement, qui sont des conséquences de la réaction du rotor aux commandes imposées par le pilote.

En conclusion, cette étude aura permis de montrer une bonne concordance entre les approches numériques et expérimentales. Les différences observées peuvent être attribuées aux incertitudes de contrôle de l’hélicoptère et aux incertitudes de mesures expérimentales. En parallèle, l’absence de fuselage dans le modèle numérique entraîne une modification des effets aérodynamiques, et par conséquent des efforts sur le montage.

Cette section a donc permis de souligner la validité de l’outil HOST pour identifier les paramètres de pilotage à utiliser, ce qui en fait un outil incontournable pour la préparation des essais. De plus, excepté quelques divergences à corriger, la validité des mesures expérimentales a été montrée, notamment pour les termes stationnaires.

4.2.2. Influence des interactions sur le rotor

Cette étude comporte deux éléments tournants chacun équipé de moyens de mesures indépendants. Dans ce cadre, ce paragraphe propose de souligner l’effet des interactions aérodynamiques sur le rotor principal. La Figure 4.27 présente l’influence de la mise en rotation du propulseur sur la traction exercée par le rotor. L’expérience a montré que la mise en rotation n’affecte que peu le comportement du rotor. Dans ce cadre, il a été choisi de ne pas rééquilibrer le rotor lors de l’activation du propulseur.

Des variations abruptes de traction rotor sont observées, notamment pour $\mu = 0,0$ et $\mu = 0,22$. Ces divergences sont dues à l’adaptation de la puissance d’entrée du rotor pour conserver un régime de rotation constant malgré la chauffe du moteur. En conséquence, ces variations ne doivent pas être prises en compte pour l’analyse.

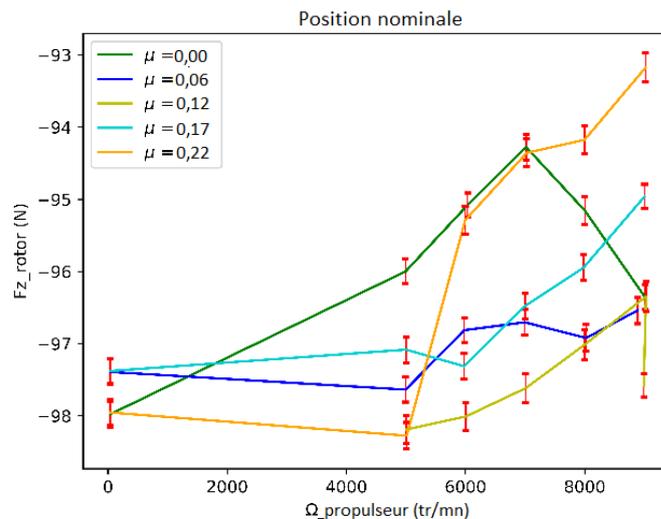


Figure 4.27 - Influence de la vitesse de rotation du propulseur sur la traction du rotor pour différents paramètres d’avancement

Lors des essais à paramètre d’avancement non nul, l’augmentation de la vitesse de rotation du propulseur de 4500 tr/mn à 8500 tr/mn entraîne une perte de traction du rotor d’environ 1 %. Expérimentalement, ce phénomène est exacerbé à grand paramètre d’avancement comme le montre les courbes à $\mu = 0,06$ et $\mu = 0,17$. En vol stationnaire, la perte de portance est plus importante que dans les autres cas (de l’ordre de 3 %), comme le montrent les mesures à $\Omega < 7000$ tr/mn. Cette variation est principalement causée par l’échauffement important du moteur suite au chargement important des pales pour atteindre la traction souhaitée. Pour les mêmes raisons, l’analyse à $\mu = 0,22$ est conduite pour $\Omega > 6000$ tr/mn, et montre une perte de traction de l’ordre de 2 %.

D'un autre côté, les approches numériques prévoient que les interactions propulseur/rotor mènent à un gain de traction du rotor de l'ordre de 2 % [5]. En pratique, ce gain de portance s'explique par les variations de pression sur le disque rotor en vol stationnaire : une légère perte de portance du rotor est observée en amont du propulseur en raison de l'accélération de l'écoulement, et un gain de portance est mesuré au-dessus du sillage des hélices à cause d'un effet de blocage.

Les différences entre les résultats numériques et expérimentaux peuvent s'expliquer par les incertitudes des deux approches : au cours des expérimentations des incertitudes de mesure apparaissent, et la traction du rotor est fixée manuellement par l'opérateur avec une précision limitée comme le montre le décalage de traction lorsque le propulseur est à l'arrêt. De plus, alors que l'intervalle de confiance à 95 % est bon pour les autres courbes grâce au grand nombre de point moyenné, l'intervalle est bien plus important dans cette étude qui présente une grande dispersion, ce qui remet en question la validité des résultats. D'un autre côté, l'approche numérique utilisée pour cette étude ne prend en compte que les deux rotors. Bien que l'influence du fuselage soit faible, les effets d'interactions peuvent tout de même être légèrement modifiés suite à l'ajout d'un obstacle au développement des sillages. Enfin, le carénage et le cône d'hélice ne sont pas modélisés dans les approches numériques.

En prenant en compte les incertitudes listées ci-dessus, nous pouvons considérer que l'influence du propulseur sur le rotor est faible et n'est pas quantifiable avec les outils à disposition. La courbe en vol stationnaire laisse aussi supposer que les variations expérimentales sont causées par l'échauffement du moteur plutôt que par les interactions. Dans ce cadre, les performances du montage seront analysées en fonction des mesures réalisées sur le propulseur en fonction des conditions de vol.

4.2.3. Caractérisation du propulseur isolé

Comme précisé dans le §3.1.2, la balance du propulseur a été changée pour l'étude sur le montage complet. Dans ce cadre, une étude complémentaire a été conduite afin de valider les mesures obtenues avec la balance 6 axes. Sauf mention contraire, l'ensemble des mesures présentées dans cette section sont conduites avec le banc support utilisé pour le montage complet. Cette caractérisation est menée sans la présence de l'hélicoptère.

Dans un premier temps, l'influence de la vitesse a été étudiée dans la Figure 4.28. Comme vu lors de la caractérisation exhaustive présentée dans le §8.1, l'augmentation de la vitesse d'avancement génère une perte de traction pour l'ensemble des vitesses de rotation. Une influence plus légère sur le couple résistant est aussi mesurée, principalement pour des faibles vitesses de rotation.

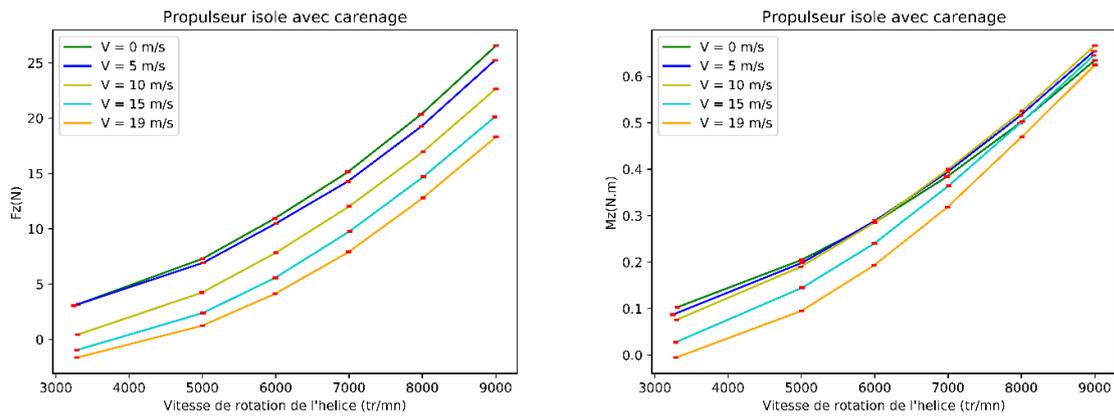


Figure 4.28 - Influence de la vitesse sur les performances du propulseur isolé

Un nouveau carénage a été créé pour contenir la balance 2 composantes et le moteur. Ce carénage est bien moins intrusif que celui mis en place pour la balance 6 axes, comme le montre la Figure 4.29. Ainsi, l'influence du carénage est moins marquée que lors de l'étude préparatoire (Figure 4.30). Une perte de traction inférieure à 5% est observée, principalement à grande vitesse de rotation. Ce nouveau carénage sera conservé pour la suite de l'étude afin de garantir le découplage des mesures d'efforts aérodynamiques des forces créées par le souffle de l'hélice.



Figure 4.29 - Carénage du moteur et de la balance 2 axes vu du dessus (gauche) et de côté (droite)

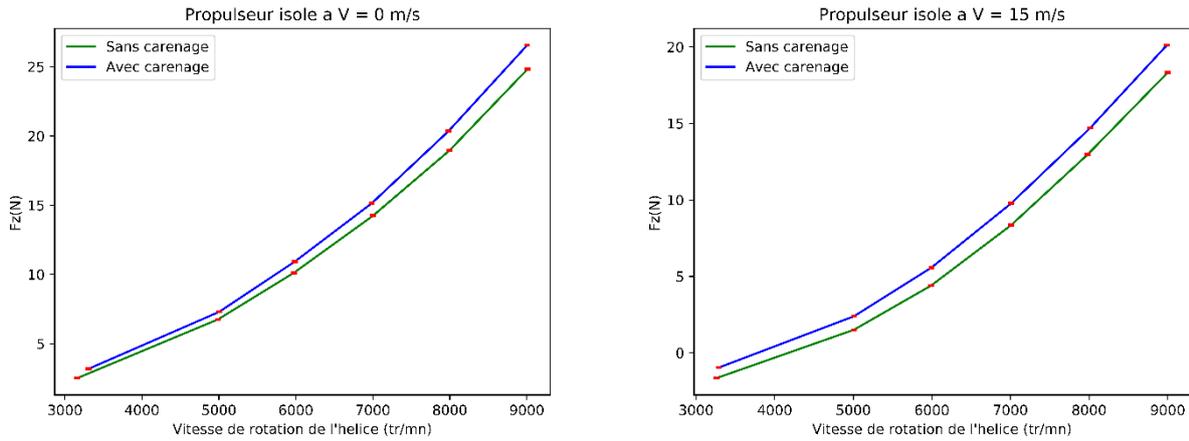


Figure 4.30 - Influence du carénage sur les performances du propulseur pour différentes vitesses d'avancement

Une étude de répétabilité a été menée pour deux cas de vol : lorsque le propulseur est à l'arrêt, et lorsqu'il est activé à vitesse nominale (Figure 4.31). Dans un premier temps, il peut être souligné que les mesures initiales varient d'environ 1 N en fonction de la vitesse d'avancement lorsque le propulseur est inactif. Cette variation n'est pas retrouvée lors des mesures de répétabilité. Cependant, dans ce cas de vol, une bonne répétabilité est mesurée pour les vitesses de vent élevées. Lorsque le propulseur fonctionne à vitesse nominale, une différence inférieure à 5 % est mesurée pour l'ensemble des points de répétabilité. Cette analyse valide donc la viabilité des mesures effectuées sur le propulseur isolé.

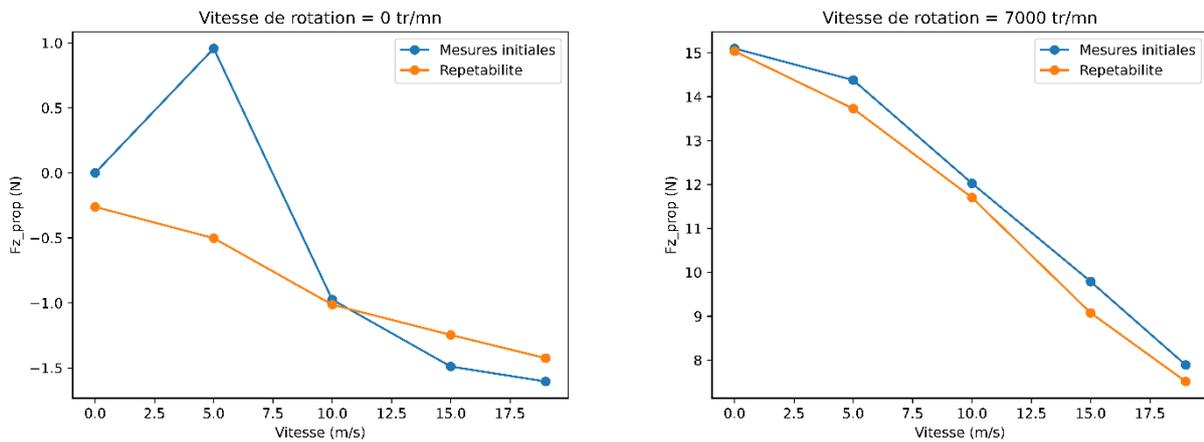


Figure 4.31 - Etude de la répétabilité des mesures sur le propulseur isolé en fonction de la vitesse d'avancement

Enfin, une comparaison des mesures effectuées avec l'ancienne balance (6 axes) est conduite dans la Figure 4.32. Une différence de l'ordre de 30% est observée entre les deux balances. Cette différence s'explique par le meilleur dimensionnement de la balance 2 axes, qui mesure plus efficacement les phénomènes de petite amplitude observés. La diminution de l'encombrement du montage peut aussi expliquer les différences de mesures observées. Compte tenu de l'adaptation des

carénages à la balance considérée, il n'a pas été possible de vérifier cette hypothèse en faisant des mesures avec chacun des carénages pour une même balance.

La divergence de mesure de la balance 6 axes explique en partie les différences observées entre les mesures expérimentales et les mesures numériques dans le §8.1. Il peut cependant être souligné que les phénomènes observés sont similaires entre les deux balances. Les conclusions qualitatives tirées de l'étude complète du propulseur isolé ne sont donc pas remises en question.

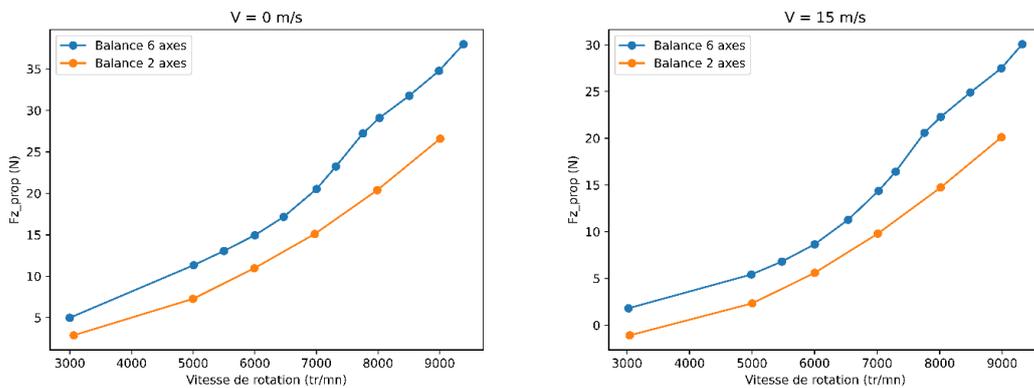


Figure 4.32 - Comparaison des mesures effectuées avec les deux balances pour différentes vitesses d'avancement

Cette étude aura permis de mettre en avant les caractéristiques de la balance 2 axes utilisée pour la suite de l'étude. La comparaison avec les mesures faites avec la balance 6 axes ont mis en avant une différence de l'ordre de 30 % causée par un mauvais dimensionnement de la première balance. Des écarts-types de l'ordre de 0,01 % ont été mesurés sur les deux composantes, et mettent en avant la faible dispersion des mesures. L'efficacité du nouveau carénage, moins intrusif, a aussi été validée. Enfin, des mesures de répétabilité ont montré des variations inférieures à 5 % pour l'ensemble des mesures.

4.2.4. Interactions en vol stationnaire

Les hélicoptères sont principalement reconnus pour leur capacité d'atterrissage et de décollage vertical (ADAV) ainsi que pour leur habilité à effectuer des vols stationnaires. Dans ce cadre, cette première section présente les interactions rotor/propulseur pour les vols à $\mu = 0,0$ et leur influence sur les performances du montage.

La caractérisation expérimentale du propulseur isolé, présentée dans le §8.1, souligne l'influence de l'angle de dérapage sur la traction. Cette étude a été menée avec la balance 6 axes, présentant des mesures d'efforts majorées de 30 % en écoulement axial comme démontré dans le §4.2.3. Ainsi, seules les données qualitatives sont observées sur la Figure 4.33. Cette étude préliminaire met en avant une augmentation de la traction résultante lorsque l'écoulement est perpendiculaire : la comparaison des courbes à 0° et à 90° laissent supposer que les interactions

gènèrent une hausse de traction allant jusqu'à 50% pour certains points de vol. A noter que le coefficient de traction de l'hélice X_b est calculé avec :

$$\bar{X} = \frac{F_x}{\rho S (R\Omega)^2}$$

Avec F_x (N) la force de traction de l'hélice, ρ (kg/m³) la masse volumique du fluide de l'écoulement, S (m²) la surface couverte par les pales, R (m) le rayon de l'hélice et Ω (rad/s) la vitesse de rotation.

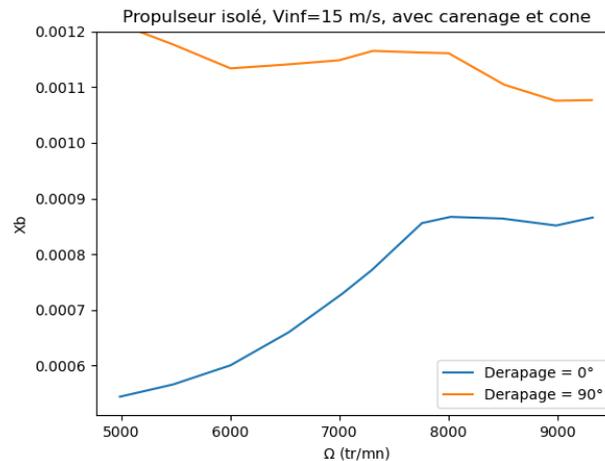


Figure 4.33 - Influence de l'angle de dérapage sur la traction du propulseur isolé

Cette hypothèse est vérifiée en comparant les résultats obtenus lors de la campagne sur le propulseur isolé et des mesures sur le montage complet (Figure 4.34). En effet, une variation de l'ordre de 10 % est observée entre le propulseur isolé et le propulseur installé en position nominale pour l'ensemble des cas de vol. Ainsi, l'influence positive des interactions en vol stationnaire est mise en avant. Cette conclusion est en accord avec les études numériques qui prévoient une hausse de la traction du propulseur de 2 % à 5 % grâce aux interactions. Cette hausse de traction est générée par la diminution de l'angle d'incidence de l'écoulement sur le disque propulseur. Les résultats obtenus lors de l'étude préliminaire sur l'influence positive de l'angle de dérapage sur la traction du propulseur sont ainsi confirmés, y compris dans le cas où l'angle de dérapage est généré par le souffle rotor de l'hélicoptère.

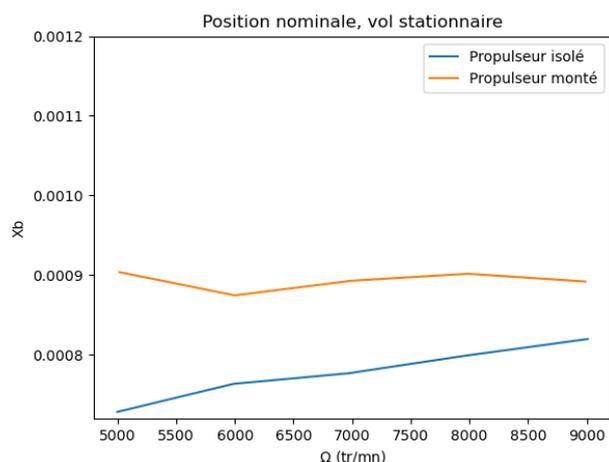


Figure 4.34 - Influence des interactions sur la traction du propulseur en vol stationnaire

D'un autre côté, les prises de pression mettent en avant l'influence des interactions sur le fuselage de l'appareil. Lorsque le propulseur est inactif (Figure 4.35 et Figure 4.36), les champs de pression à gauche et à droite de l'appareil sont quasiment identiques. Ceci valide l'hypothèse selon laquelle le sillage rotor est globalement axisymétrique [73]. Dans ce cas de vol, une surpression est observée sur une grande partie du nez de l'appareil, sous l'influence directe du sillage rotor. La seconde prise positionnée sur la face supérieure du nez est cependant soumise à une dépression, qui est la trace de l'accélération de l'écoulement pour contourner l'obstacle.

En parallèle, une légère surpression est observée sur les points centraux (Side Middle) et supérieurs (Side Upper) sur le flanc du fuselage pour les trois premières colonnes. Pour les prises situées à partir de la quatrième colonne vers la queue de l'appareil, une pression négligeable est mesurée pour l'ensemble des points. La limite longitudinale de l'influence du sillage rotor sur le fuselage est ainsi mise en avant. Une dépression est observée sur l'ensemble des prises inférieures du flanc en raison de la diminution de la largeur du fuselage menant à une accélération de l'écoulement sur la surface du fuselage.

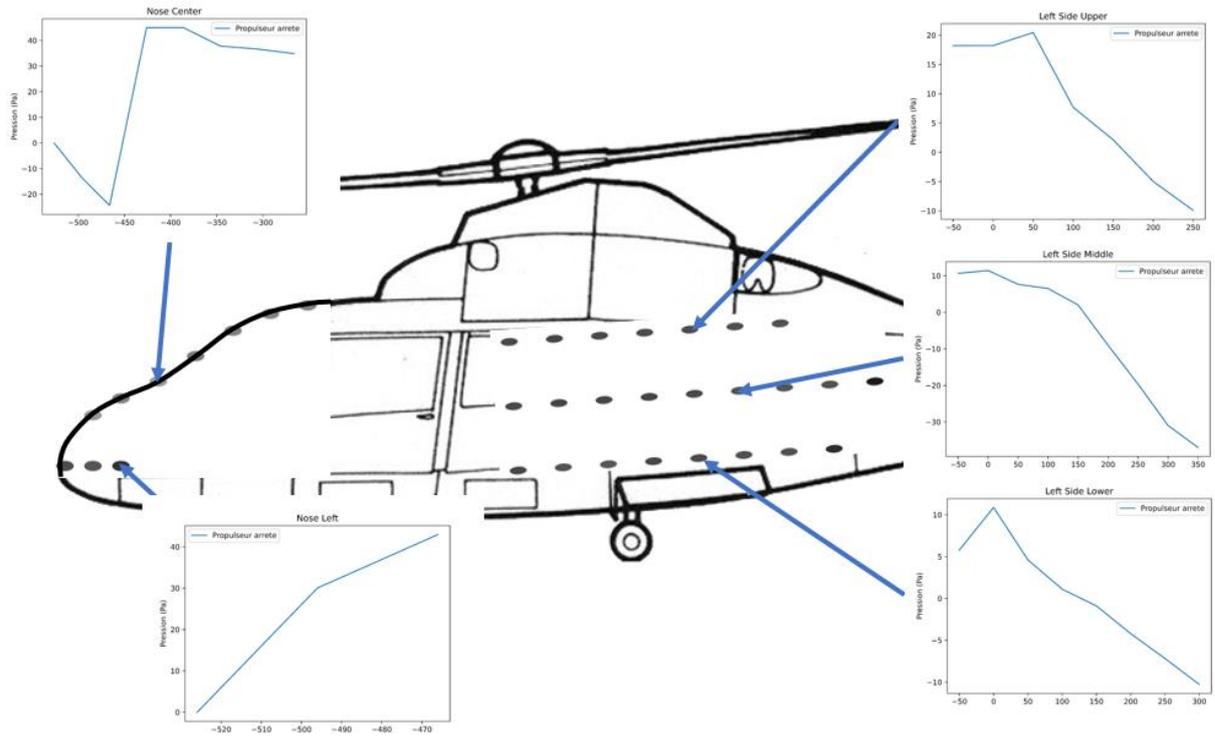


Figure 4.35 - Pression sur le fuselage gauche lorsque le propulseur est à l'arrêt

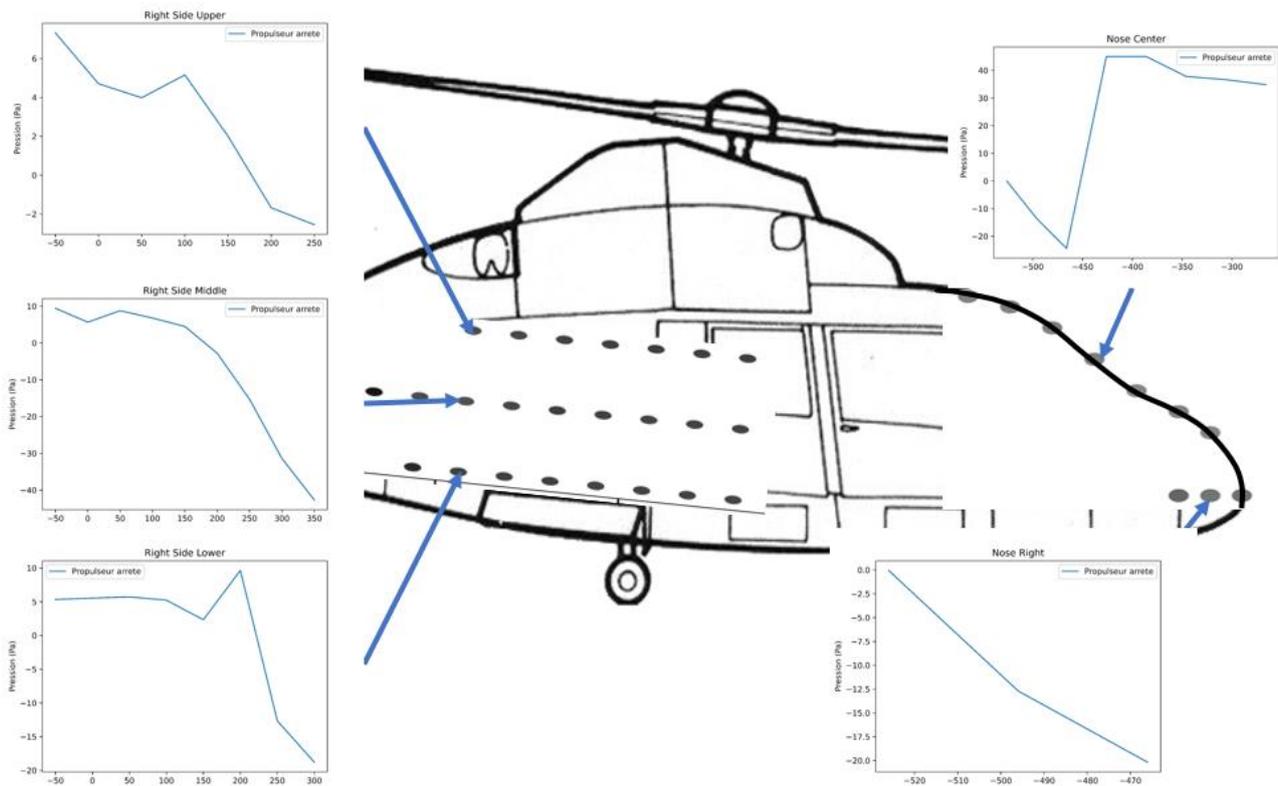


Figure 4.36 - Pression sur le fuselage droit lorsque le propulseur est à l'arrêt

Une fois le propulseur activé à vitesse de rotation nominale (Figure 4.37), une augmentation de 20 % de la pression est mesurée sur la ligne supérieure du flanc de l'appareil. La hausse de pression atteint jusqu'à 50 % sur la prise la plus en amont, située juste derrière le propulseur. L'influence couplée du rotor et du propulseur permet d'expliquer cette hausse : le sillage propulseur bloque le développement du sillage rotor, qui impacte alors principalement la partie supérieure du fuselage. Compte tenu des limites matérielles, cette hypothèse n'a cependant pas pu être vérifiée par visualisation.

En parallèle, le profil de vitesse de la ligne centrale reste similaire sur les prises les plus en aval. Une surpression de l'ordre de 10 Pa est mesurée sur les trois premières prises, soulignant une nouvelle fois la présence du sillage propulseur. Pour ce qui est de la ligne inférieure, la mise en rotation du propulseur génère une augmentation de la pression constante de 5 Pa. Ainsi, la zone de surpression observée sur les prises les plus en amont est exacerbée, et la dépression mesurée sur les prises aval est limitée. Une nouvelle fois, cette observation est due à l'influence du rotor qui repousse le sillage propulseur vers le bas. Enfin, cette analyse souligne l'absence d'influence du propulseur sur l'ensemble des prises positionnées sur le nez du fuselage. Cependant, compte tenu de l'incertitude de mesure de l'ordre de 3 Pa, ces conclusions sont à nuancer.

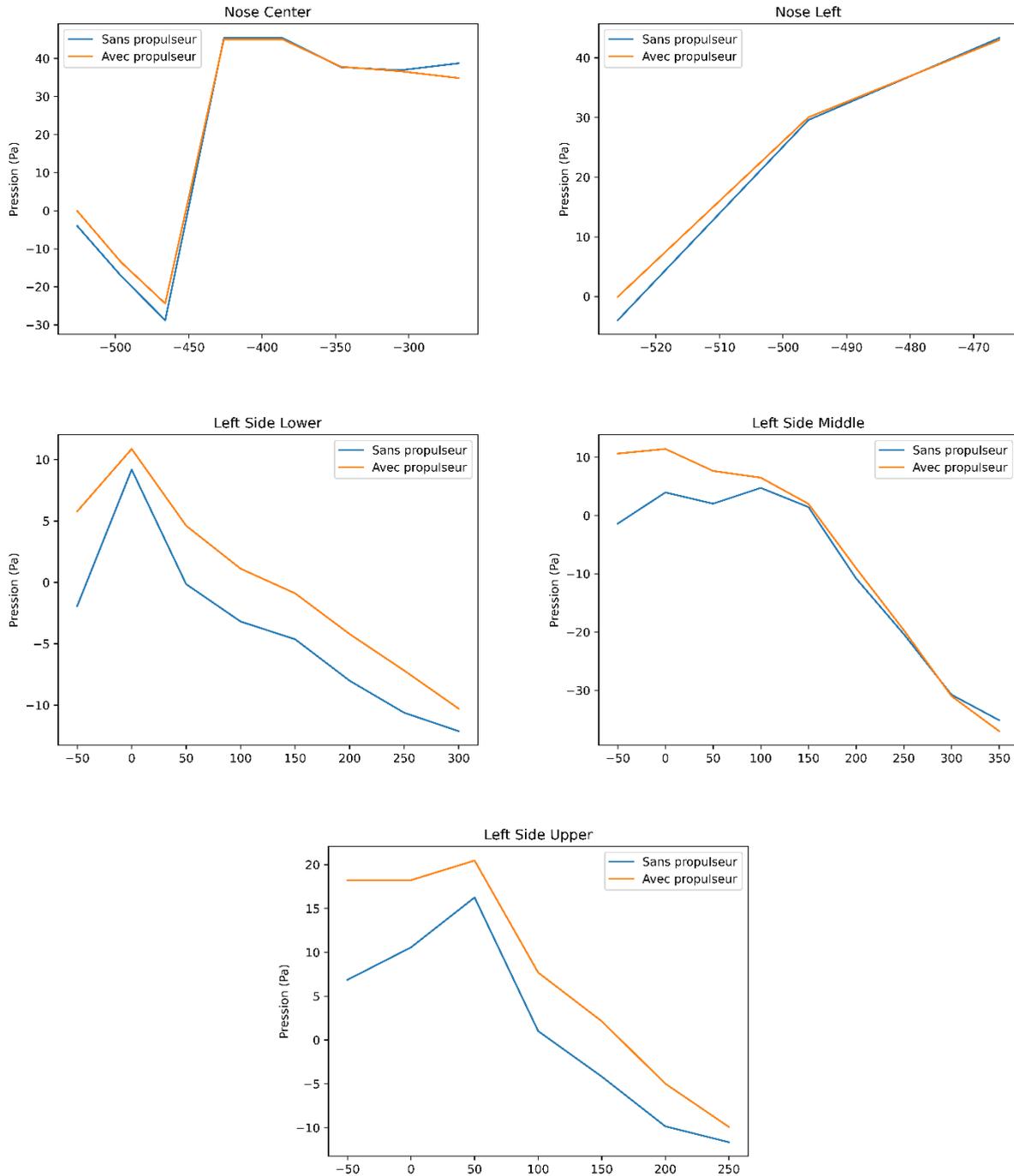


Figure 4.37 - Pression sur le fuselage en vol stationnaire lorsque le propulseur gauche est activé à vitesse nominale

Compte tenu de l'absence de vent, les mesures PIV n'ont pas pu être réalisées pour le vol stationnaire. En effet, la marmite est disposée en amont du nid d'abeille, et seule l'activation de la soufflerie permet d'obtenir un ensemencement homogène sur plan de mesure. L'étude expérimentale des champs de vitesse n'a donc pas pu être conduite pour cette configuration de vol.

Cependant, les études numériques [5] prévoient que le cas du vol stationnaire est celui présentant les interactions entre les deux rotors les plus importantes. En effet le propulseur est entièrement immergé dans le sillage rotor (Figure 4.38). Le souffle rotor crée alors l'équivalent d'un écoulement de 14 m/s impactant le propulseur à 90°. Dans cette configuration, les études numériques prévoient une hausse importante des variations de couple tandis que la traction moyenne reste inchangée. Les efforts mesurés sur l'hélice sont alors quasi-sinusoïdaux avec des amplitudes allant jusqu'à 50 % de la valeur moyenne. Ces variations importantes entraînent une hausse des vibrations et des efforts latéraux

Une déviation importante de l'écoulement sous l'effet de l'aspiration du propulseur est aussi mesurée. Il est cependant important de noter que l'approche numérique ne prend en compte que les rotors. La déflexion de l'écoulement à l'arrière du propulseur est donc légèrement différente pour le montage étudié expérimentalement, équipé d'un carénage intrusif pour protéger le moteur et la balance.

L'étude des vitesses dans le plan de l'hélice sous l'influence du souffle rotor (Figure 4.39) montre que la norme de la vitesse est de l'ordre de 10,5 m/s en vol stationnaire. La vitesse axiale nulle met en avant l'alignement du sillage rotor avec l'axe vertical. Une vitesse latérale de l'ordre de 2 m/s est calculée sur l'ensemble du disque propulseur, révélant ainsi la rotation de l'écoulement à l'intérieur du sillage sous l'influence de la rotation des pales du rotor principal. La vitesse verticale est plus importante sur la partie de l'hélice proche du fuselage, ce qui souligne le ralentissement du sillage sur sa partie extérieure et met en avant la limite du sillage rotor.

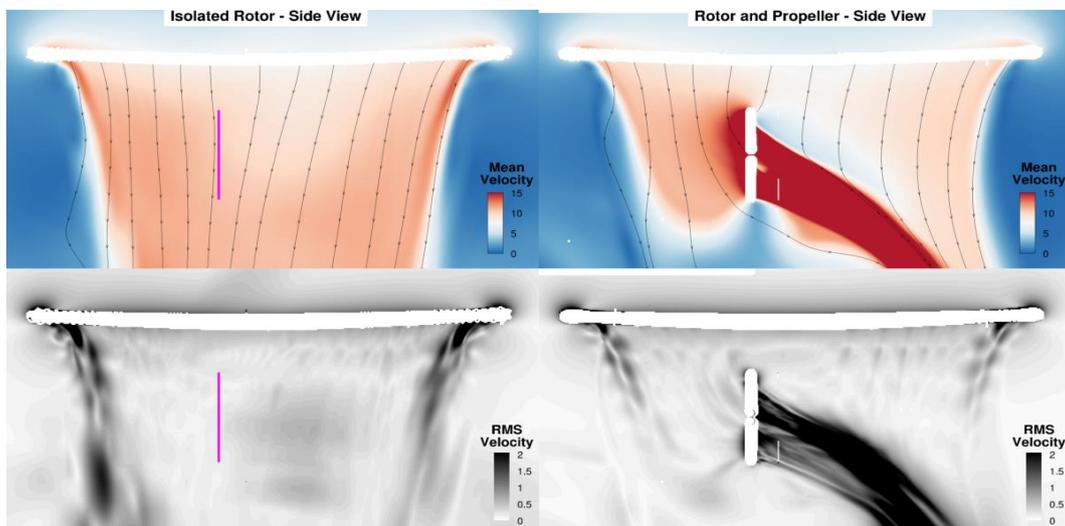


Figure 4.38 - Estimation numérique du développement des sillages en vol stationnaire ([63])
Les marques roses représentent la position virtuelle du propulseur

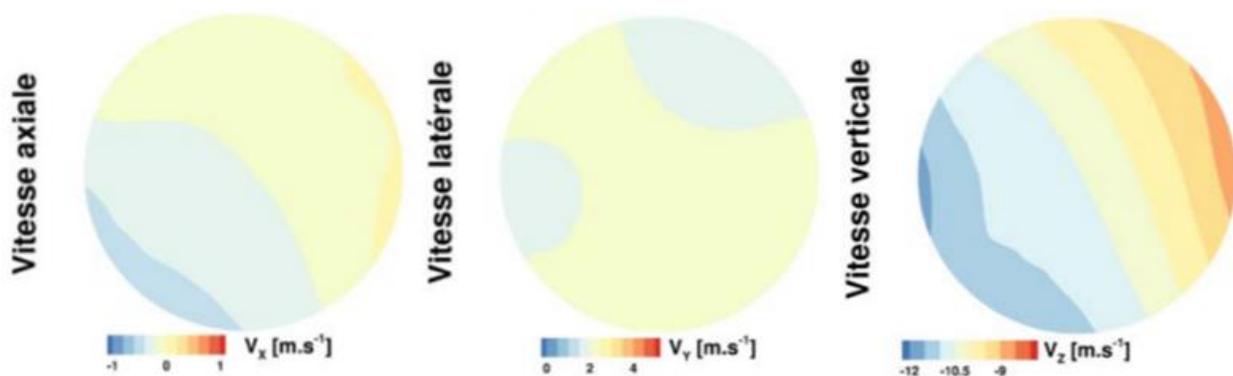


Figure 4.39 - Vitesse dans le plan du propulseur sous l'influence du souffle rotor en vol stationnaire (URANS)

En conclusion, le vol stationnaire est l'atout majeur des hélicoptères et doit être préservé dans les nouvelles configurations. Les mesures d'efforts ont montré que les performances du propulseur sont maximales dans ce cas de vol. En effet, l'étude numérique montre que le sillage rotor créé l'équivalent d'un écoulement à 14 m/s impactant le propulseur à 90°. Cela a un effet positif sur la traction du propulseur qui est augmentée de 10 % suite à la diminution de l'angle d'incidence de l'écoulement sur le disque de l'hélice. Les études préliminaires menées sur le propulseur isolé ainsi que les approches numériques mettent ainsi en avant l'influence positive des interactions sur la traction de l'hélice.

Les prises de pressions installées sur le fuselage permettent aussi de mettre en avant l'influence des éléments tournants sur le corps de l'appareil. La symétrie du sillage rotor pour ce cas de vol a ainsi été montrée, et une dépression de l'ordre de 3 Pa a été mesurée en aval du propulseur sur les parties haute et basses du fuselage lorsque l'hélice tourne à vitesse nominale. L'influence majoritaire du sillage rotor sur la partie centrale, la plus large, du fuselage a aussi été mise en avant.

4.2.5. Interactions à faible vitesse

En mission, une large gamme de vitesse est observée pour accomplir des objectifs variés. Ainsi, les vols à faible vitesse ($\mu_{num} = 0,05$ et $\mu_{expe} = 0,06$) sont réalisés lors du passage du vol stationnaire au vol d'avancement à grande vitesse, ou lors des missions de recherche, par exemple. Les performances de l'appareil à faible vitesse ne doivent donc pas être négligées pour assurer sa viabilité sur l'ensemble des missions civiles et militaires. Cette section a donc pour objectif d'étudier les interactions rotor/propulseur à faible vitesse, et de souligner leur influence sur les performances de l'appareil.

La Figure 4.40 souligne la perte de traction du propulseur isolé consécutive à l'augmentation de la vitesse de vent, aussi bien sur le propulseur isolé que sur le montage complet. Pour rappel, le ratio d'avancement dépend directement de la vitesse de vent :

$$\mu = V/\Omega R = V/V_{tip}$$

Avec V la vitesse de vent (m/s), V_{tip} la vitesse en bout de pale du rotor principal (m/s), Ω la vitesse de rotation du rotor principal (rad/s), et R le rayon du rotor principal ($R = 0,75$ m). Les deux figures mettent en avant des performances similaires pour le propulseur isolé et pour le montage complet à grande vitesse et en vol stationnaire. Seules les performances à $\mu = 0,06$ sont légèrement modifiées sous l'influence du sillage rotor. Dans ce cadre, la comparaison des performances du propulseur installé avec celles du propulseur isolé est conduite dans la Figure 4.41. Comme en vol stationnaire, une augmentation de traction due aux interactions de l'ordre de 10 % est mesurée. L'influence du rotor principal sur le propulseur à faible vitesse est donc soulignée grâce à ces mesures. Les raisons de cette influence seront illustrées dans la suite de ce chapitre grâce à des mesures de vitesse dans le champ.

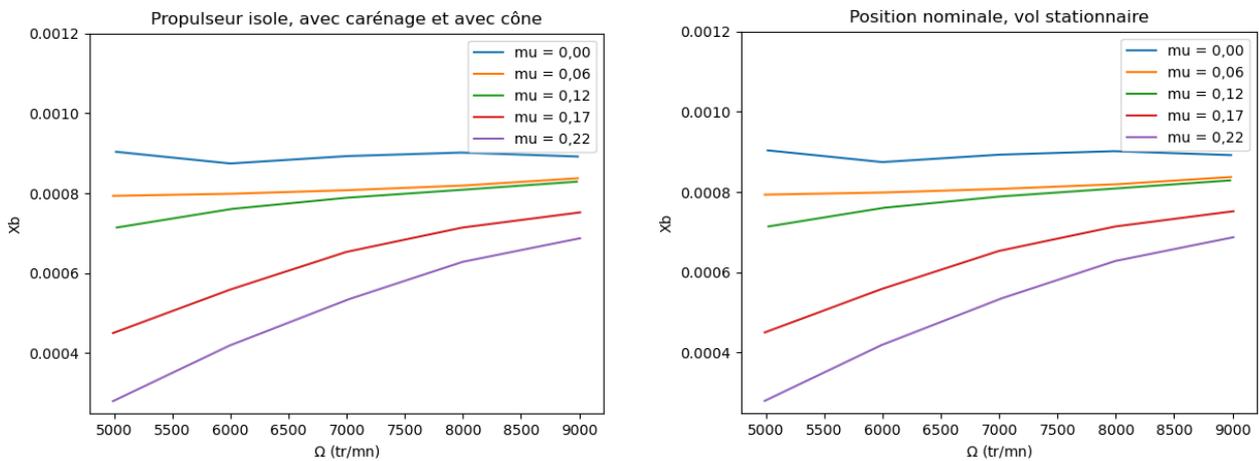


Figure 4.40 - Influence de la vitesse d'avancement sur la traction du propulseur isolé (gauche) et monté (droite)

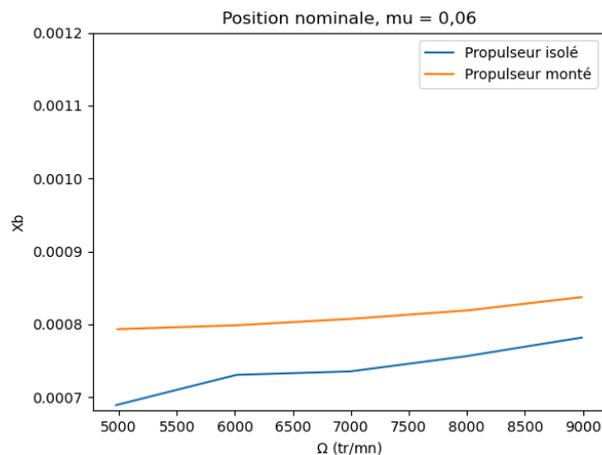


Figure 4.41 - Influence du montage sur les performances du propulseur à $V = 5$ m/s

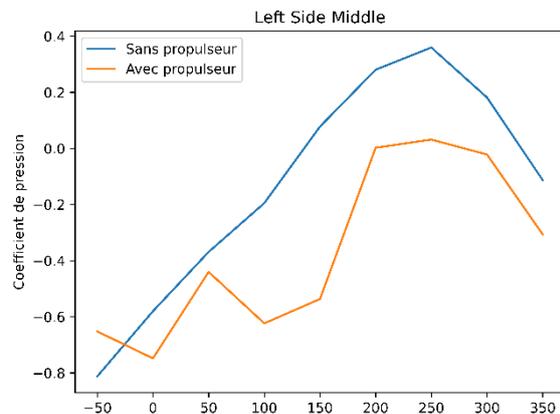
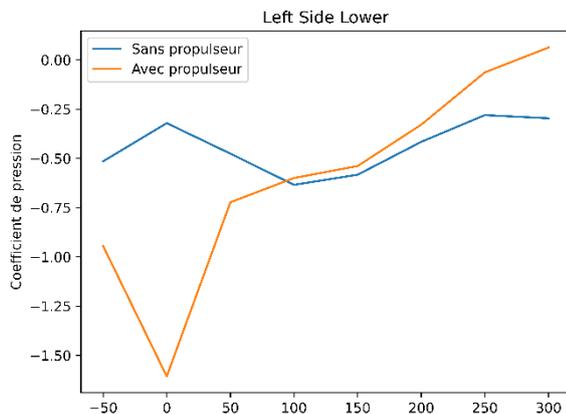
Le développement des sillages sur le corps de l'hélicoptère est étudié dans la Figure 4.42. Pour simplifier l'analyse, il a été choisi de représenter l'évolution du coefficient de pression en fonction des paramètres de vol. En supposant que l'écoulement est incompressible, ce coefficient est calculé à l'aide de la formule suivante :

$$C_p = \frac{P - P_s}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{P - P_s}{P_T - P_s}$$

Avec P la pression mesurée au point considéré (Pa), P_s la pression statique (Pa), P_T la pression totale (Pa), ρ la masse volumique de l'écoulement (kg/m^3) et V la vitesse de l'écoulement (m/s). La pression statique est mesurée à l'intérieur du fuselage de l'hélicoptère, sur le même boîtier d'acquisition que les autres prises.

Cette analyse montre que l'influence du vent et du sillage rotor sont couplées sur le nez de l'appareil. Comme en vol stationnaire, l'ensemble du nez de l'appareil est soumis à une surpression lors d'un vol à faible vitesse. Une surpression maximale est mesurée sur les points les plus hauts, soulignant l'influence du sillage rotor. Pour les trois dernières prises de l'avant de l'appareil, les pressions mesurées en vol stationnaire et en vol à faible vitesse sont similaires : ceci souligne la limite de la position du sillage sur le nez de l'appareil.

L'ensemble des points de mesure situé sur la ligne inférieure du flan sont soumis à une dépression, qui est maximale juste en aval du propulseur. Les lignes centrales et supérieures un profil similaire : une dépression maximale est mesurée juste derrière le propulseur, puis diminue jusqu'à ce que des coefficients de pression positifs soient mesurés sur les prises les plus en aval. Cette courbe souligne donc l'influence du sillage rotor sur le fuselage en vol à faible vitesse.



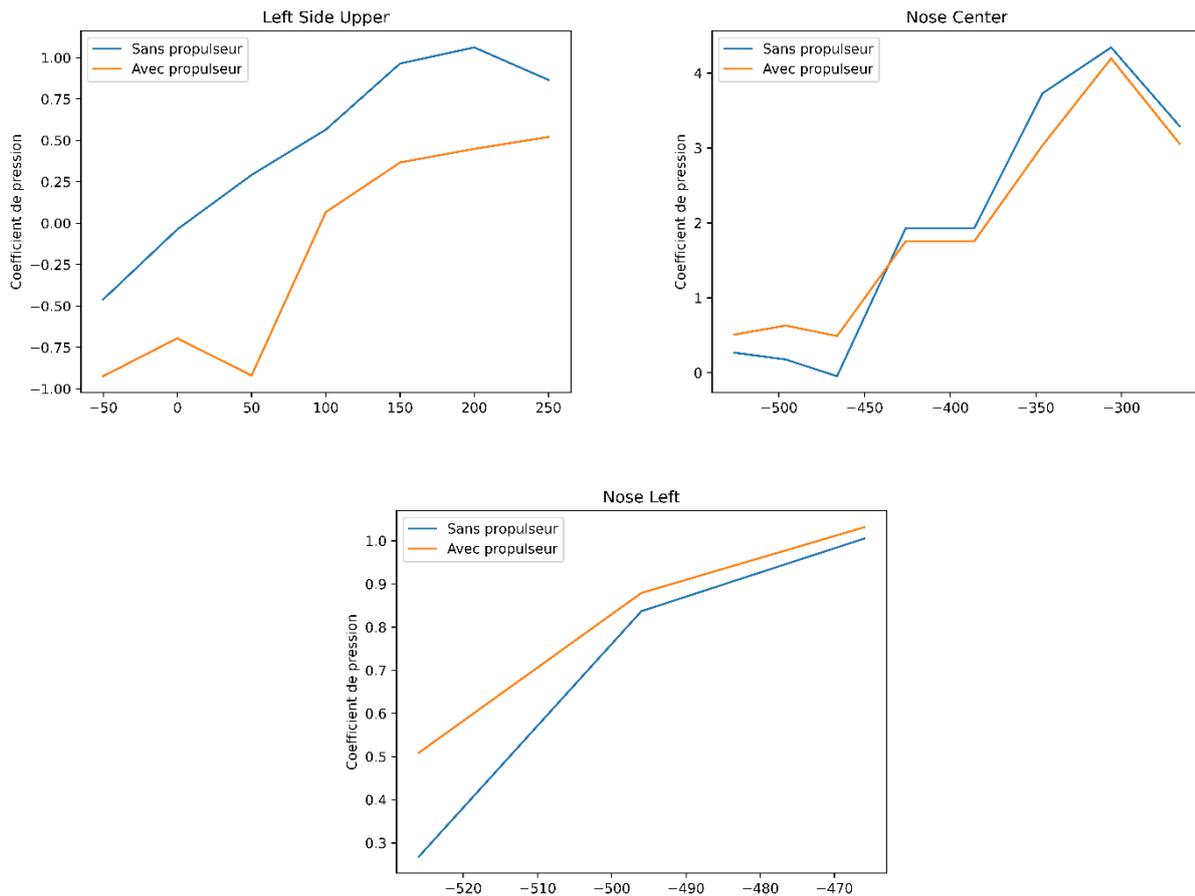


Figure 4.42 - Pression sur le fuselage à basse vitesse lorsque le propulseur est activé à vitesse nominale

Les mesures d'efforts soulignent la perte de traction de l'ordre de 10 % du propulseur consécutive de l'augmentation de la vitesse d'avancement. Une hypothèse expliquant cette observation est le changement d'angle d'attaque de l'écoulement sur les pales de l'hélice propulsive. En effet, à faible vitesse, il est estimé numériquement que le propulseur est partiellement immergé dans le sillage rotor. La Figure 4.43 montre que la limite du sillage rotor est située à environ 20 % de la pale supérieure du propulseur. Dans ce cas de vol, le sillage rotor libre évolue à environ 14 m/s et arrive avec un angle de 45° sur le plan de l'hélice

Comme pour le cas en vol stationnaire, lorsque le propulseur est activé, une déviation de l'écoulement amont est observée numériquement en amont du propulseur sous l'effet de l'aspiration. Ce phénomène diminue l'angle d'attaque du flux sur l'hélice jusqu'à environ 30° . Une légère déflexion est aussi observée sur la partie basse de l'hélice, non immergée dans le sillage rotor. L'angle d'attaque local de l'écoulement libre sur les pales est alors de l'ordre de 20° . Ces observations soulignent l'asymétrie des efforts sur le disque du propulseur, générant de forts vibrations et efforts latéraux. En aval, le souffle créé par l'hélice repousse le sillage rotor vers la queue de l'appareil.

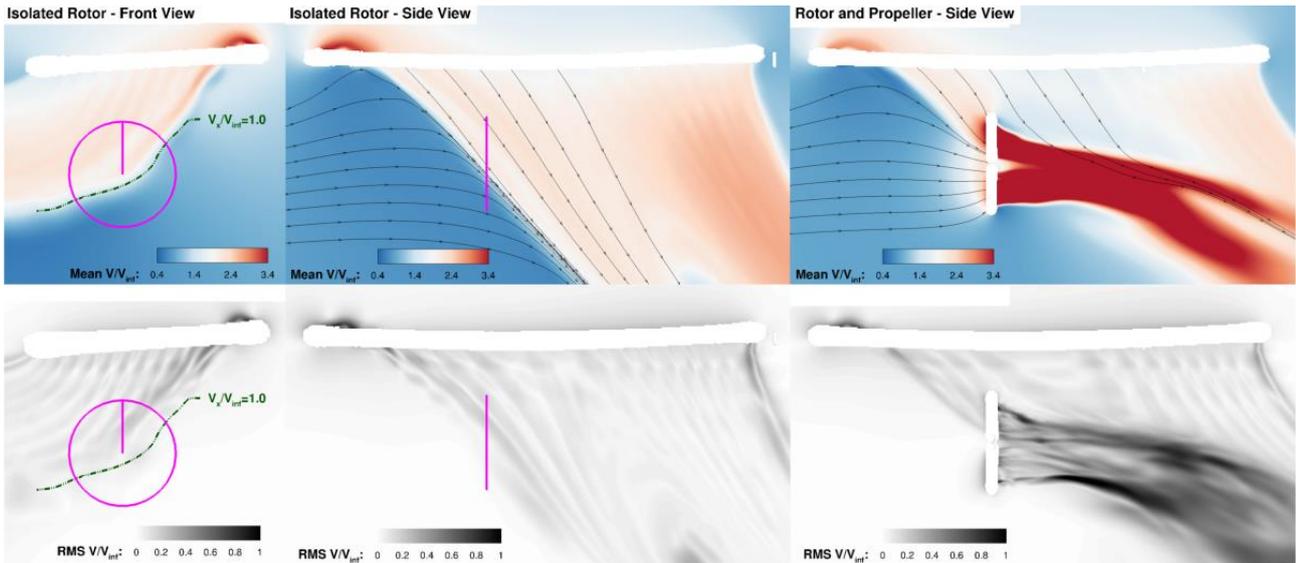


Figure 4.43 - Estimation numérique du développement des sillages en vol à $\mu = 0,05$ ([7])
 Les marques roses représentent la position virtuelle du propulseur

L'étude de la vitesse dans le plan de l'hélice sous l'influence du souffle rotor montre que la norme de la vitesse dans le plan est de l'ordre de 9,5 m/s. Une importante variation de vitesse est aussi mesurée entre le haut et le bas de l'hélice. Ceci est causé par l'immersion partielle du propulseur dans le sillage rotor.

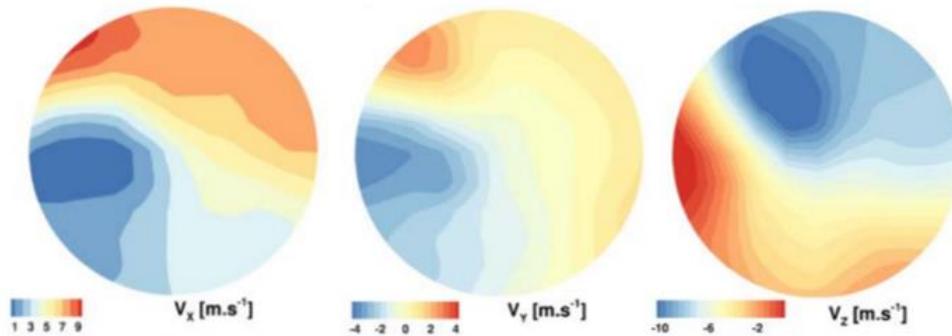


Figure 4.44 - Vitesse dans le plan de l'hélice sous l'influence du souffle rotor à $\mu = 0,05$ (URANS, [7])

Une nouvelle fois, l'absence de structure support et de carénage dans les calculs modifie les phénomènes aérodynamiques. Cette section a donc pour objectif de valider ces estimations numériques à l'aide de mesures PIV. Compte tenu des limites matérielles liées aux phénomènes de résonance du dispositif expérimental et aux échauffements importants à faible vitesse d'avancement, le paramètre d'avancement expérimental a été fixé à $\mu = 0,06$ soit une augmentation de 14 % par rapport à l'étude numérique.

La Figure 4.45 présente les champs de PIV moyens obtenus à $\mu = 0,06$. Dans cette figure, une zone de survitesse est observée dans le coin supérieur droit du plan : ceci est causé par le sillage rotor.

La norme de la vitesse atteint alors des valeurs de 14 m/s, comme estimé par l'approche numérique. Alors que l'écoulement est parallèle à l'axe \vec{x} dans le champ lointain, il est orienté à 44° à l'intérieur du sillage rotor, comme le soulignent les lignes de champs. Cette figure met donc en évidence la limite du sillage rotor en position nominale pour une vitesse d'avancement de 5 m/s.

Une accélération de l'écoulement sous l'influence du propulseur est aussi mesurée, principalement sur la composante U de la vitesse. Ainsi, la position du propulseur est soulignée : le centre du disque propulseur est situé au point de vitesse faible. L'aspiration exercée par le propulseur entraîne un redressement du sillage rotor jusqu'à un angle de 30° . Le propulseur est donc soumis à un flux asymétrique, ce qui génère des vibrations et des efforts latéraux (non illustrés ici). Cependant, l'augmentation de l'angle d'attaque local de l'écoulement sur les pales augmente la traction locale exercée par l'hélice par rapport au cas sans interactions, ce qui explique le gain de performances pour ce cas de vol.

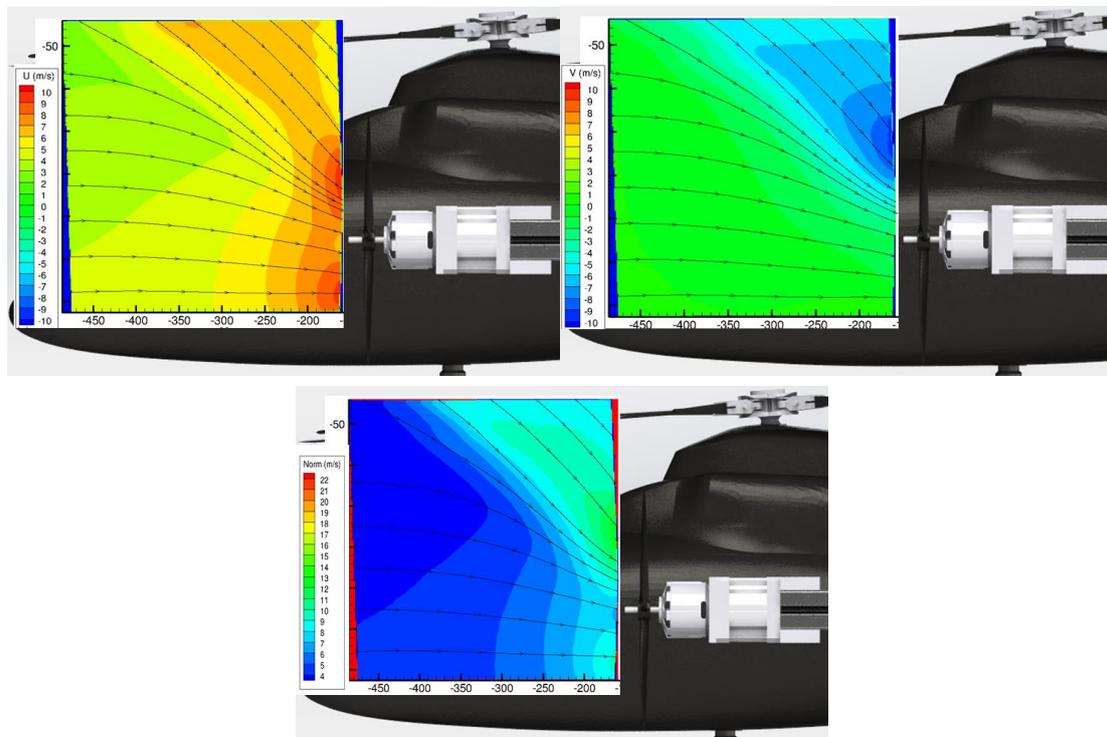


Figure 4.45 - Champ de vitesse dans le plan à $\mu = 0,06$

En parallèle, la composante hors plan de la vitesse est négative à l'intérieur du sillage rotor (Figure 4.46). Ceci est causé par le sens de rotation du rotor : l'étude étant réalisée sur le quart avant gauche de l'appareil ($0^\circ \leq \varphi \leq 90^\circ$), les pales reculent sur le plan considéré. L'écoulement suit alors le mouvement des pales, ce qui explique pourquoi W est négatif sur cette zone de l'étude. Il peut être déduit qu'un champ de vitesse inverse serait observé si le sens de rotation du rotor était inversé. Des essais complémentaires pourront être réalisés sous la pale reculante pour valider cette hypothèse.

La limite du sillage est aussi identifiée grâce au pic de vitesse hors champ. L'écoulement amont évoluant à environ 5 m/s est confronté au sillage rotor dont la norme de la vitesse est de l'ordre de 14 m/s, ce qui crée un gradient de vitesse important. Conséquemment un enroulement local de l'écoulement est observé. Il se caractérise par une zone de forte vitesse hors champ sous la limite du sillage (zone jaune dans la Figure 4.46), associée à une zone de vitesse hors champ négative à l'intérieur du sillage (zone bleue).

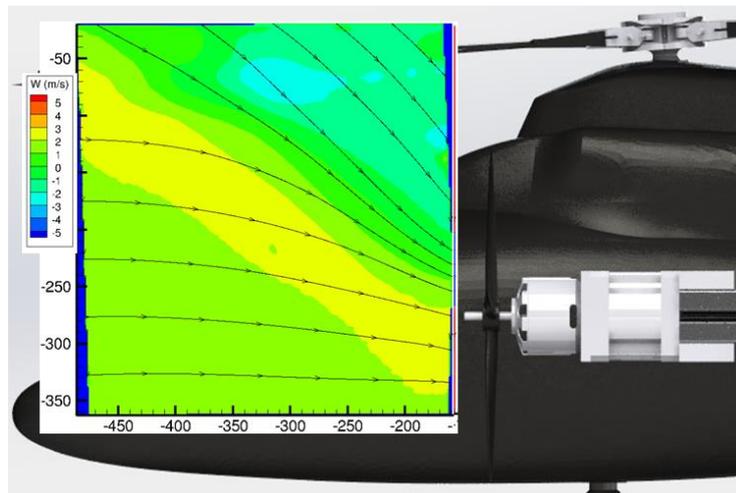


Figure 4.46 – Champ de vitesse hors plan à $\mu = 0,06$

Ces observations se retrouvent dans la Figure 4.47 (gauche) présentant la circulation moyenne pour les mêmes conditions de vol. La circulation est calculée en réalisant l'intégrale curviligne de la vitesse le long d'une trajectoire fermée. Des pics de circulation apparaissent sur la diagonale de l'image : ceci correspond au cisaillement induit par la limite du sillage rotor identifiée précédemment.

Les cartes de circulation instantanées mettent en avant des instabilités fortes (Figure 4.47 (droite)). Deux phénomènes majeurs ressortent de cette image. Premièrement, une circulation importante est observée autour de la limite du sillage rotor comme le montre l'image moyennée. Une circulation importante apparaît également sous le disque rotor sous l'influence du passage des pales : les tourbillons de bout de pales apparaissent alors sur le plan PIV. A noter que lors des essais, les pales en rotation passent au-dessus du plan étudié.

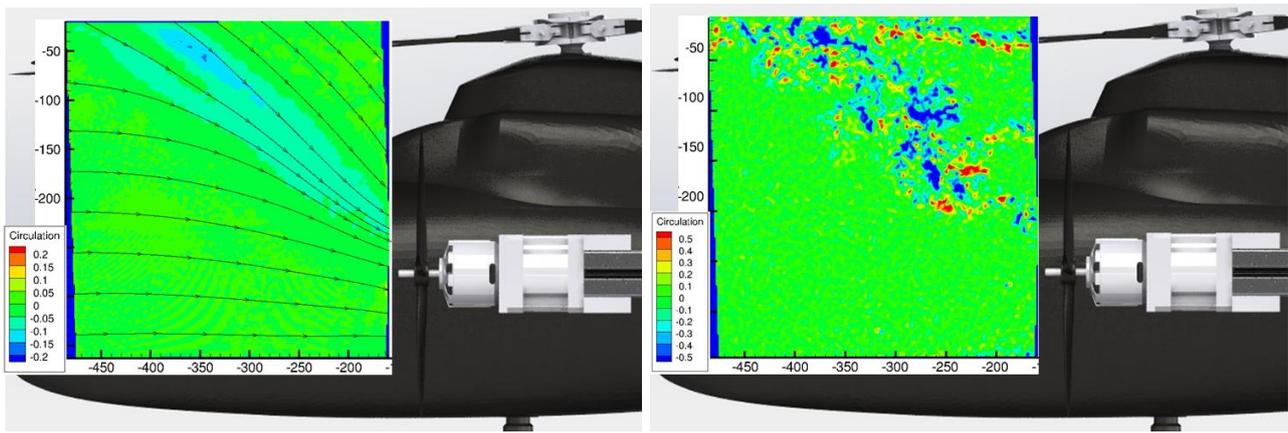


Figure 4.47 - Circulation moyenne (gauche) et instantanée (droite) à $\mu = 0,06$

Une analyse du positionnement des tourbillons a été conduite avec le critère Γ_2 , qui a montré sa fiabilité pour les applications des hélicoptères [74]. La Figure 4.48 souligne les mêmes conclusions que l'étude de la circulation et de la vitesse hors plan : les régions présentant beaucoup de tourbillons sont situées sous le disque rotor sous l'influence du passage des pales et de leurs tourbillons, et à la limite du sillage rotor.

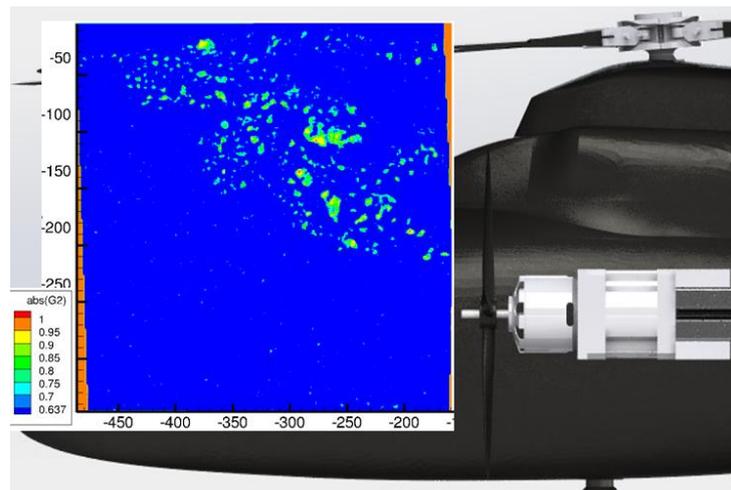


Figure 4.48 - Détection des tourbillons par le critère Γ_2 sur une image instantanée à $\mu = 0,06$

La corrélation permet d'évaluer la précision des résultats. Il a été choisi de ne pas considérer les points ayant une corrélation inférieure 0,2 pour le calcul de la moyenne, ce qui signifie que le vecteur n'est intégré dans la moyenne que si au moins 20 % de la fenêtre d'interrogation initiale est retrouvée dans l'image à $t+dt$.

La corrélation est maximale dans les zones éloignées des sillages et des aspirations des rotors (Figure 4.49). Dans ce cas, l'écoulement n'est pas perturbé ni accéléré, ce qui permet aux fenêtres d'interrogation de conserver une plus grande part de leur intégrité. Une zone de forte corrélation est observée sous la limite du sillage rotor. Ceci met en avant le caractère stable de la position de la limite

du sillage malgré la vorticité importante observée. La bonne définition des critères de dépouillement pour étudier les zones soumises à une forte accélération est aussi soulignée.

Deux zones à faible corrélation sont identifiées. La première, située en haut à droite de l'image, est causée par le sillage rotor qui génère une accélération et une perturbation de l'écoulement, et par les pales qui interf rent parfois entre la caméra haute et le champ laser. Alors que le premier phénomène est physique, le deuxième est causé par les limites techniques dont l'influence sur le calcul des valeurs moyennes a été limitée en ne considérant que les points dont la corrélation est supérieure à 0,2.

La deuxième zone présentant une corrélation faible est située juste en amont de l'hélice propulsive. Pour rappel, le propulseur est actionné à 7500 tr/min pour l'ensemble des mesures PIV. Une forte accélération est donc mesurée dans cette région, ce qui explique la faible corrélation observée.

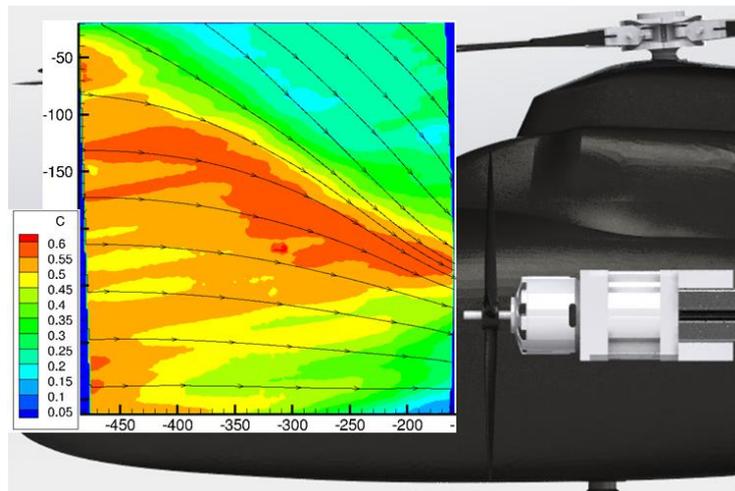


Figure 4.49 - Corrélation moyenne à $\mu = 0,06$

La Figure 4.50 présente l'écart type de la vitesse U pour $\mu = 0,06$. Dans la partie qui n'est pas impactée par le sillage rotor, l'écart type est faible. Un écart type allant jusqu'à 25 % de la vitesse amont apparait en limite du sillage en raison des zones de circulation importantes. Pour les mêmes raisons, un pic d'écart type est observé sous l'influence de l'aspiration du propulseur.

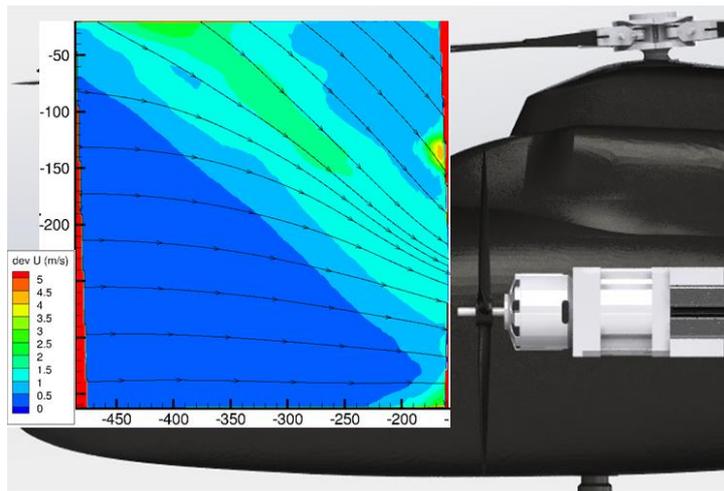


Figure 4.50 – Ecart-type du champ de vitesse plan à $\mu = 0,06$

Cette étude à faible ratio d'avancement a mis en avant le gain de traction de 2 % causé par les interactions aérodynamiques entre le rotor et le propulseur pour ce cas de vol. La dépression mesurée sur le fuselage derrière le propulseur a aussi été mise en avant, surtout pour la partie supérieure du carénage soumise à l'influence couplée du sillage rotor et du sillage propulseur. Dans ce cadre, les interactions de sillage ont été mises en avant : le sillage propulseur bloque le développement du sillage rotor qui prédomine alors sur la partie supérieure, tandis que le sillage rotor pousse le sillage propulseur vers le bas de l'appareil.

Cette première partie de l'étude montre aussi que les approches numériques et expérimentales convergent pour le cas de vol à faible vitesse. Le propulseur est alors partiellement immergé dans le sillage rotor, et l'angle d'attaque local de l'écoulement sur le haut du propulseur est de l'ordre de 30° . Comme souligné lors de l'analyse de l'influence de l'angle de dérapage sur les performances du propulseur isolé, ceci génère un gain de portance local. Les performances sont cependant légèrement moins bonnes qu'en vol stationnaire pour lequel le sillage rotor impacte le propulseur à 90° .

L'angle d'attaque de l'écoulement sur la partie inférieure de l'hélice propulsive est de 0° . Ainsi, la différence entre l'angle de la partie supérieure et celui de la partie inférieure génère des variations importantes d'efforts sur le disque propulseur. Les études bibliographiques précédentes [8] soulignent que les différences entre les moitiés inférieures et supérieures du propulseur sont exacerbées par la présence d'aile, qui protègent la partie inférieure de l'hélice du sillage rotor. La mise en place d'une hélice carénée limite ces effets, mais diminue aussi les performances en vol stationnaire en plus d'augmenter la masse et la complexité du montage.

4.2.6. Interactions à grande vitesse

L'une des faiblesses principales des hélicoptères conventionnels est la vitesse maximale limitée. Pour lever cette limite, les hélicoptères grande vitesse offrent une gamme de vitesses accessibles plus large.

Dans ce cadre, les performances pour des vitesses d'avancement modérées sont clé pour valider la viabilité du montage.

Comme pour les vols stationnaires et à faible vitesse, l'influence du montage sur les performances du propulseur est étudiée dans la Figure 4.51. Comme pour les deux autres cas de vol, les interactions génèrent une hausse de la traction de l'ordre de 10 % à grande vitesse.

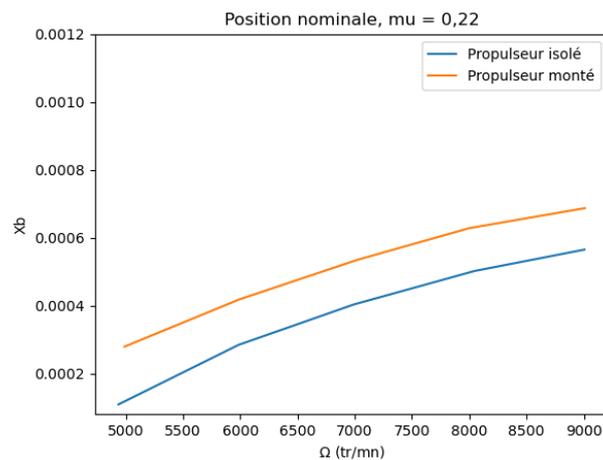


Figure 4.51 – Influence du montage sur la traction du propulseur à grande vitesse

La Figure 4.52 présente la répartition de la pression sur le fuselage pour un vol à $\mu = 0,22$. Le point ayant la pression la plus élevée est le nez de l'appareil, le point d'arrêt de l'écoulement dans ce cas. L'influence du sillage rotor est marquée sur les deux prises les plus proches du centre rotor : comme pour les vols à des vitesses plus faibles, la limite du sillage est ainsi soulignée.

En comparant les mesures avec et sans propulseur, il ressort qu'en l'absence de propulseur une différence de l'ordre de 50 % émerge sur le flan de l'hélicoptère sous l'influence du sillage propulseur. La différence observée sur les lignes supérieures et inférieures est probablement causée par l'effet de blocage assuré par le sillage propulseur : ainsi, l'influence du sillage rotor est centrée sur la partie supérieure du fuselage. L'augmentation de la dépression sur les prises centrales les plus en amont est causée par l'influence directe du sillage propulseur.

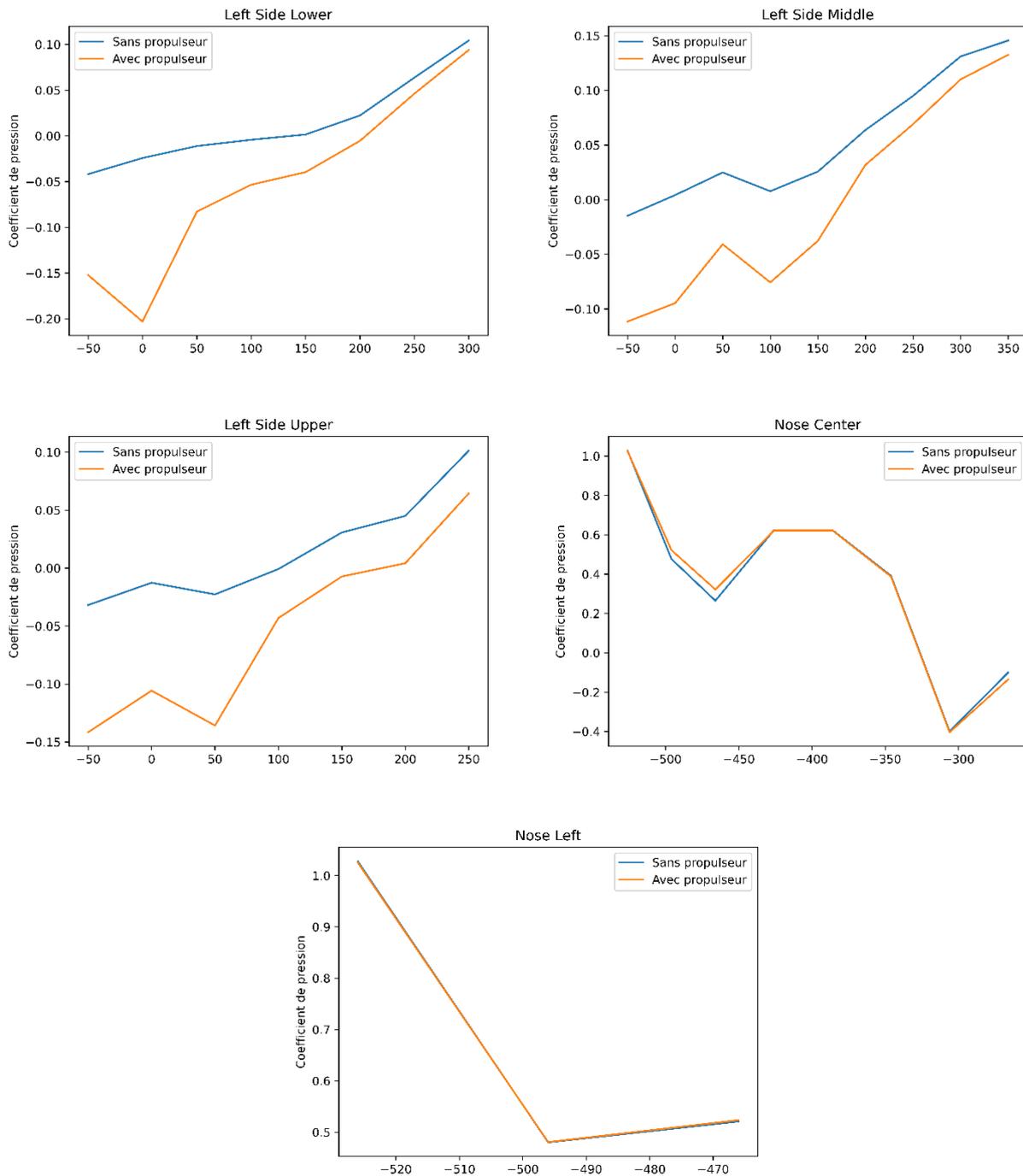


Figure 4.52 - Pression sur le fuselage à grande vitesse lorsque le propulseur est activé à vitesse nominale

Pour $\mu \geq 0,10$, l'approche numérique estime que le sillage rotor est rapidement repoussé vers l'arrière de l'hélicoptère, et passe au-dessus du propulseur (Figure 4.53). Ainsi, seules des interactions secondaires mineures de sillages sont observées dans le champ lointain, et génèrent une légère augmentation de la traction du propulseur. Un effet d'aspiration de l'hélice est mesuré, bien que ce phénomène soit moins marqué que pour des vitesses d'avancement plus faibles.

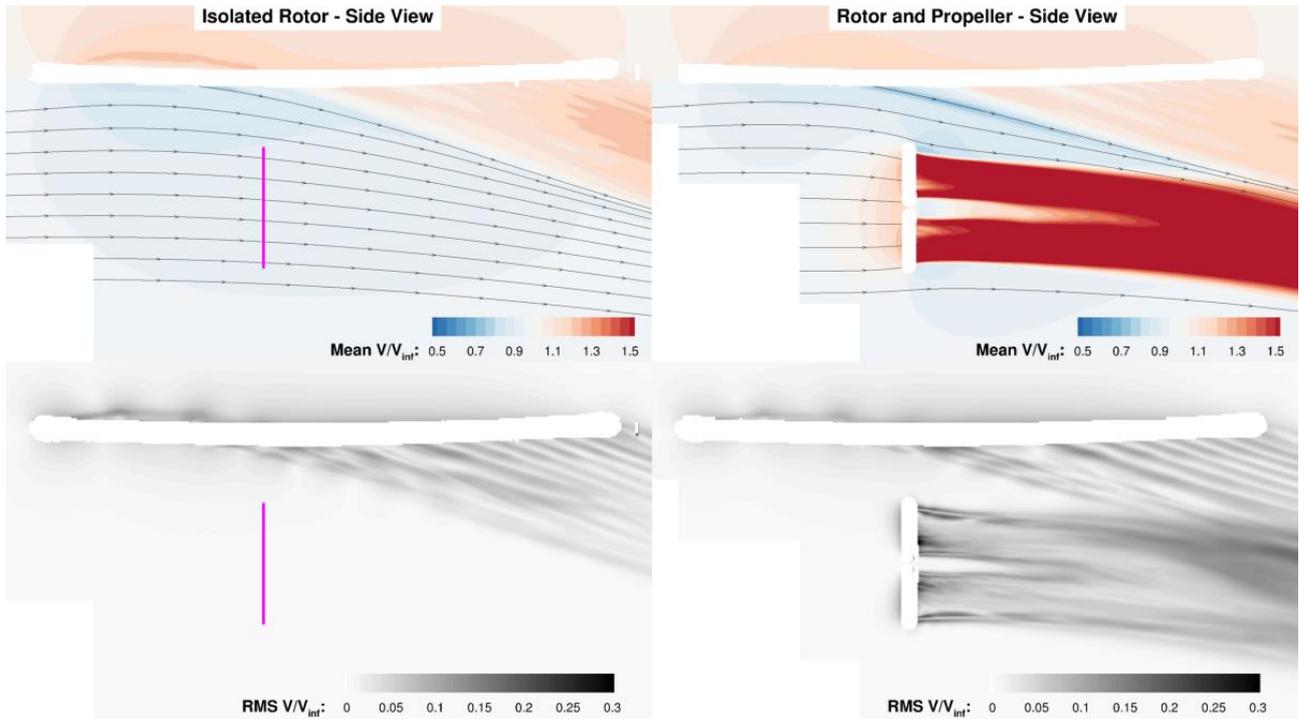


Figure 4.53 - Estimation numérique du développement des sillages en vol à $\mu = 0,15$ ([7])

Cette configuration entraîne aussi l'apparition de composantes latérales et verticales dans la vitesse de l'écoulement entrant dans le propulseur (Figure 4.54). La norme de la vitesse axiale est cependant quasi constante sur l'intégralité du disque rotor, mettant en avant l'absence d'interactions directes entre le rotor et le propulseur. Cette asymétrie crée des forces et moments de l'ordre de 1 à 2 % dans le plan du propulseur en vol d'avancement. Le moment de tangage est aussi augmenté de 5 à 10 % suite à l'apparition des interactions rotor/propulseur, ce qui le rend non négligeable contrairement aux autres variations observées. En fonction du positionnement du propulseur sur l'appareil, cette variation peut sérieusement impacter la manœuvrabilité de l'appareil, malgré les faibles interactions mises en exergue. Des fluctuations de chargement de l'hélice sont aussi observées.

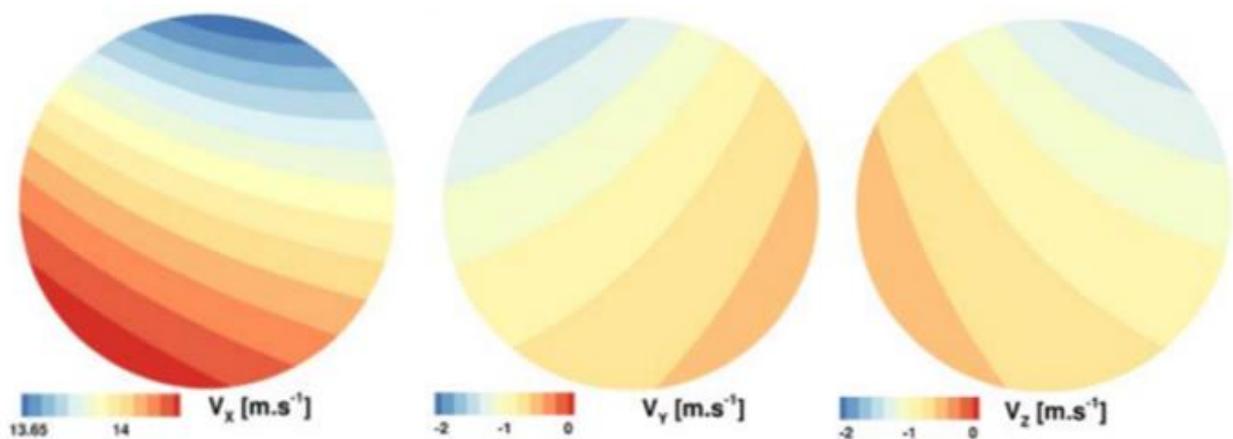


Figure 4.54 - Vitesse dans le plan de l'hélice sous l'influence du sillage rotor à $\mu = 0,15$ (URANS, [7])

L'ensemble de ces estimations numériques sont vérifiées expérimentalement dans cette section. Expérimentalement, pour tous les $\mu \geq 0,12$ le sillage rotor passe largement au-dessus du propulseur (Figure 4.55, Figure 4.56 et Figure 4.57). Les interactions secondaires entre les sillages du rotor et du propulseur seront étudiées dans le §5 présentant des mesures sur le champ aval. Sous l'influence de la vitesse de vent, une accélération de l'écoulement aval est observée dans la partie non perturbée du plan.

A $\mu = 0,12$ une accélération de l'écoulement est mesurée dans le coin supérieur droit de l'image : ceci illustre la limite du sillage rotor. A $\mu = 0,17$ le flux amont et le sillage rotor évoluent à des vitesses similaires. La limite du sillage n'est donc pas perceptible sur les images de vitesse dans le champ pour cette configuration de vol. A $\mu = 0,22$ un ralentissement est observé sur la partie supérieure de l'image.

L'aspiration exercée par l'hélice génère une augmentation de la vitesse dans le coin inférieur droit de l'image pour tous les vols à grande vitesse. L'aspiration est mesurée jusqu'à 0,2 m en amont de l'hélice. Comme pour l'étude à 5 m/s, un pic de vitesse est mesuré au niveau du bout de la pale du propulseur.

À partir de $\mu = 0,17$ une vitesse hors champ importante est observée sur la partie supérieure du plan : cette zone illustre le sillage du rotor. Les pales évoluant vers l'arrière de l'image, une vorticité forte apparait dans le sillage rotor. La diminution de la vitesse hors champ sur la partie gauche de l'image s'explique par le fait que le sillage soit repoussé vers la queue de l'appareil sous l'influence du vent amont, et n'existe donc que peu dans cette zone.

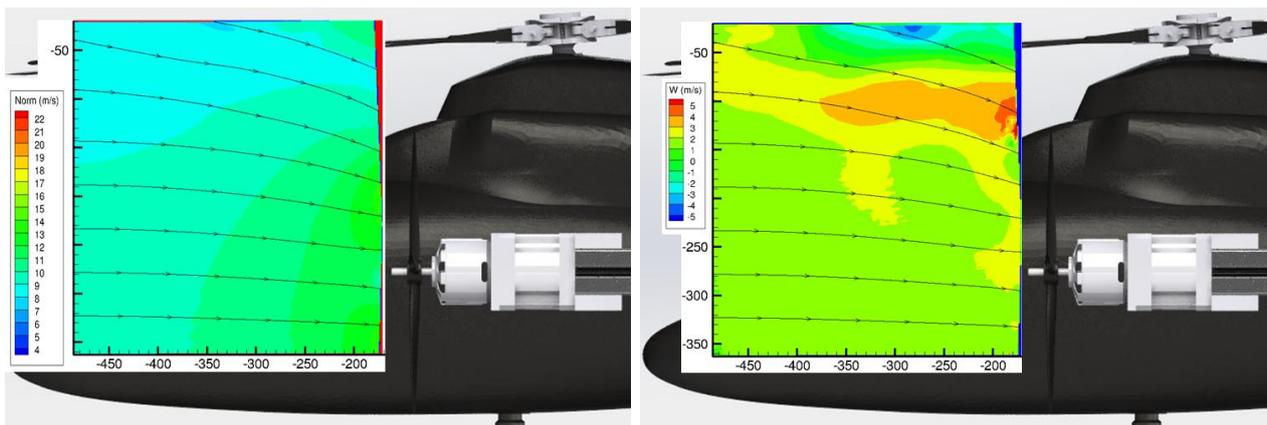


Figure 4.55 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,12$

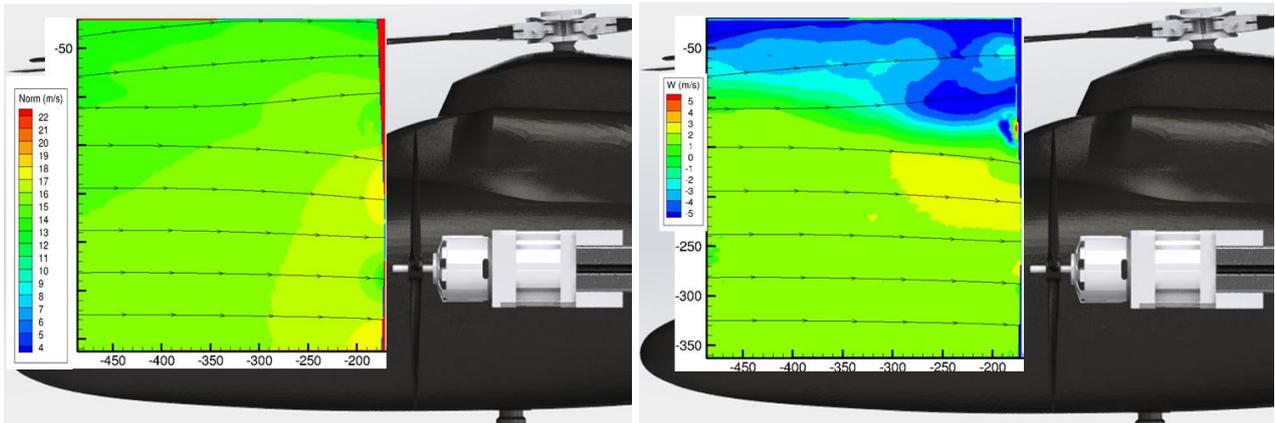


Figure 4.56 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,17$

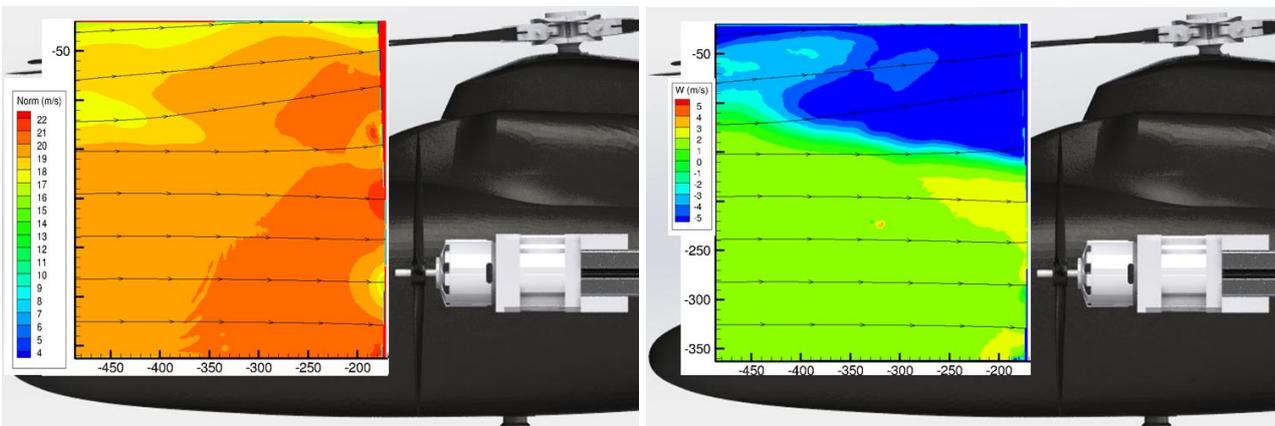


Figure 4.57 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,22$

En parallèle, l'analyse numérique de la répartition de charge sur le disque rotor permet de mettre en relief ces conclusions. En dynamique des fluides, le chargement du disque est défini comme le changement de pression moyen sur le disque. En vol stationnaire, le chargement est le rapport de son poids à la surface totale du disque du rotor principal.

Dans cette étude, un changement brusque de chargement est observé à 90° , soit juste derrière le propulseur (Figure 4.58). Une étude sur un plan PIV décalé vers la queue de l'appareil sera conduite afin d'identifier la limite du sillage rotor et l'influence de la trainée des pales sur ces phénomènes. Une zone de faible chargement au centre du rotor ainsi qu'un chargement important en bout de pale sur la face avant de l'hélicoptère sont observés.

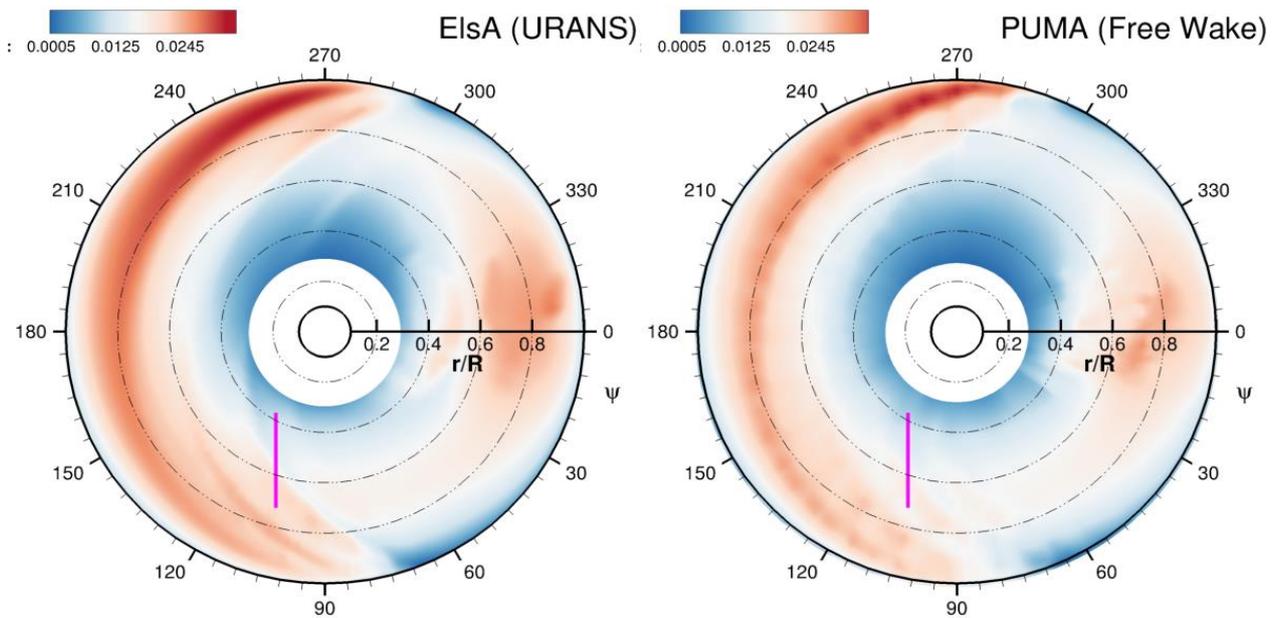
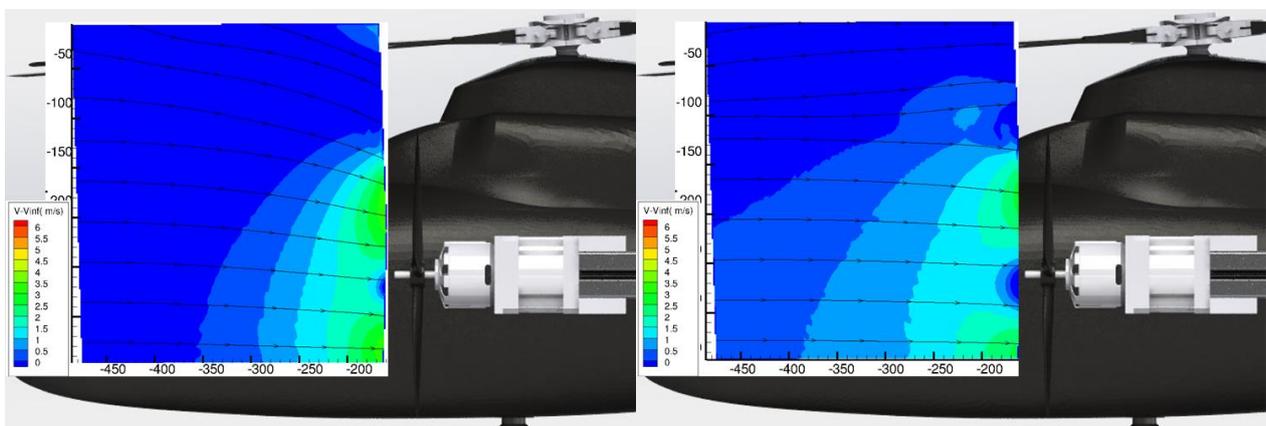


Figure 4.58 – Estimation numérique du chargement du disque rotor à $\mu = 0,15$ ([75])
 La ligne rose représente la position virtuelle du propulseur

L'influence des interactions est mise en avant lors de l'étude de la norme de la vitesse rapportée à la vitesse d'avancement (Figure 4.59). L'influence de l'hélice sur l'écoulement augmente avec la vitesse de l'écoulement amont. Alors qu'à $\mu = 0,12$ l'aspiration de l'hélice n'est mesurée que 10 cm en amont de la pale, cette influence est observée jusqu'à 20 cm en amont lors de l'étude à $\mu = 0,22$.

Cette analyse montre à nouveau que le sillage rotor n'impacte pas directement le propulseur pour les grandes valeurs de vitesse d'avancement. L'accélération locale de l'écoulement sous l'influence du propulseur est aussi mise en exergue. Enfin, cette analyse permet de vérifier que la vitesse amont est cohérente avec celle commandée lors du pilotage de la soufflerie.



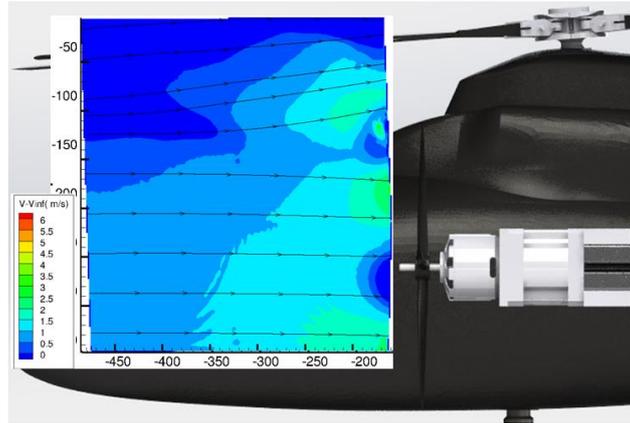
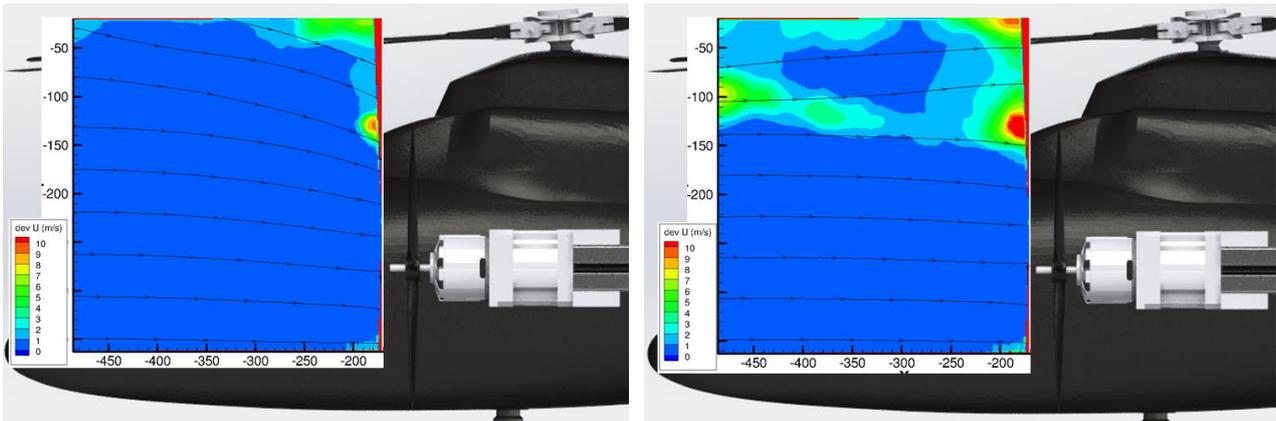


Figure 4.59 - Norme de vitesse rapportée à la vitesse d'avancement $\mu = 0,12$ (haut, gauche), $\mu = 0,17$ (haut, droite) et $\mu = 0,22$ (bas)

La Figure 4.60 présente l'écart-type de la vitesse U selon l'axe \vec{x} pour tous les paramètres d'avancement étudiés. Quelle que soit la vitesse d'avancement de l'appareil, l'écart-type est faible dans la partie non perturbée par le sillage ainsi qu'au niveau de la tête rotor. Comme souligné lors de l'étude des interactions à faible vitesse, un écart-type allant jusqu'à 25 % de la vitesse amont apparaît en limite du sillage rotor en raison des zones de circulation importantes. Pour $\mu \geq 0,17$ la moitié supérieure de l'image présente des écarts-types importants. Cette observation retranscrit une instationnarité forte causée par l'aspiration de l'écoulement par le rotor. La limite longitudinale du sillage rotor est aussi mise en avant dans la Figure 4.60-bas présentant un écart-type important à la limite de la fenêtre d'analyse.



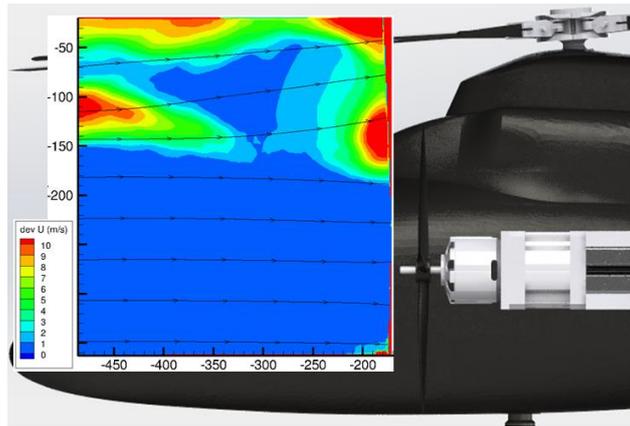


Figure 4.60 – Ecart-type des champs de vitesse longitudinaux $\mu = 0,12$ (haut, gauche), $\mu = 0,17$ (haut, droite) et $\mu = 0,22$ (bas)

Une nouvelle fois les images instantanées de la circulation mettent en avant des zones de vorticité importante dues au passage des tourbillons de bout de pale (Figure 4.61). Contrairement au cas à faible vitesse pour lequel ces instabilité apparaissaient surtout dans le coin supérieur droit, à grande vitesse l'intersection entre le plan PIV et les tourbillons de bout de pale prend place à la naissance des tourbillons dans le coin supérieur gauche de l'image. Cette comparaison entre les deux études montre que la propagation des tourbillons est modifiée avec la vitesse d'avancement de l'hélicoptère, comme observé numériquement.

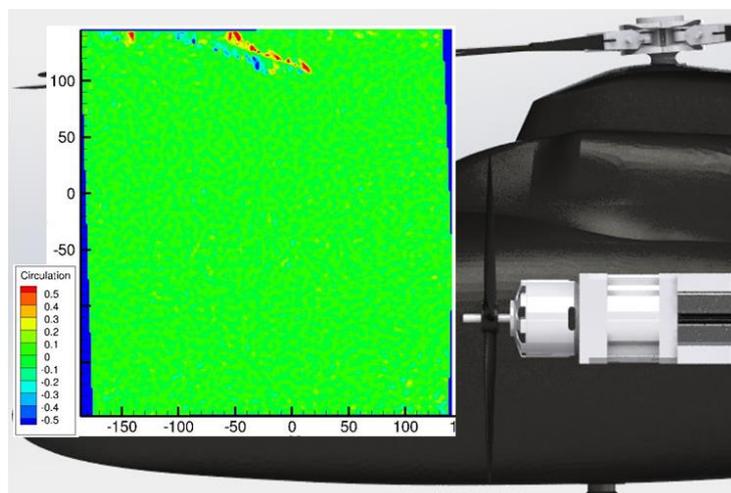


Figure 4.61 - Circulation instantanée à $\mu = 0,22$

Les mêmes conclusions qu'en vol stationnaire peuvent être tirées : la comparaison des résultats avec ceux de la campagne du propulseur isolé a montré une augmentation de traction d'environ 10 % grâce aux interactions. Ces différences sont en accord avec les conclusions numériques. Dans ce cadre, les mesures d'efforts permettent de conclure sur la validité des essais.

Les mesures de pression sur le fuselage ont mis en avant l'influence accrue du rotor sur la partie supérieure du fuselage en raison du blocage assuré par le sillage propulseur. Dans ce cadre,

l'influence du rotor sur les prises centrales et basses du fuselage est fortement limitée par la présence du propulseur. En parallèle, le sillage propulseur impacte la partie centrale du fuselage avant d'être repoussé par le sillage rotor sur la partie basse.

Les mesures PIV ont aussi permis de montrer l'absence d'interactions directes entre le rotor et le propulseur pour ce cas de vol. Ainsi, les données expérimentales et numériques montrent un développement du sillage rotor similaire pour tous les cas de vol à $\mu \geq 0,10$: le sillage passe au-dessus du propulseur et aucune interaction rotor/propulseur primaire n'est observée. Sous l'influence limitée du sillage rotor sur le propulseur, la traction est augmentée par rapport aux mesures sur le propulseur isolé.

4.2.7. Synthèse : influence du paramètre d'avancement

L'évolution de l'angle de la vitesse dans le plan sous l'influence des éléments tournants est présentée en Figure 4.62. L'angle du flux est défini par $\alpha = \arctan(V/U)$, et est positif quand l'écoulement est dirigé vers le sol. Cette analyse est conduite à $x = -175$ mm, juste devant le propulseur.

A faible vitesse d'avancement, une augmentation de l'angle et de la norme de la vitesse est observée dans la partie supérieure de l'image : ceci souligne la présence du sillage rotor. Un angle maximum de l'ordre de 50° est mesuré à $y = 20$ mm, soit au niveau du haut de la pale du propulseur. Un maximum de vitesse est mesuré à $y = 0$ mm, soit dans la région soumise au sillage rotor et à l'aspiration du propulseur.

Augmenter la vitesse d'avancement génère une diminution de l'angle et de la norme de l'écoulement. A $\mu = 0,12$ des angles positifs et une légère accélération sont toujours mesurés sur la partie supérieure de l'image, soulignant la présence du sillage rotor. Une cassure est observée à $y = 120$ mm, mettant en évidence la limite du sillage pour cette configuration de vol. Pour $\mu = 0,17$ la mesure d'angle est quasi nulle sur toute la hauteur de la fenêtre d'analyse. A $\mu = 0,22$ des angles négatifs sont mesurés sur la partie supérieure de l'image : ceci souligne l'effet du souffle exercé par le rotor principal. Le profil de vitesse est similaire pour $\mu = 0,17$ et $\mu = 0,22$: un minimum est observé en haut de la fenêtre d'analyse sous l'influence de la proximité avec la limite du sillage rotor. Cette figure souligne donc l'absence d'interactions directes entre le rotor et le propulseur pour $\mu \geq 0,12$.

Pour tous les ratios d'avancement, l'aspiration du propulseur est mesurée pour $y \leq 0$ mm. Un maximum de vitesse est enregistré à $y = -25$ mm, juste sous le bout de pale du propulseur. Le centre du disque propulseur est souligné par le minimum de vitesse mesuré à $y = -130$ mm. Une augmentation subite de l'angle et une perte de vitesse sont mesurées à $y = 140$ mm, soit au centre du disque propulseur.

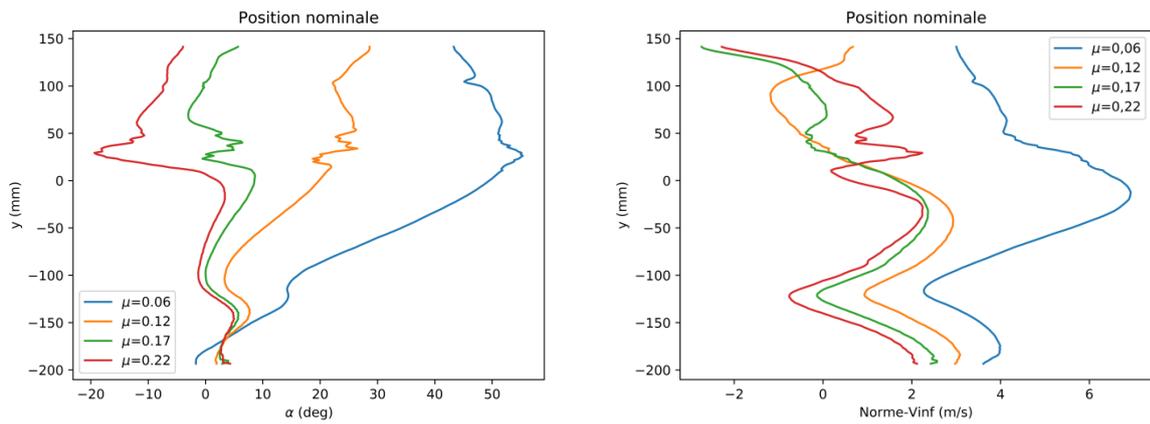


Figure 4.62 - Angle et norme de l'écoulement pour différents paramètres d'avancement à $x = -175 \text{ mm}$

4.3. Conclusion

Ce chapitre avait pour but de quantifier l'influence des interactions rotor/propulseur sur les performances de l'appareil. Les objectifs secondaires étaient de vérifier la validité des résultats des simulations numériques existantes, de permettre une visualisation du développement de l'écoulement pour différentes configurations de vol, et de souligner l'influence des interactions sur le fuselage de l'hélicoptère.

Une première analyse a ainsi montré que l'influence du propulseur sur le rotor est négligeable et ne peut pas être déterminée précisément avec les outils disponibles compte tenu de l'incertitude des mesures et des outils de calcul.

Ensuite, il a été vu que les interactions aérodynamiques permettent d'augmenter la traction du propulseur de 10 à 20 % en moyenne par rapport au propulseur isolé, ce qui est cohérent avec les conclusions numériques. Une analyse complémentaire permettrait de mettre en avant l'influence des interactions sur la figure de mérite de l'appareil.

Les prises de pression mises en place sur le fuselage ont permis de valider la symétrie du sillage rotor en l'absence de propulseur. L'influence du propulseur pour les différents cas de vol a aussi été soulignée : en vol stationnaire, une légère dépression causée par le sillage du propulseur est mesurée sur le bas du fuselage. En vol d'avancement, l'influence du vent, du sillage rotor et du sillage propulseur sont couplées. Ainsi, le sillage du propulseur bloque le développement du sillage rotor, donc l'influence devient alors majoritaire sur la partie supérieure du fuselage. En parallèle, le sillage rotor repousse le sillage propulseur vers le sol, ce qui maximise son influence sur les parties centrales et inférieures du corps de l'appareil.

Une analyse détaillée du développement du sillage rotor en fonction de la vitesse d'avancement a aussi été menée. En vol stationnaire, les études numériques montrent que le sillage

impacte le propulseur à 90° avec une vitesse équivalente de 14 m/s. A faible vitesse, l'effet du vent et du sillage rotor sont combinés. L'angle du vent incident est alors de 30° sur la partie supérieure de l'hélice immergée dans le sillage rotor, et d'environ 0° sur la partie inférieure qui est seulement soumise à l'écoulement de la soufflerie. Enfin, à grande vitesse, le sillage rotor passe au-dessus du propulseur et aucune interaction directe n'est observée. Pour toutes les vitesses d'avancement, une bonne corrélation est observée entre les résultats numériques et expérimentaux.

En fonction des conditions de vol, des zones présentant une forte vitesse hors-champ ont été identifiées. Ces zones sont principalement situées à la limite du sillage rotor, en amont du propulseur sous l'influence de l'aspiration, et l'intérieur du sillage rotor sous l'influence du sens de rotation des pales. De même, des zones de cisaillement de Kelvin-Helmholtz ont été mises en avant au niveau du passage des pales du rotor, et ce quel que soit la vitesse d'avancement considérée.

L'ensemble des interactions présentées dans ce chapitre ont été mesurées sur la configuration nominale approximativement représentative du X3. Cependant, cette étude a pour but d'enrichir le domaine de la recherche sur les interactions rotor/propulseur en proposant d'analyser ces phénomènes pour différentes positions de propulseur. Dans ce cadre, le chapitre suivant propose d'étudier les interactions entre les éléments rotatifs en fonction de la position du propulseur.

5. Etude paramétrique des interactions aérodynamiques rotor/propulseur en fonction de la position de l'hélice

Le chapitre 4 avait pour objectif d'identifier les phénomènes d'interaction pour le montage en position nominale. Ce chapitre a pour but d'enrichir ces analyses en étudiant l'influence de la position du propulseur sur les performances du montage pour différentes conditions de vol.

Pour ce faire, les interactions aérodynamiques rotor/propulseur seront étudiées en vol stationnaire, à faible vitesse d'avancement, puis à grande vitesse. Comme lors de l'étude en position nominale, un panel de mesures permettra d'analyser leur influence sur l'appareil : des mesures d'efforts grâce à une balance 2 axes implantée sur le propulseur, des mesures de pressions sur le fuselage, et des mesures de champs de vitesse autour de la maquette par PIV. Une synthèse sera enfin proposée afin de souligner l'influence du paramètre d'avancement sur l'écoulement autour du propulseur.

5.1. Préparation des essais

Dans ce cadre, des essais complémentaires ont été conduits en faisant varier la position du propulseur dans les trois directions. Pour rappel, la position nominale est déterminée approximativement selon les dimensions de l'Eurocopter X3 : le propulseur est positionné 0,14 m en amont de la tête rotor (soit un rayon du propulseur), éloigné latéralement de 0,375 m du centre rotor (soit un demi-rayon du rotor) et placé 0,28 m en dessous de la tête rotor (soit un diamètre propulseur). Les positions testées sont définies selon le référentiel suivant : la référence est la position nominale du propulseur en se rappelant que \vec{x} est dirigé du nez vers la queue de l'hélicoptère, +1X représente une translation d'un rayon de propulseur (0,14 m) vers l'arrière de l'appareil. Dans ce cas, le propulseur est aligné avec le centre rotor. Lorsque la position +2X est choisie, le propulseur est situé 0,14 m en aval du centre rotor. Dans la position -1Y, le propulseur est écarté de 0,14 m vers l'extérieur du montage. Son écartement latéral est alors de 0,515 m par rapport au centre rotor. La position -1/2Z permet l'étude de l'influence des interactions quand le propulseur est déplacé de 0,07 m vers le sol. Des essais dans des positions identiques sont aussi réalisés sur le côté droit de l'hélicoptère. La Figure 5.1 offre une représentation de ces différentes positions par rapport à l'hélicoptère. Grâce aux calculs numériques préparatoires, le développement attendu du sillage rotor est aussi représenté et sera discuté en détail dans ce chapitre.

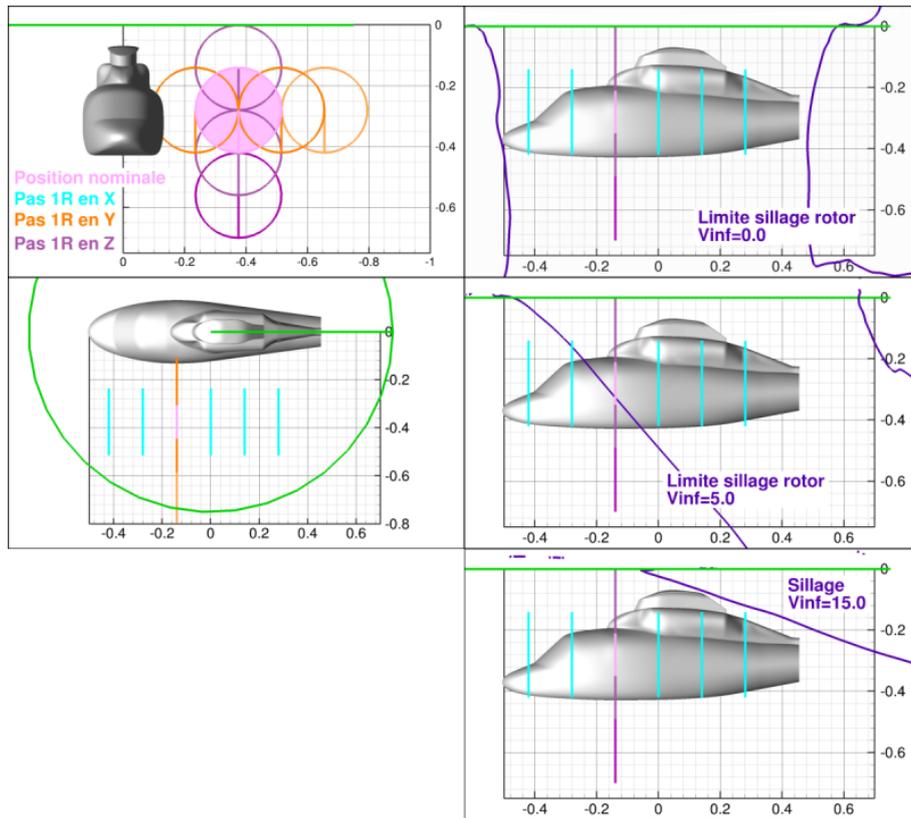


Figure 5.1 - Représentation des différentes positions du propulseur par rapport à l'hélicoptère

5.2. Résultats

5.2.1. Interactions en vol stationnaire

Le chapitre 4.2.4 a montré que les interactions rotor/propulseur permettent d'augmenter les performances de l'appareil en vol stationnaire. Le vol stationnaire étant l'atout majeur des hélicoptères, ce paragraphe vise à étudier l'influence de la position du propulseur sur les performances de l'appareil dans ce cas de vol.

Une première analyse présentée en Figure 5.2 indique que les performances du propulseur ne dépendent pas de sa position longitudinale. En effet, une différence de traction inférieure à 1 % est mesurée pour l'ensemble des configurations testées. Cette étude souligne donc l'homogénéité du sillage et sa vitesse constante sur toute la région étudiée.

Déplacer verticalement le propulseur vers le rotor ($-1/2Z$) génère une augmentation d'environ 2 % de la traction du propulseur. L'hypothèse expliquant cette variation vient de la diminution de la distance entre le disque rotor et le propulseur, entraînant une augmentation de leur influence réciproque. Il est aussi possible que le propulseur soit immergé dans les recirculations du sillage, ce qui modifie l'angle d'attaque local de l'écoulement sur les pales.

Le déplacement latéral du propulseur n'influe pas sur les performances du montage. Le positionnement du propulseur en position -1Y permet d'augmenter le couple disponible et ainsi d'augmenter la manœuvrabilité de l'appareil, mais au détriment d'un encombrement plus important et de possibles effets de résonance amplifiés par la longueur de l'aile support.

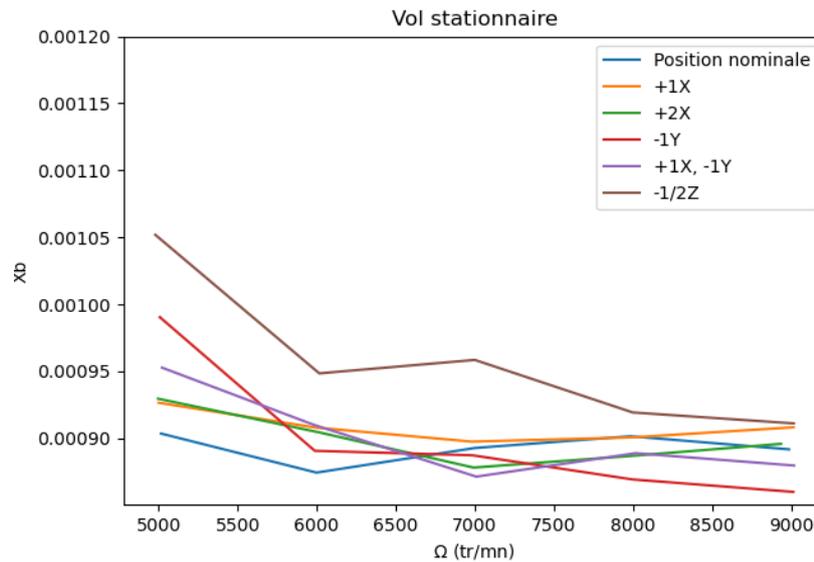
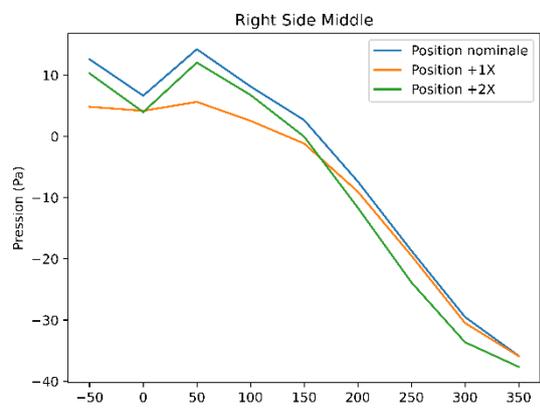
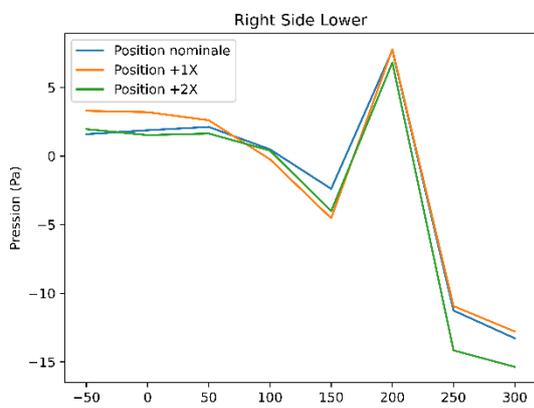
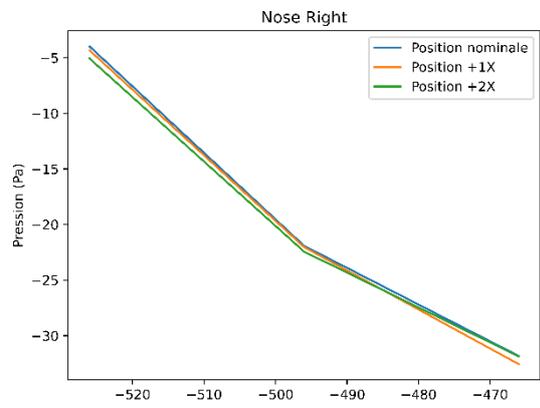
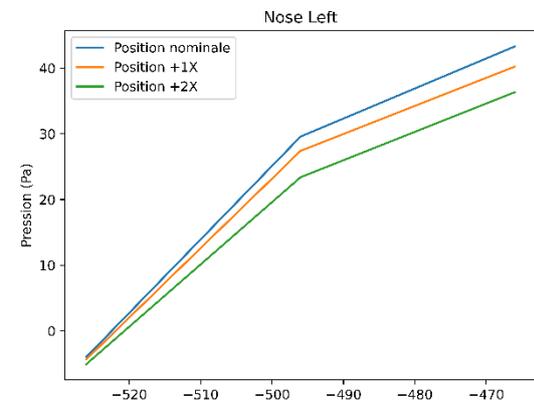
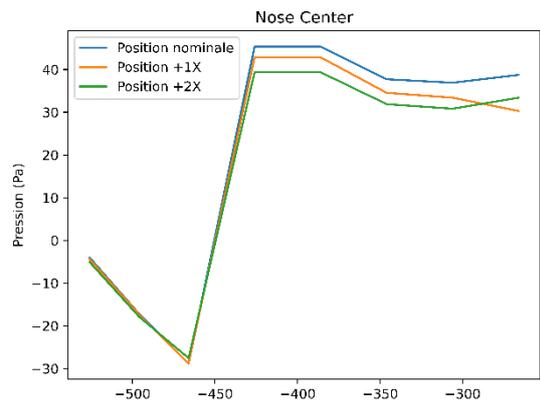
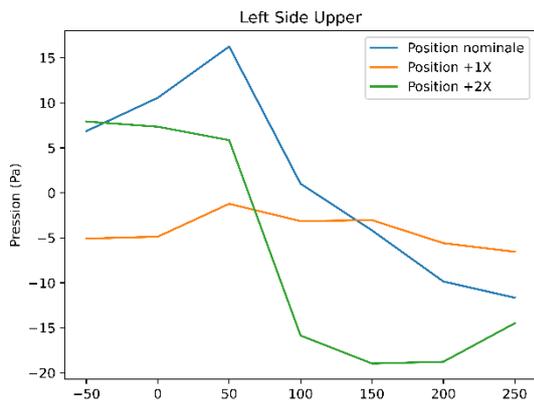
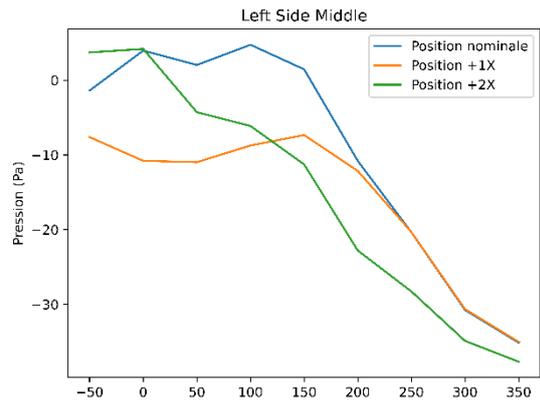
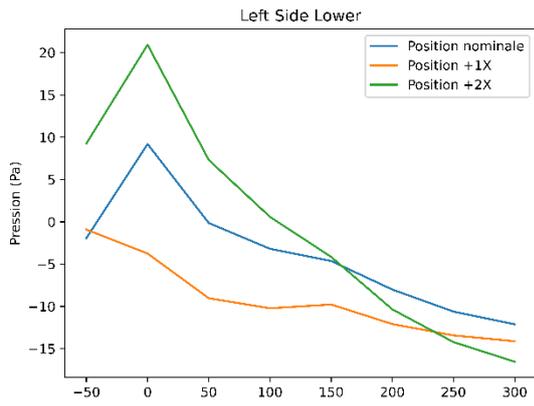


Figure 5.2 - Influence de la position du propulseur sur la traction en vol stationnaire

Comme pour le cas en position nominale, des mesures de pressions ont été réalisées sur le fuselage pour les différentes positions. La Figure 5.3 montre ainsi que les mesures de pression du nez et de la droite de l'appareil sont similaires pour les trois positions longitudinales.

Une variation des pressions du côté du propulseur est cependant observée : la surpression mesurée sur la partie inférieure du fuselage est maximisée lorsque le propulseur est reculé, ce qui souligne l'effet de blocage assuré par le propulseur sur le sillage rotor en position nominale et réciproquement l'influence du sillage rotor qui dévie de sillage propulseur vers le bas de l'appareil. Pour les lignes centrales et supérieures, la position +1X permet de limiter les variations de pressions. Pour cette partie du fuselage, les positions nominales et +2X présentent des profils de pression semblables à $\pm 10\%$. Cette observation valide donc la faible influence du propulseur et de sa position par rapport au sillage du rotor principal.



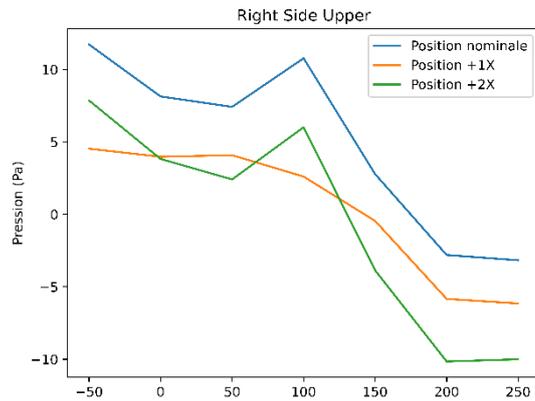
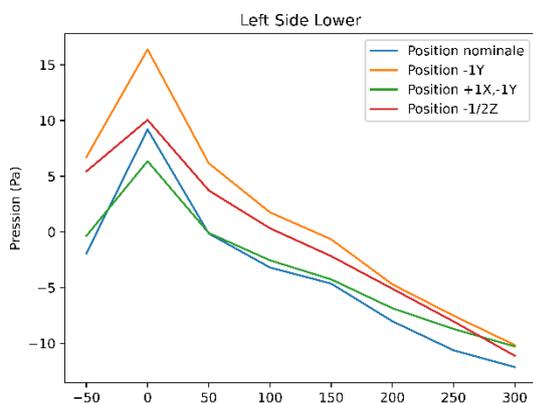


Figure 5.3 - Prises de pression pour les trois positions longitudinales en vol stationnaire

La Figure 5.4 souligne l'influence des déplacement latéraux et verticaux sur le champ de pression sur le fuselage de l'appareil. Pour les trois positions étudiées, les pressions mesurées sont similaires à deux exceptions près :

- 1) Lorsque le propulseur est déplacé vers le haut, la dépression mesurée sur la partie supérieure du fuselage augmente de 50 %. Cette observation met une nouvelle fois en avant le phénomène de blocage assuré par l'hélice en position nominale.
- 2) Lorsque le propulseur est écarté de la structure, la surpression mesurée sur la partie inférieure du fuselage est augmentée de 50 %. L'influence entre le propulseur et le fuselage étant limitée dans ce cas, cette caractéristique met donc en avant l'influence du sillage de l'hélice sur les pressions pariétales inférieures.



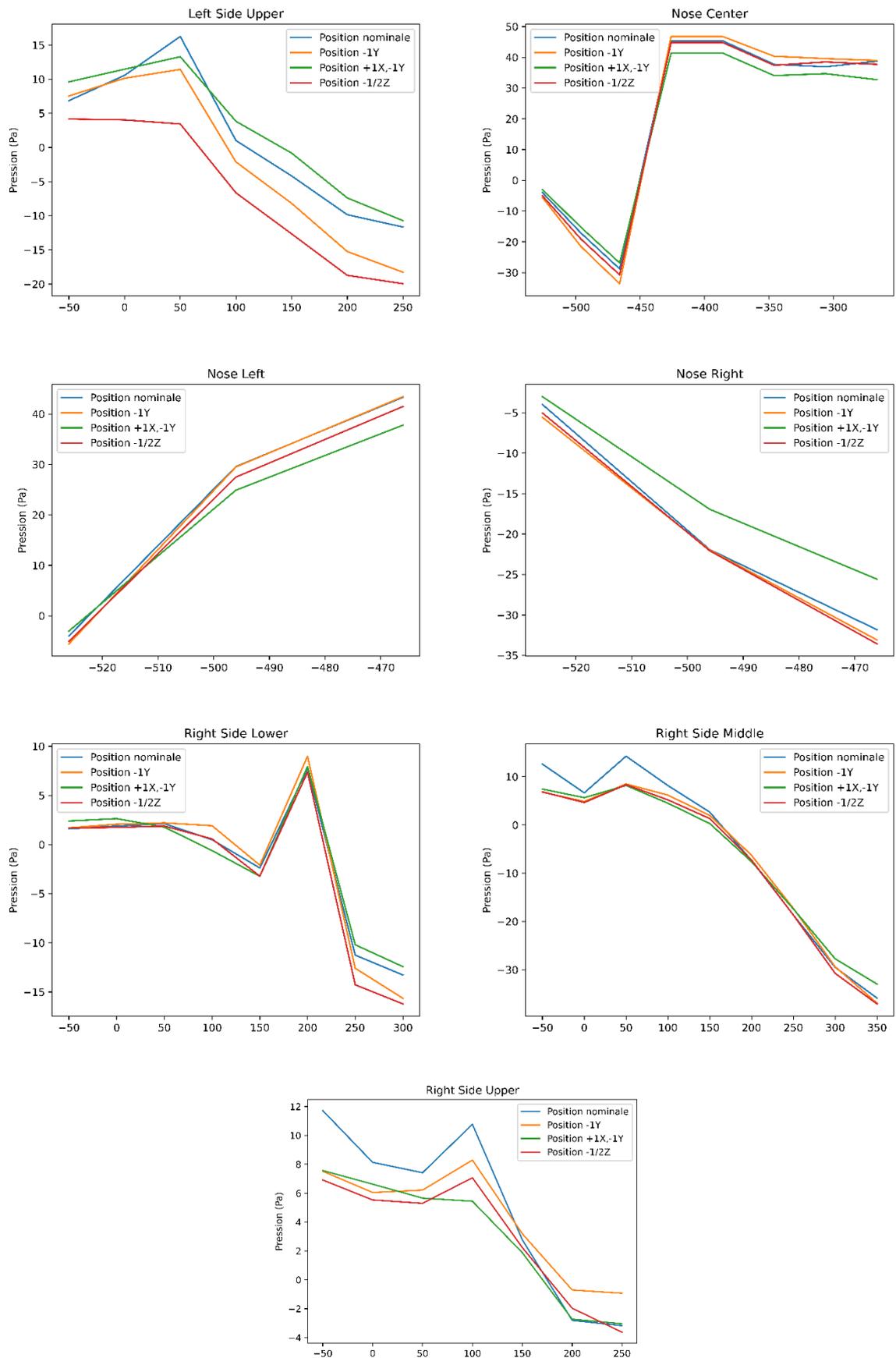


Figure 5.4 - Mesures de pression sur le fuselage en fonction de la position latérale et verticale

En vol stationnaire, deux solutions permettent d'assurer l'anti-couple :

1. Le propulseur gauche, situé sous la pale avançante du rotor, fonctionne à 50 % et le propulseur droit fonctionne à -50 %. Dans ce cas, des hélices à pas variable sont mises en place pour assurer un fonctionnement optimal sur l'ensemble de la plage de vol. Des interactions fortes avec la nacelle sont aussi à prévoir ;
2. L'hélice gauche fonctionne à 100 % et l'hélice droite ne produit pas de poussée. Cette option simplifie les écoulements autour de l'appareil, bien qu'ils restent très complexes en vol stationnaire. En raison de la géométrie des hélices, du matériel disponible, et dans l'optique de simplifier l'analyse, cette option est choisie pour cette étude. Des variations des régimes ont été effectuées pour simuler les variations de traction observées sur les montages complets.
3. Des solutions mixtes sont aussi envisagées, notamment pour le RACER.

Avec la solution choisie pour cette étude, le propulseur gauche assure l'anti-couple de l'appareil pour toutes les configurations de vol, bien que les dérives limitent la puissance nécessaire à cette fonction à grande vitesse. Ainsi, l'hélice gauche est plus sollicitée que la droite quel que soit le type de vol considéré. Des tests complémentaires sont réalisés sur le côté reculant du rotor pour étudier l'asymétrie du sillage et son influence sur les performances du propulseur (Figure 5.5). Les deux côtés présentent des résultats comparables, avec une variation de traction inférieure à 5 % sous l'influence du sens de rotation des pales. La quasi-symétrie du sillage rotor est donc validée pour ce cas de vol.

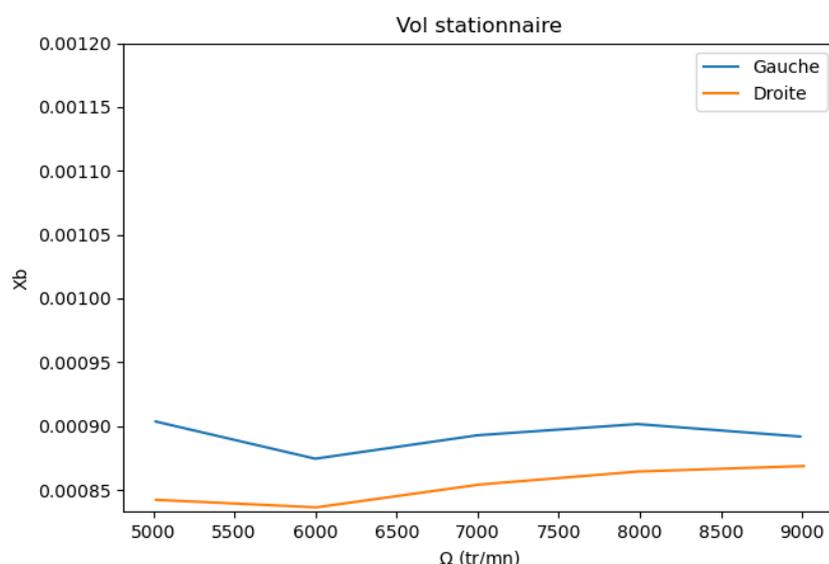
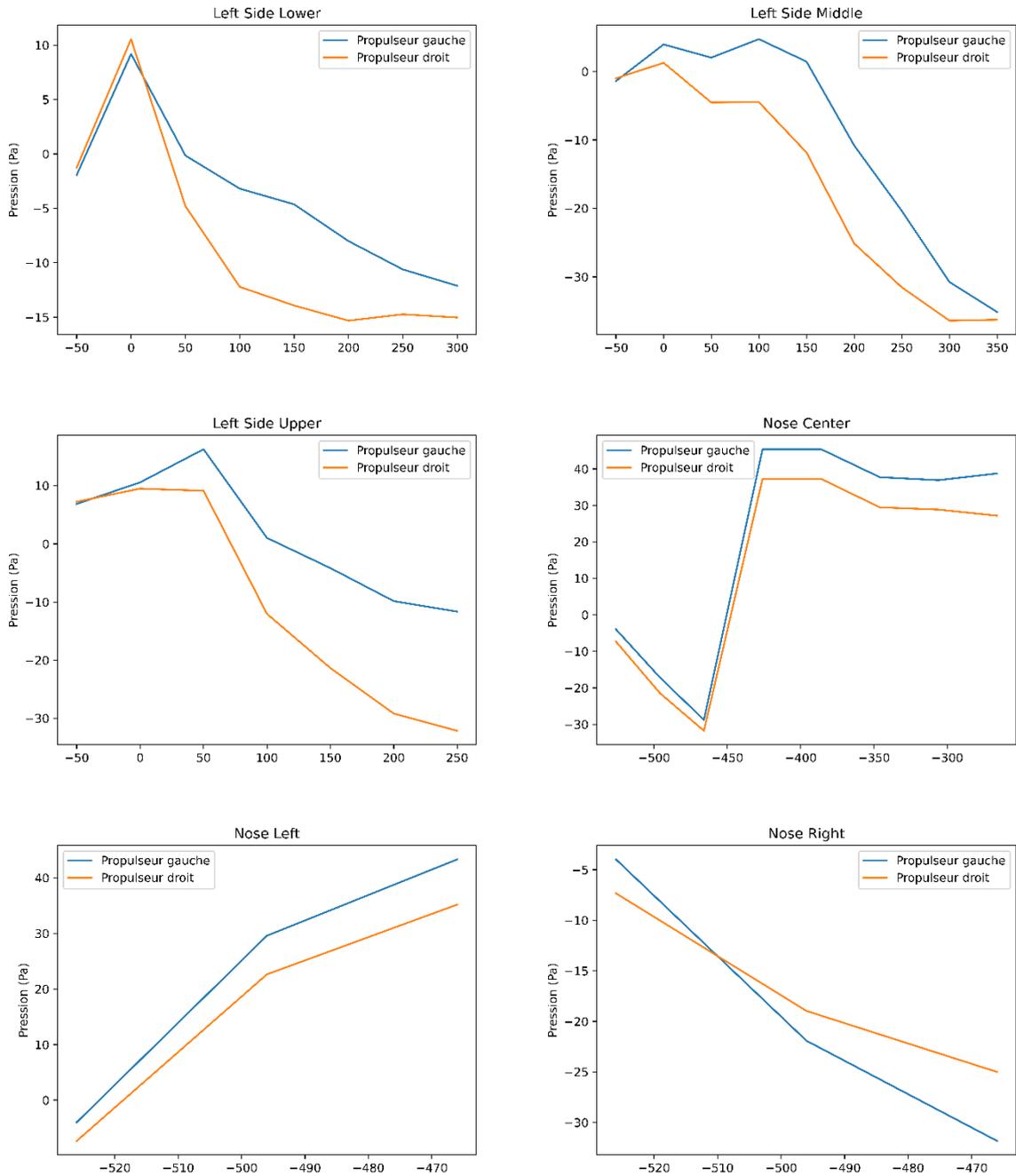


Figure 5.5 - Influence de la position gauche/droite du propulseur

Le positionnement de l'hélice à gauche ou à droite exerce une influence sur les pressions autour du fuselage de l'appareil (Figure 5.6). Dans les deux cas, une dépression plus importante est mesurée en aval du propulseur lors de son activation. L'influence du sillage du propulseur sur le champ de pression est ainsi une nouvelle fois mis en évidence.



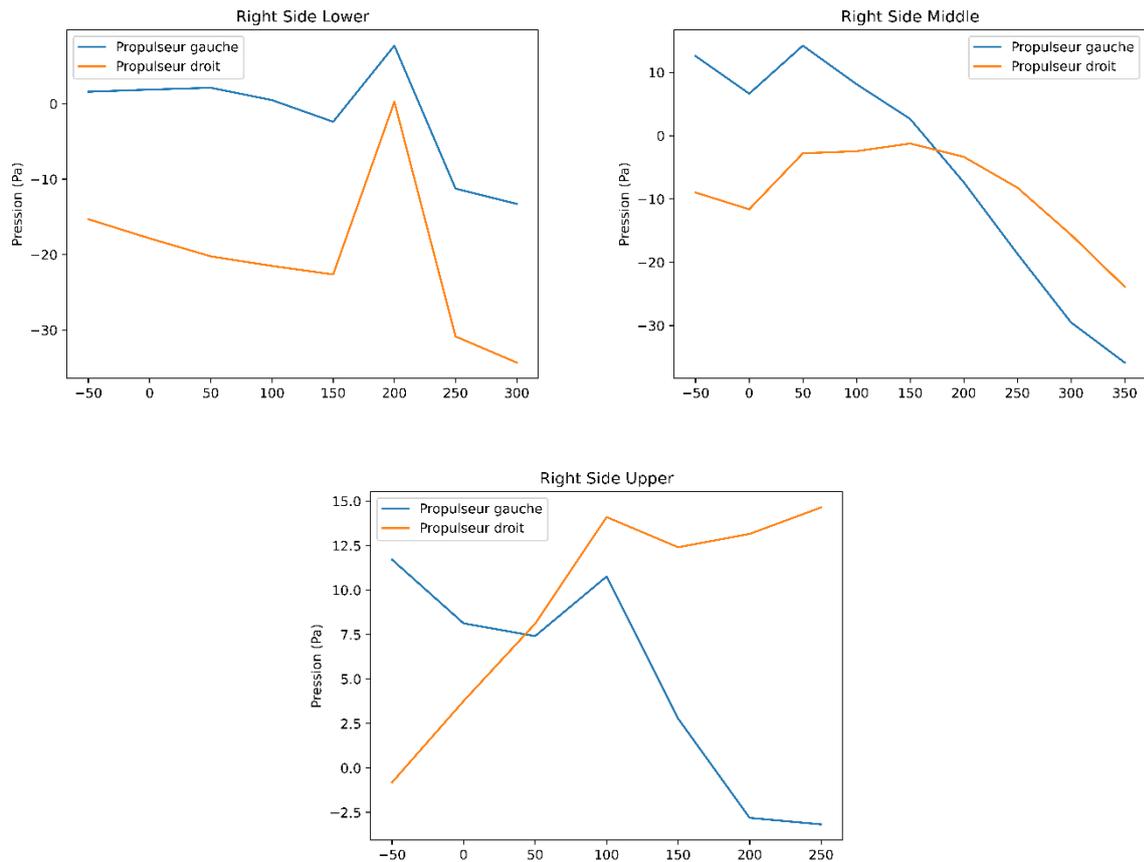


Figure 5.6 - Pression sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur en vol stationnaire

Dans la même démarche que lorsque le propulseur est positionné sous la pale avançante du rotor, l'influence de la position de l'hélice est étudiée. Comme pour le côté gauche, les performances sont similaires (à $\pm 5\%$) pour l'ensemble des configurations étudiées. Les différences observées peuvent être expliquées par la différence d'écoulement sur le propulseur : dans le deux cas l'hélice tourne dans le même sens. Ainsi, la pale montante du propulseur gauche est placée côté fuselage, tandis que la pale descendante de l'hélice droite est proche de l'hélicoptère. Or, le chapitre 4 a mis en avant les variations de vitesse sur le disque propulseur pour ce cas de vol. De plus, les interférences avec le fuselage sont différentes pour les deux cas, ce qui modifie aussi le développement de l'écoulement autour de l'hélice.

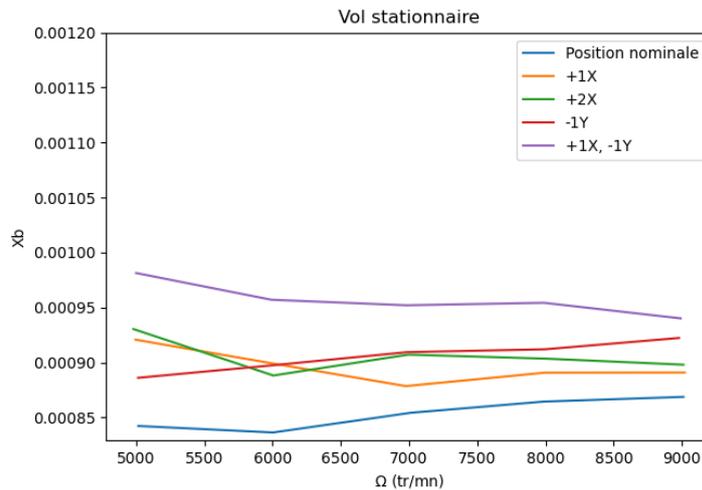


Figure 5.7 - Influence de la position du propulseur, droite de l'hélicoptère

Comme pour la position nominale, les mesures de champs de vitesse n'ont pas pu être réalisées. En effet, la marmite d'ensemencement est positionnée en amont du nid d'abeille, et seule la mise en route de la soufflerie permet d'obtenir un ensemencement homogène en veine. Les hypothèses formulées n'ont donc pas pu être vérifiées par la visualisation du champ de vitesse.

Cette première partie de l'étude a souligné l'influence de la position du propulseur sur les performances du montage en vol stationnaire. Dans l'ensemble des cas étudiés, le propulseur semble entièrement immergé dans le sillage rotor et les performances ne sont que peu modifiées suite au déplacement de l'hélice. Les conclusions tirées en position nominale peuvent donc être étendues pour l'ensemble des positions : les interactions augmentent d'environ 10 % les performances de l'hélice pour l'ensemble des vitesses de rotation. Une augmentation de l'ordre de 5 % des performances du propulseur gauche par rapport à l'hélice droite est aussi observée, et permet d'améliorer la fonction d'anti-couple du montage.

Les mesures de pression sur le fuselage ont aussi souligné la robustesse des champs de pression au déplacement longitudinal de l'hélice. Le déplacement latéral ou vertical modifie localement le champ de pression, mais il a été choisi de ne pas approfondir les recherches sur ces positions qui ne sont pas réalistes pour un hélicoptère taille réelle.

5.2.2. Interactions à faible vitesse

Le paragraphe précédent a montré la faible influence de la position du propulseur en vol stationnaire. Lors de l'étude en position nominale, l'effet positif des interactions sur les performances en vol à faible vitesse a été soulevé. Ce chapitre a donc pour objectif d'étudier l'effet des interactions sur la traction du propulseur en fonction de la position du propulseur.

La Figure 5.8 met en exergue l'influence de la position du propulseur sur les performances du montage à faible vitesse. La comparaison des courbes en position nominale, +1X et +2X souligne l'absence d'influence du déplacement longitudinal de l'hélice, comme en vol stationnaire. En effet, une différence inférieure à 1 % est observée entre la traction du propulseur en position nominale, et celle mesurée en position reculée.

Contrairement au vol stationnaire, les variations selon \vec{y} et \vec{z} génèrent une légère perte de traction du propulseur. Alors que l'écartement latéral du propulseur ne modifie pas les performances de l'hélice, une baisse de traction de l'ordre de 5 % est mesurée pour l'ensemble des régimes de rotation en position (+1X, -1Y). Ceci est causé par la limitation des interactions rotor/propulseur suite à l'augmentation de la distance entre l'hélice et le sillage rotor, et souligne donc l'influence positive des interactions sur les performances du montage. Des visualisations de champs de vitesse sont proposées dans la suite de ce chapitre pour illustrer ces observations.

En parallèle, le déplacement vertical vers le haut augmente les performances du propulseur de 2.5 % en moyenne. Cette observation, bien que faible, est causée par l'influence couplée du sillage rotor, du vent, et des effets de sols qui deviennent importants dans cette configuration.

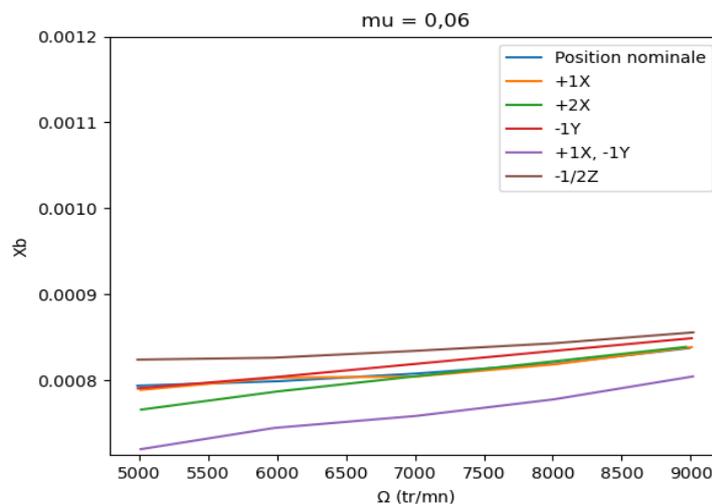


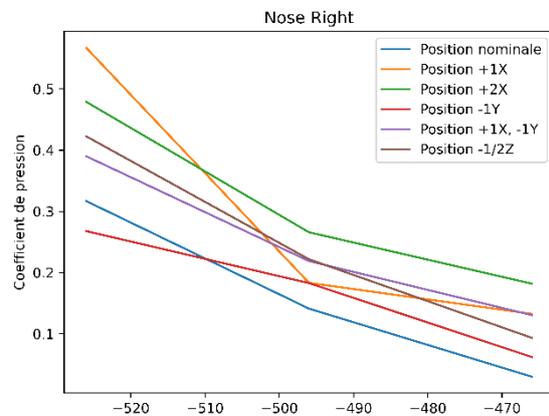
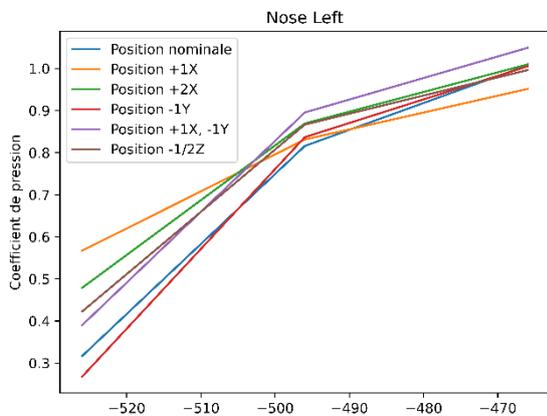
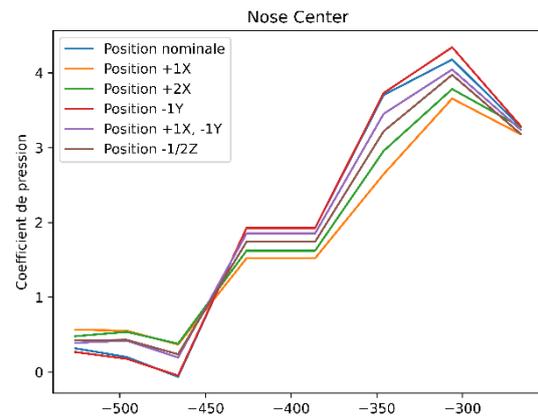
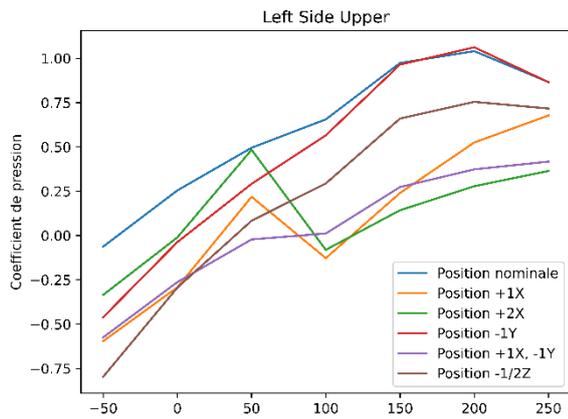
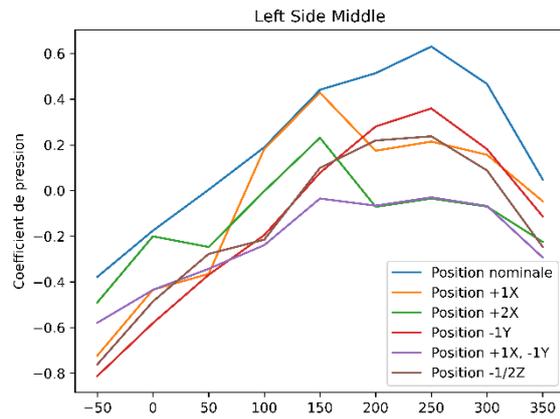
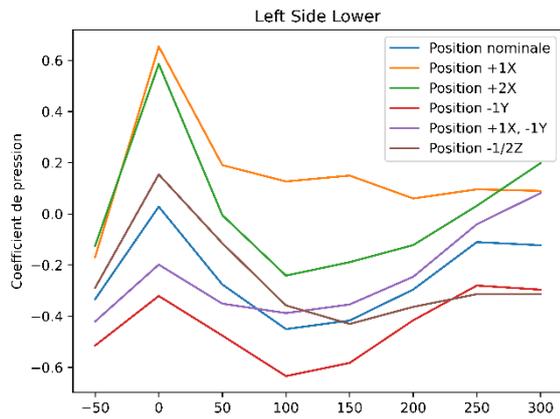
Figure 5.8 - Traction du propulseur en fonction de la vitesse de rotation du propulseur à $\mu = 0,06$

L'influence de la position de l'hélice sur les pressions sur le fuselage est ensuite étudiée (Figure 5.9). Le déplacement de l'hélice vers la queue de l'appareil diminue les pressions sur le nez de l'ordre de 2 %. Cette faible variation est due à une modification de la vitesse de vent sous l'influence des conditions atmosphériques.

Les pressions positionnées sur le flan du fuselage sont aussi impactées jusqu'à 50 % par le déplacement du propulseur : un coefficient de pression négatif est ainsi observé sur la partie basse du

fuselage lors du déplacement de l'hélice, quelle que soit sa direction. En conséquence, l'influence du propulseur sur le fuselage est accrue en position nominale pour les lignes supérieures et centrales.

La ligne supérieure est aussi impactée par la position du propulseur : déplacer le propulseur vers la queue génère une augmentation du coefficient de pression, tandis que l'écartier ou le déplacer vers le bas de l'appareil mène à l'apparition d'un coefficient de pression négatif. Dans ce cadre, la position nominale permet de limiter les pressions mesurées sur la ligne supérieure en raison de l'interaction forte entre les sillages des éléments tournants.



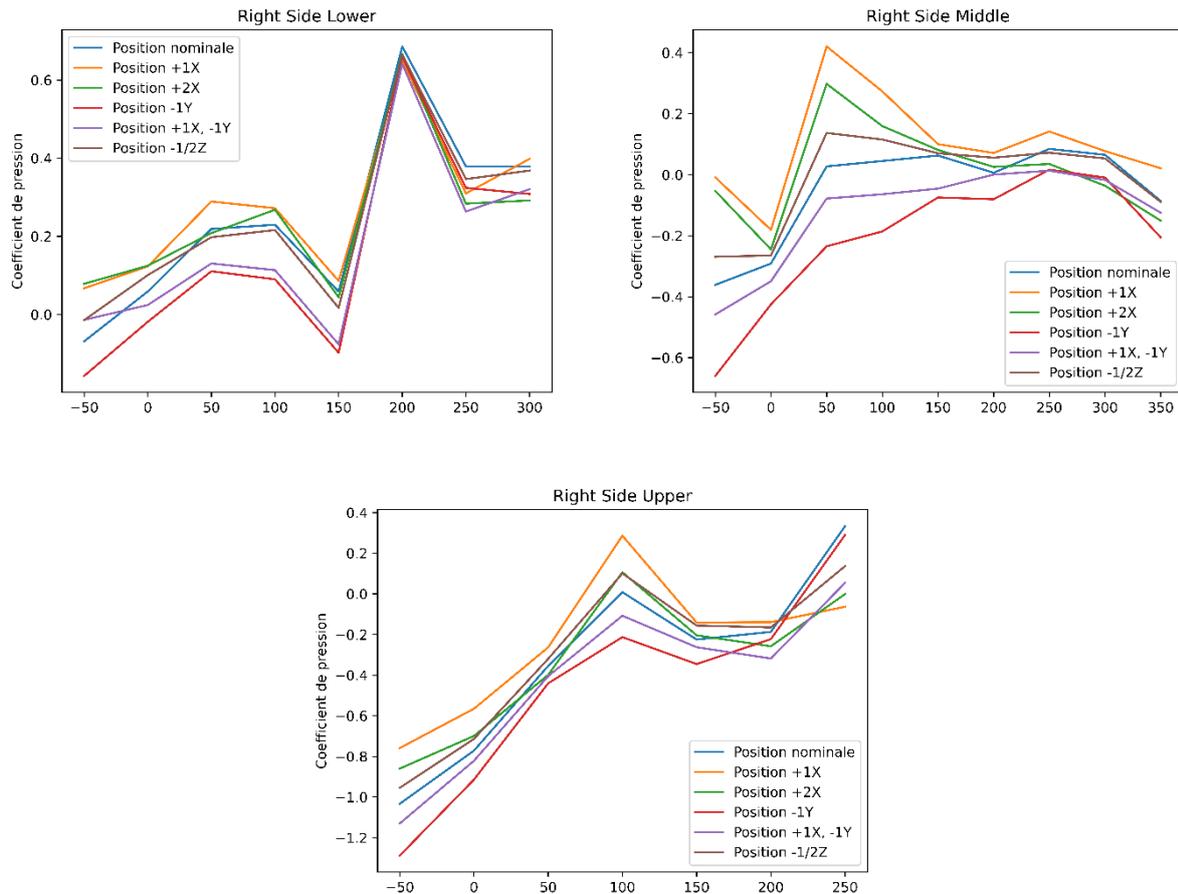


Figure 5.9 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position du propulseur à faible paramètre d'avancement

L'hélice est ensuite montée sur le côté droit de l'hélicoptère afin de vérifier la symétrie du sillage (Figure 5.10). Une augmentation de la traction de l'ordre de 2 % est observée à grande vitesse lorsque le propulseur est à droite. Bien que faible, plusieurs causes peuvent expliquer cette différence. Premièrement, le propulseur étant placé manuellement, sa position peut donc être légèrement différente entre les deux essais. Ensuite, la pale reculante est généralement moins chargée que la pale avançante car le vent relatif au niveau de la pale est plus faible. L'influence du sens de rotation de l'hélice est supposée faible.

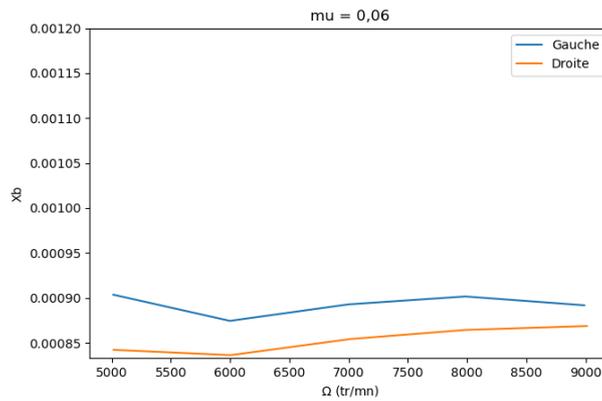
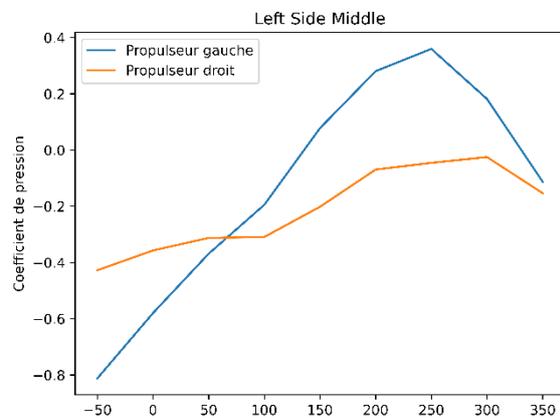
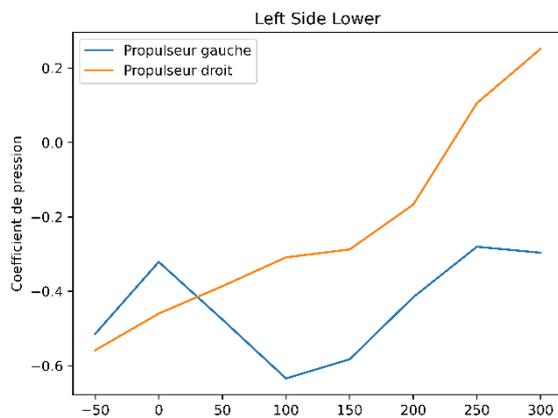
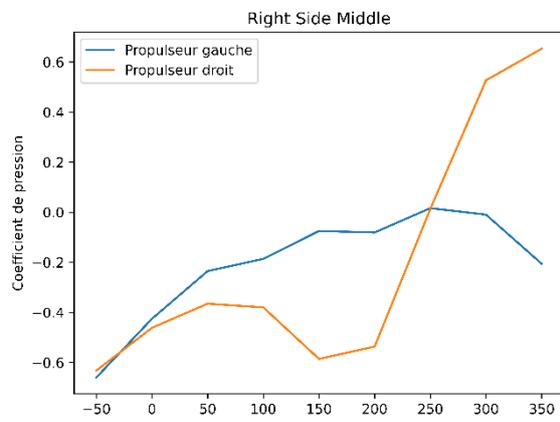
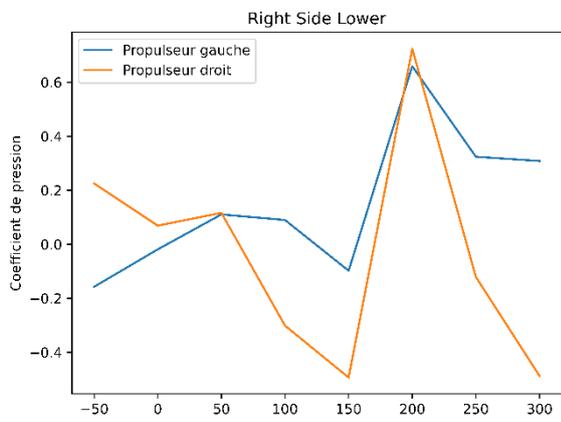
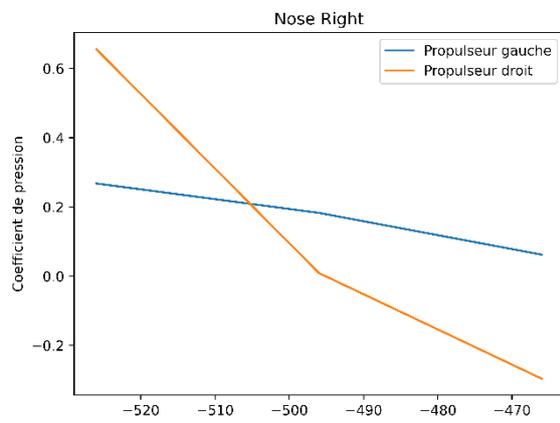
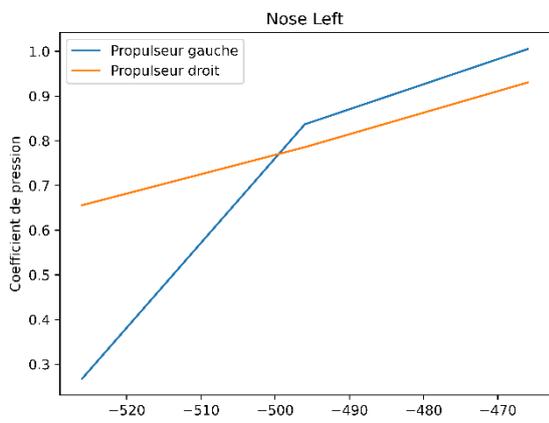
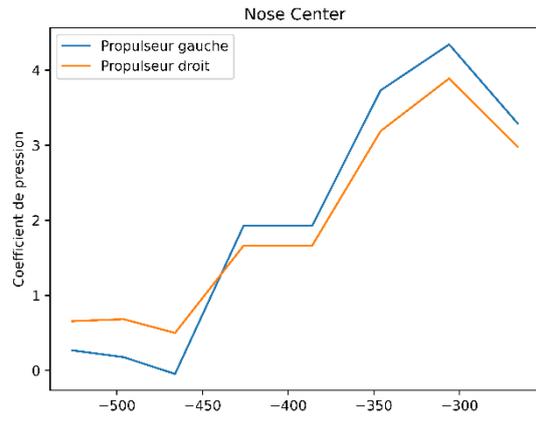
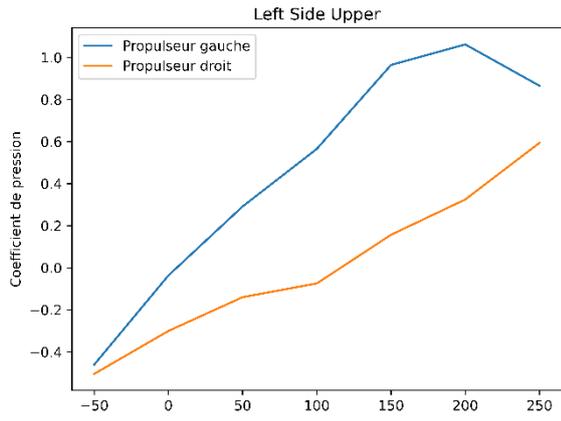


Figure 5.10 - Influence de la position gauche/droite du propulseur sur sa traction à $\mu = 0,06$

La Figure 5.11 présente l'influence de la position gauche/droite sur les pressions mesurées sur le fuselage. Les variations de pression sur le nez sont faibles entre les deux positions du propulseur. Les coefficients de pressions latérales sur les trois colonnes les plus en amont sont négatives dans les deux cas. Pour les prises de pression les plus en aval, une surpression est observée sur l'ensemble des points sous l'influence couplée du sillage propulseur et du sillage rotor.

Les ordres de grandeurs des coefficients de pression sont similaires à gauche et à droite, mais des variations sont observées. Ces différences sont causées par l'aérodynamique du rotor : le propulseur droit est placé sous la pale reculante qui est moins chargée que la pale avançante.





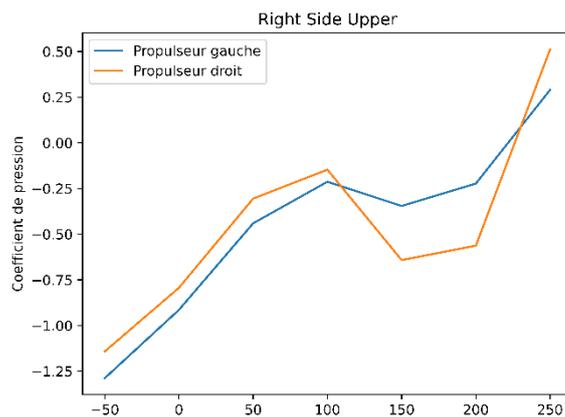


Figure 5.11 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur à faible paramètre d'avancement

L'influence de la position de l'hélice à droite de l'appareil est aussi étudiée (Figure 5.12). Comme observé sous la pale avançante, la modification de la position longitudinale du propulseur n'influe pas sur ses performances. En parallèle, le déplacement longitudinal ou latéral seul ne modifie pas les performances du propulseur. La position de l'hélice en (+1X, -1Y) permet cependant d'augmenter ses performances d'environ 2 %, alors qu'une diminution de traction était mesurée à gauche pour la même position. Cette variation est causée par la différence de chargement des pales du rotor entre les côtés avançants et reculants. Bien que partiellement compensée par le pas cyclique, cette différence génère une variation de l'écoulement impactant l'hélice. Ainsi, en déplaçant le propulseur vers l'extérieur, la dysmétrie entre les pales montantes et les pales descendantes est exacerbée. Or le propulseur tourne dans la même direction, quelle que soit sa position. Ainsi, les pales descendantes sont hors du sillage sur le côté gauche, alors que ce sont les pales montantes qui sont à l'extérieur du côté droit.

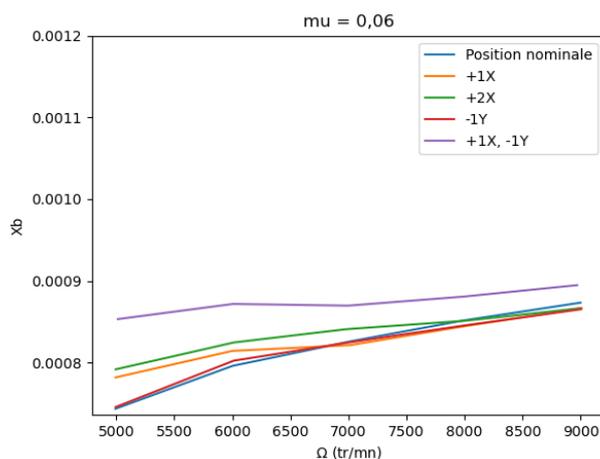


Figure 5.12 - Traction du propulseur en fonction de la vitesse de rotation du propulseur à $\mu = 0,06$ lorsque l'hélice est à droite

Les mesures d'efforts ont permis de souligner l'influence des déplacements de l'hélice sur les performances du montage. Afin de visualiser les champs de vitesse dans différentes positions, des mesures PIV sont réalisées.

Des essais sont conduits en position +1X à 5 m/s pour souligner l'influence du propulseur sur l'écoulement (Figure 5.13 pour le propulseur à l'arrêt, et Figure 5.14 pour le propulseur activé). Quel que soit la vitesse de rotation du propulseur, l'écoulement en amont du sillage rotor évolue à moins de 5 m/s. Le propulseur n'influe donc pas sur l'écoulement lointain.

Cependant, alors que les lignes de champ forment un angle d'environ -45° suite à l'interaction entre l'écoulement ambiant et le sillage rotor, elles sont redressées aux abords du propulseur lorsqu'il tourne à $\Omega = 7500$ tr/mn. Sous l'effet de l'aspiration de l'hélice, l'angle d'incidence de l'écoulement amont au disque hélice est d'environ 20° , contre 45° lorsque le propulseur est à l'arrêt. Ces deux figures mettent donc en avant l'effet de l'aspiration du propulseur sur le développement du sillage rotor à faible vitesse.

La Figure 5.15 permet de comparer les champs de vitesse à faible paramètre d'avancement pour les positions nominales et +1X. La partie haute du sillage rotor reste inchangée : dans les deux cas, le sillage évolue à un angle d'environ 45° dirigé vers le propulseur. La partie supérieure de l'hélice est alors impactée par le sillage rotor redressé sous l'influence de l'aspiration, tandis que la partie inférieure ne subit que l'influence du vent extérieur.

En position nominale cependant, la distance horizontale entre la limite du sillage rotor et le propulseur est inférieure. Dans cette configuration, l'écoulement est moins redressé sous l'action de l'aspiration du propulseur. Pour le montage en position +1X, le sillage rotor impacte environ 70 % de l'hélice, ce qui accroît l'asymétrie de l'écoulement amont de l'hélice et les variations d'efforts.

La composante hors champ de la vitesse n'est pas strictement similaire dans les deux cas. Pour le cas nominal, W est constante sur toute la limite du sillage, alors qu'un ralentissement est mesuré sur le bas de l'image en position +1X. Ce ralentissement s'explique par l'interaction plus forte entre le sillage rotor et le propulseur dans cette position. Le redressement de l'écoulement à la limite du sillage sous l'effet de l'aspiration du propulseur permet ainsi de diminuer la composante hors champ de la vitesse. Dans les deux cas, des zones peu étendues de vorticit   apparaissent    l'int  rieur du sillage : celles-ci mettent en avant l'intersection entre les tourbillons de bout de pale et le champ de mesure.

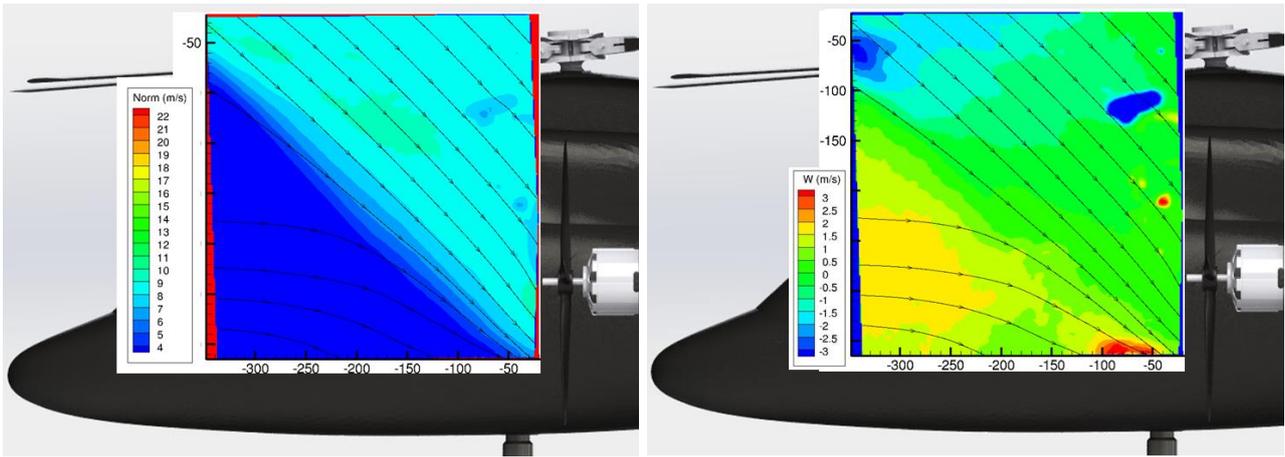


Figure 5.13 - Champs de vitesse sur le plan amont en position +1X à $\mu = 0,06$ lorsque le propulseur à l'arrêt

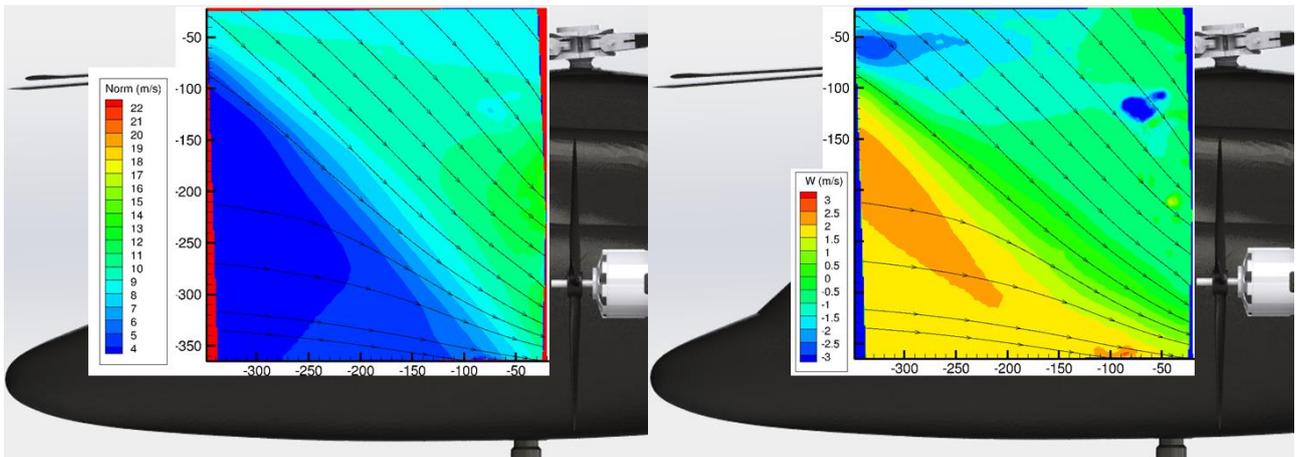


Figure 5.14 - Champs de vitesse sur le plan amont en position +1X à $\mu = 0,06$ lorsque le propulseur est activé

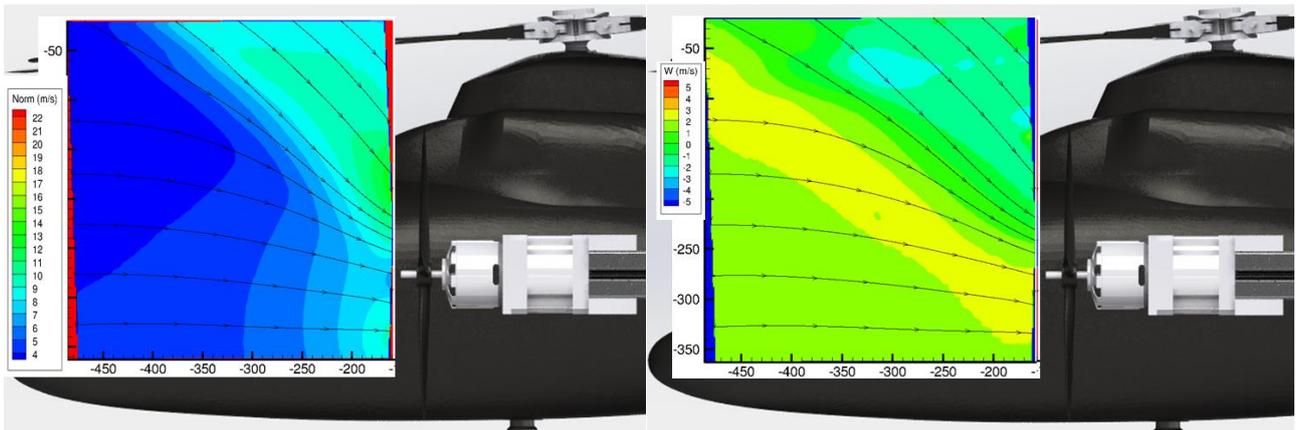


Figure 5.15- Champs de vitesse sur le plan amont à $\mu = 0,06$ en position nominale

Ce paragraphe a souligné l'influence des interactions à faible vitesse pour différentes positions de propulseur. Une nouvelle fois, il a été vu que la position longitudinale du propulseur n'influe que marginalement sur les performances du montage, avec une variation de traction de l'ordre de 1 %. Les champs de pression sont cependant modifiés jusqu'à 50 % lors du déplacement du propulseur

vers la queue de l'appareil : la dépression mesurée sur le haut du fuselage est diminuée, et l'influence du sillage rotor est augmentée sur les lignes centrales et inférieures.

Les mesures PIV ont montré des tendances similaires pour la position nominale et la position +1X. Un angle légèrement plus important est mesuré lorsque le propulseur est en position reculée dû à la plus grande distance horizontale entre le sillage rotor et l'hélice propulsive. L'influence directe du rotor sur le propulseur est légèrement accrue en position +1X, mais l'asymétrie entre les parties hautes et basses de l'hélice est importante. Ces asymétries seront soulignées dans la synthèse de ce chapitre (§5.2.4) proposant le tracé des profils de vitesse et d'angle d'écoulement pour les deux positions étudiées.

Déplacer le propulseur vers le bas génère une perte de traction de l'ordre de 2,5 %. Or dans cette position les interactions entre le propulseur et le rotor sont limitées, ce qui souligne l'influence positive des interactions sur les performances du propulseur. Le champ de pression sur le fuselage de l'hélicoptère est robuste à un changement de position verticale ou latérale du propulseur.

5.2.3. Interactions à grande vitesse

Comme pour le cas à faible vitesse, des déplacements selon les trois axes sont réalisés et des mesures d'efforts permettent d'identifier l'influence de la configuration sur les performances du montage. Des mesures de champ de vitesses seront aussi réalisées pour souligner les influences réciproques du propulseur et de l'écoulement.

Comme le montre la Figure 5.16, la traction mesurée sur l'ensemble des positions étudiées est quasiment identique. Ceci permet de formuler l'hypothèse d'absence d'interaction pour ces cas de vol, quelle que soit la position de l'hélice. Cette hypothèse sera vérifiée dans la suite de cette section lors de l'étude des champs de vitesse par mesures PIV.

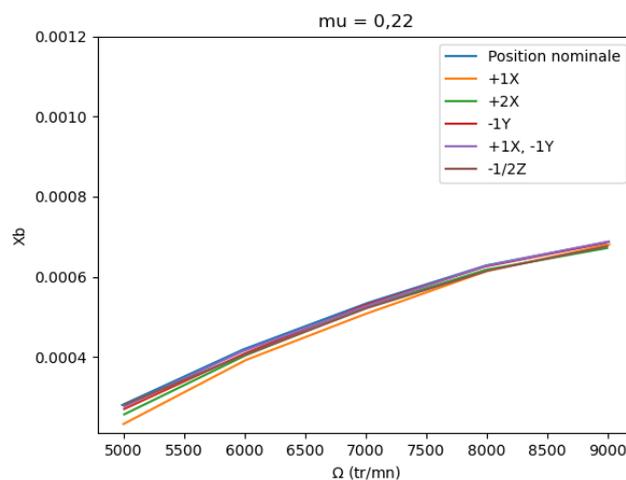
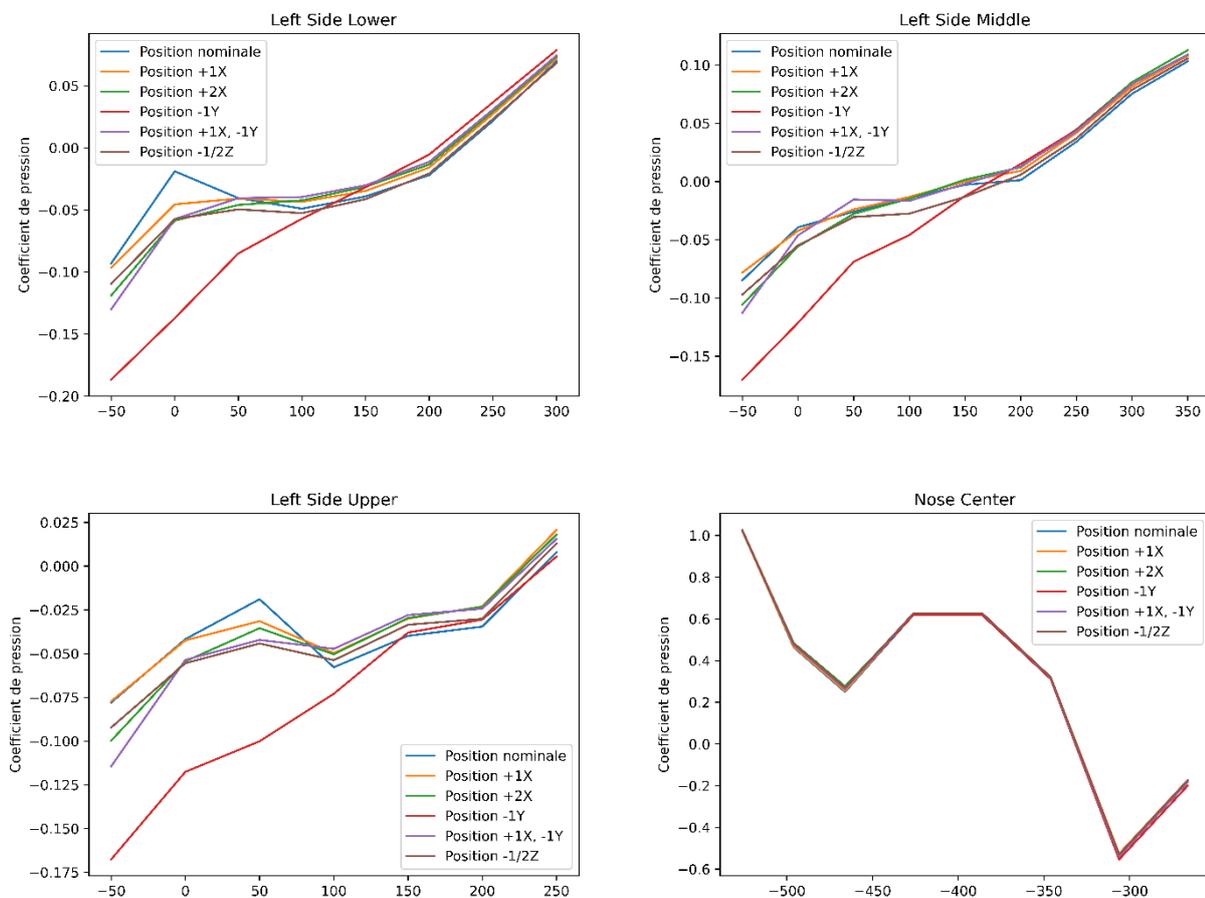


Figure 5.16 - Influence de la position du propulseur gauche sur la traction en vol à grande vitesse

L'influence du propulseur sur les pressions du fuselage est aussi regardée (Figure 5.17). Ainsi, l'influence du propulseur sur le nez est négligeable quelle que soit sa position. Une légère augmentation de la dépression est mesurée sur les prises amont lorsque le propulseur est reculé. Ceci est causé par l'augmentation de l'influence du vent sur le fuselage, qui n'est alors plus protégé par le propulseur. En parallèle, l'écartement latéral du propulseur augmente la dépression sur le fuselage d'environ 8 %. Cette observation s'explique par la limitation des interactions propulseur/fuselage, et donc par l'influence accrue du vent extérieur et du sillage rotor. Cette caractéristique valide donc l'influence du propulseur sur le fuselage. Pour l'ensemble des positions testées, les mesures de pressions sur les prises aval du fuselage sont similaires.



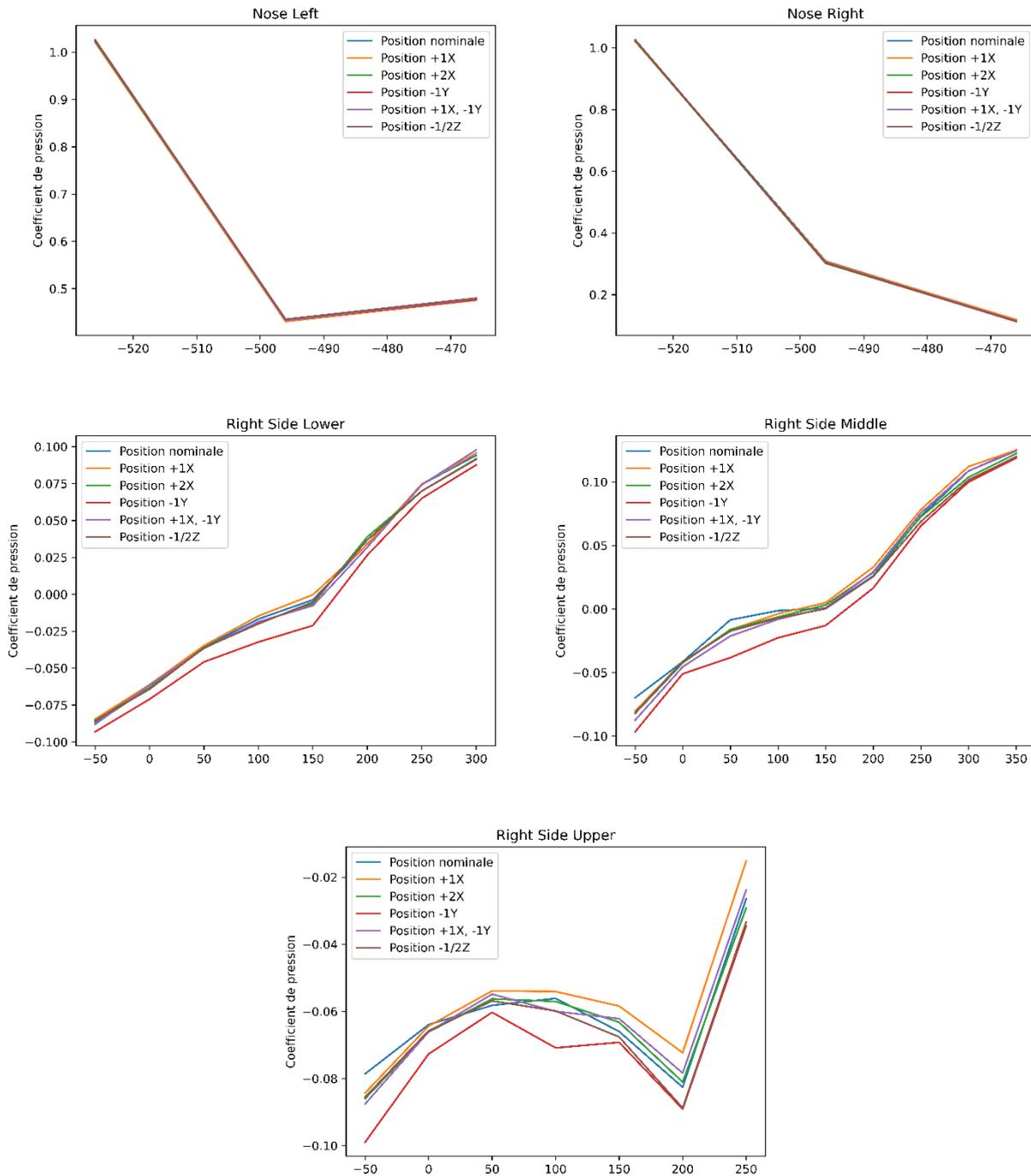


Figure 5.17 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position du propulseur à grand paramètre d'avancement

L'influence du placement de l'hélice à droite de l'appareil est aussi étudiée (Figure 5.18). Contrairement aux cas de vol à basse vitesse, les performances de l'hélice droite sont légèrement inférieures à celles mesurées sur l'hélice gauche. Une nouvelle fois cette caractéristique est causée par la conservation du sens de rotation de l'hélice, ce qui modifie les interactions entre les pales montantes et les pales descendantes.

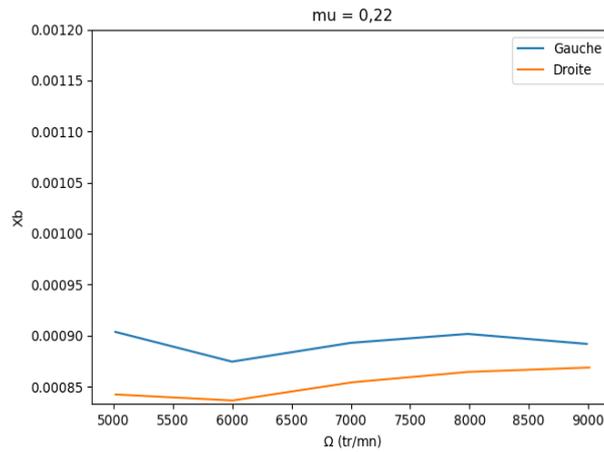
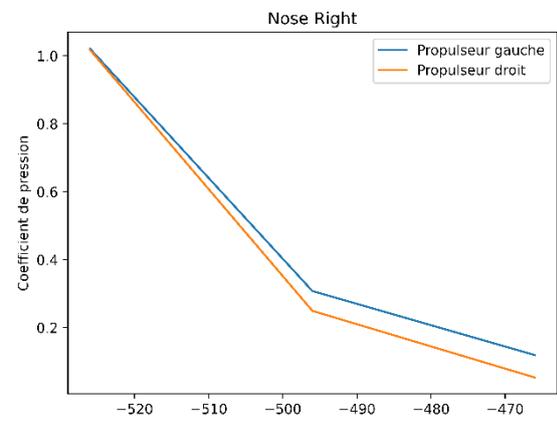
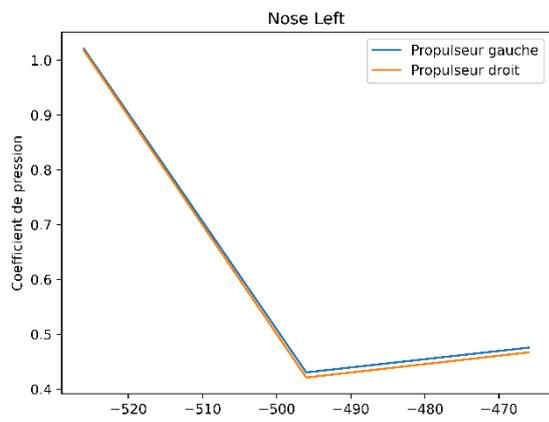
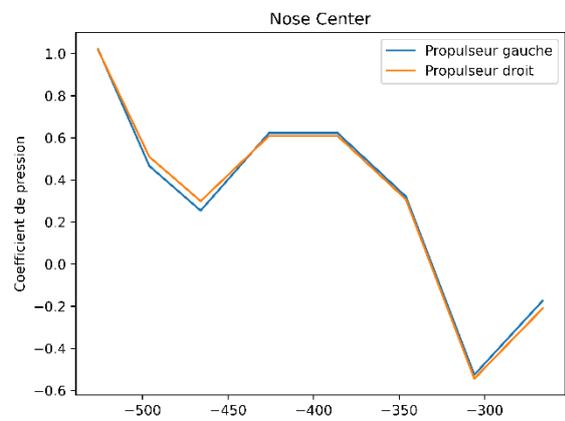
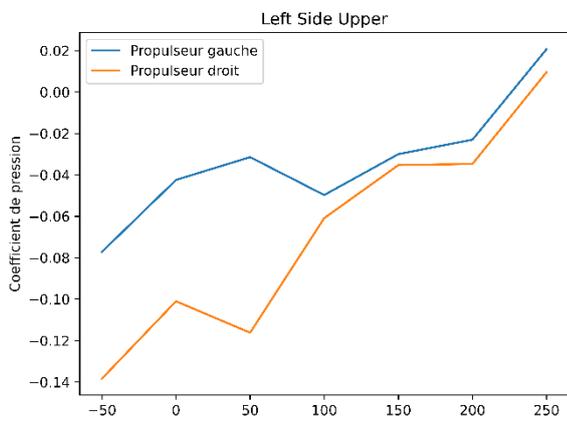
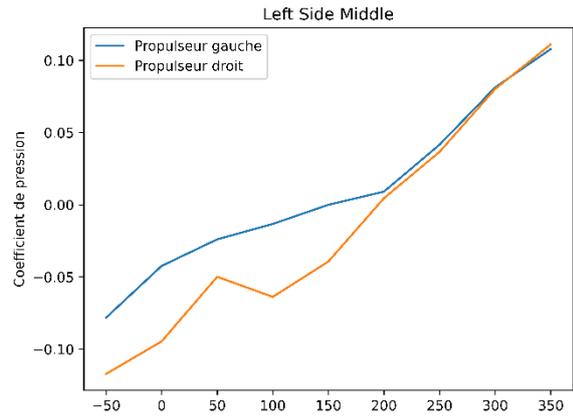
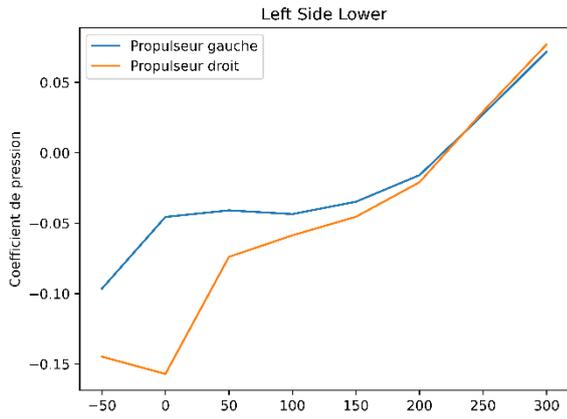


Figure 5.18 - Influence de la position du propulseur gauche/droit sur la traction en vol à grande vitesse

La Figure 5.19 met en avant l'influence du propulseur en fonction de sa position sous la pale avançante (gauche sens pilote de l'appareil) ou reculante (droite). Une augmentation de la dépression est observée juste derrière le propulseur droit, mais pas sur le côté gauche. Ceci met donc en avant l'influence du sens de rotation du rotor sur le développement du sillage du propulseur : lorsque l'étude est réalisée sur le côté droit de l'appareil, les pales évoluent de l'extérieur vers le fuselage sur la partie arrière de l'hélicoptère. Ainsi, le sillage du rotor est entraîné vers le fuselage, et le sillage propulseur qui est soumis à l'influence du sillage rotor est aussi entraîné vers le fuselage de l'appareil. Cette analyse explique l'augmentation de l'influence du sillage propulseur sur le fuselage à droite.



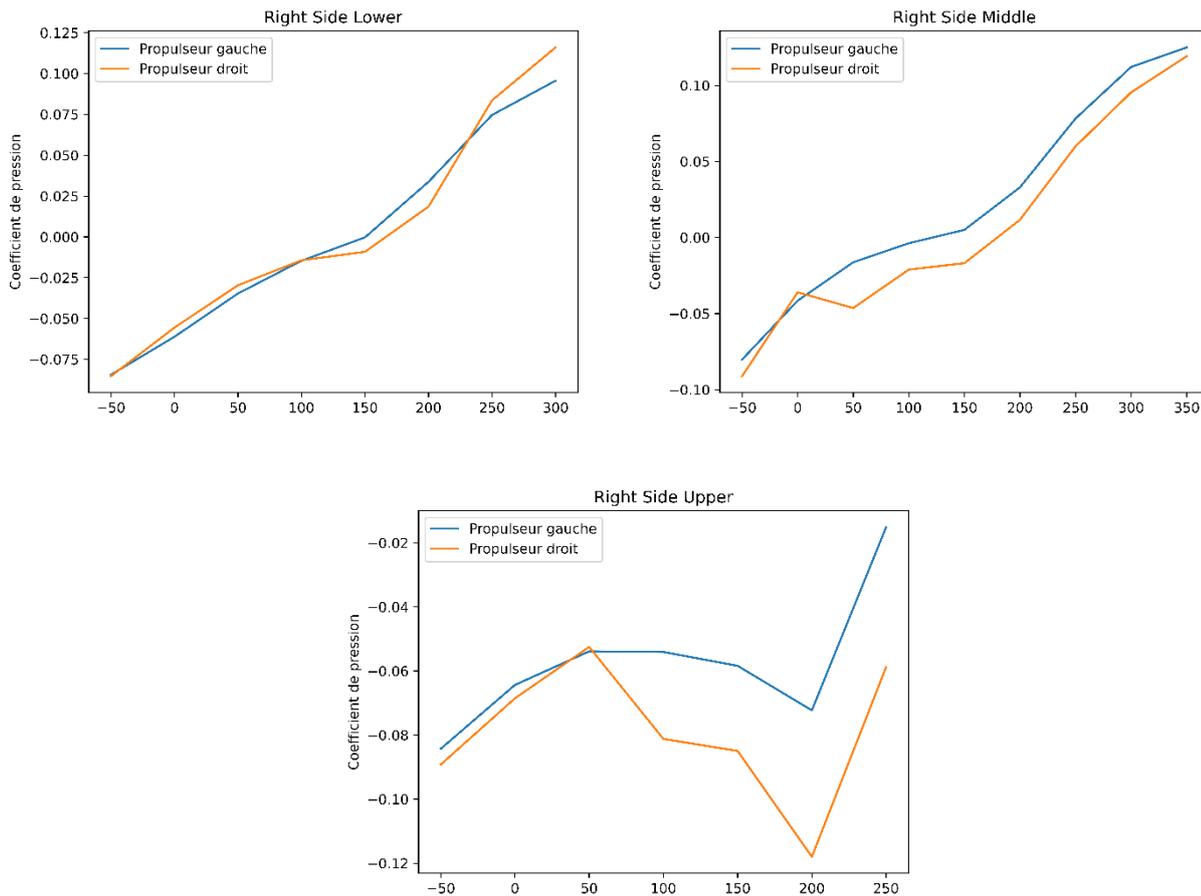


Figure 5.19 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur à grand paramètre d'avancement

Enfin, l'influence de la position du propulseur à droite est mesurée (Figure 5.20). Comme pour l'étude du propulseur gauche, la position n'influe pas sur les performances du montage. Ces mesures valident donc l'absence d'interactions directes rotor/propulseur pour les vols à grande vitesse. Les différences observées entre les deux côtés de l'appareil sont causées par :

1. La conservation du sens de rotation de l'hélice qui modifie les interactions entre les pales montantes et les pales descendantes ;
2. La différence de chargement du rotor principale entre les pales avançantes et les pales reculantes consécutive de la variation de vitesse perçue par la pale.

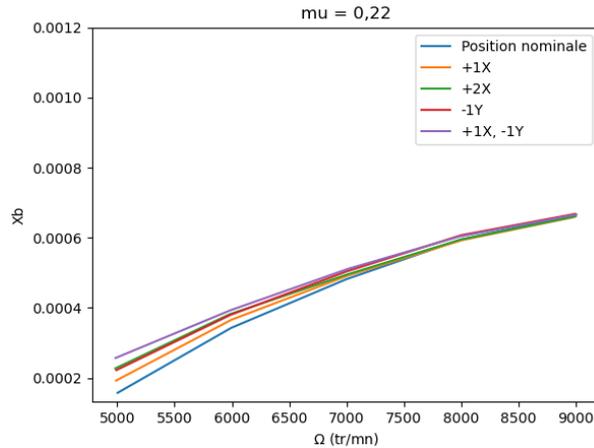


Figure 5.20 - Influence de la position de propulseur droit sur sa traction à grande vitesse

Les mesures d'efforts ont montré que les performances du propulseur ne dépendent pas de sa position à grande vitesse si le propulseur reste du même côté de l'appareil. L'hypothèse de l'absence d'interaction directe entre les éléments tournants a été formulée. Dans ce cadre, des essais PIV sont conduits en position nominale et en position +1X pour vérifier cette hypothèse.

La Figure 5.21 permet de comparer les champs de vitesse en position nominale et reculée pour $\mu = 0,12$. Dans les deux cas, l'angle du sillage rotor est de l'ordre de 25° dans le coin supérieur gauche du plan. L'écoulement amont évolue à la même vitesse pour les deux positions. L'influence de l'aspiration du propulseur est inchangée, et engendre une légère accélération sans modifier l'angle de l'écoulement libre. En parallèle, les profils de vitesse hors-champ restent similaires quelle que soit la position du propulseur. L'ensemble de ces observations soulignent l'absence d'interactions directes entre le rotor et le propulseur pour les deux positions, ainsi que la faible influence du souffle du propulseur par rapport au sillage du rotor.

Les Figure 5.22 et Figure 5.23 mettent en évidence les champs de vitesse respectivement à $\mu = 0,17$ et $\mu = 0,22$. Dans les deux positions étudiées, le comportement de l'écoulement est similaire : une aspiration a lieu en aval du centre de la tête rotor, et des tourbillons (caractérisés par une alternance de vitesses hors champ positives et négatives) apparaissent sur la partie droite de l'image. Entre les images en position nominales et celles en +1X, la zone de forte vitesse hors champ subit une translation : ceci est simplement causé par le décalage du champ de vue PIV pour suivre le déplacement de l'hélice. Il peut donc être souligné que l'aspiration vers le disque rotor ne dépend pas de la position du propulseur, ce qui démontre une nouvelle fois la faible influence du propulseur sur l'écoulement à grande vitesse.

Un changement de signe abrupt de la composante hors champ est observé pour la position reculée. Pour rappel, la tête rotor est positionnée à $x = 0$ mm. Le changement de signe de la composante hors champ de la vitesse correspond donc au point où les pales atteignent $\varphi = 90^\circ$, une

fois la traînée des pales prise en compte. La limite de la zone à forte composante hors champ met en avant la limite du sillage, qui passe bien au-dessus du haut de l'hélice comme l'estiment les approches numériques.

Enfin, les Figure 5.22 et Figure 5.23 mettent une nouvelle fois en évidence l'influence du propulseur sur l'écoulement. Quelle que soit la position de l'hélice, une augmentation de la norme de la vitesse est observée dans le coin inférieur droit du plan sous l'influence de l'aspiration du propulseur. Cette accélération est de l'ordre de 1 m/s, soit 5 % de la vitesse amont. Une baisse de vitesse au centre de la pale de l'hélice est aussi observée pour les deux configurations, soulignant une baisse de portance locale sous l'influence de la géométrie de l'hélice.

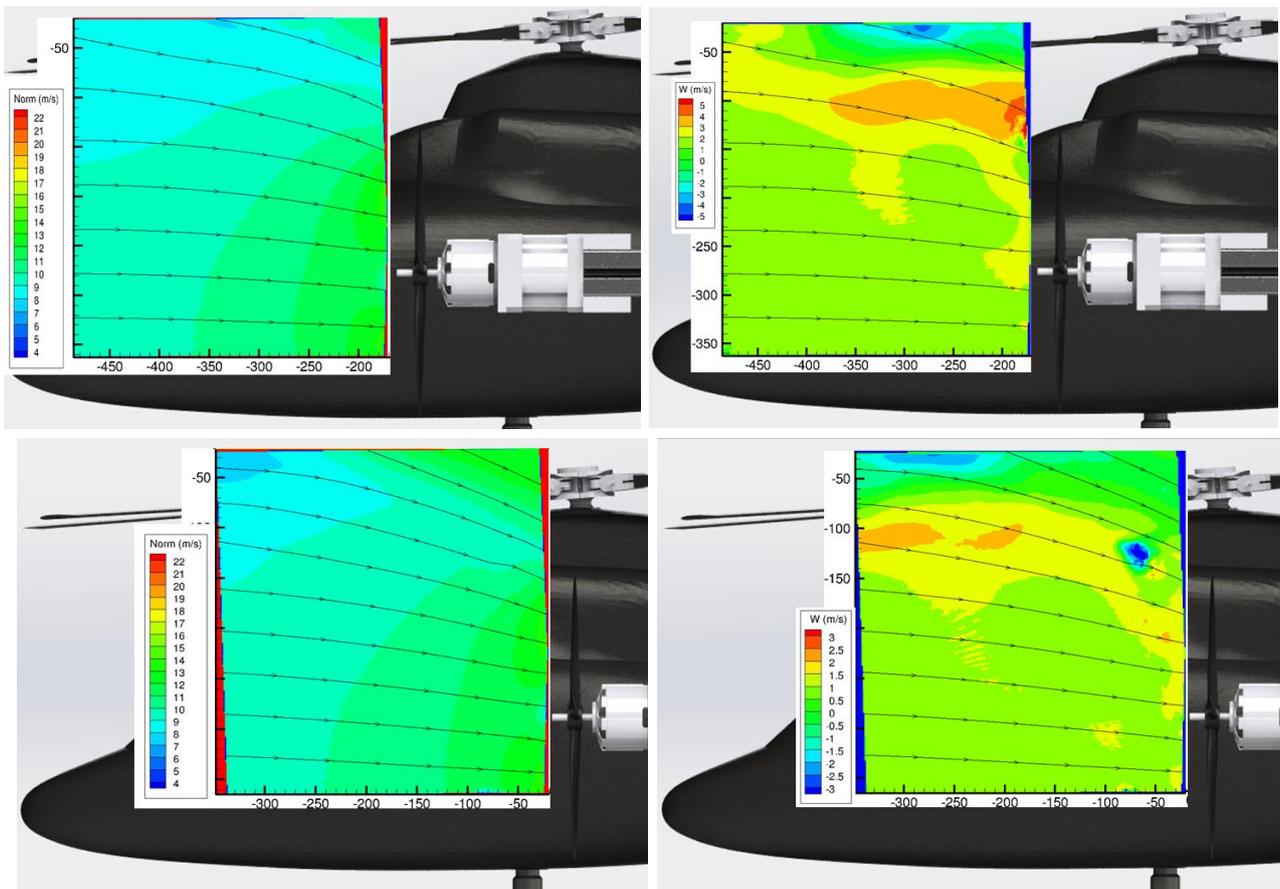
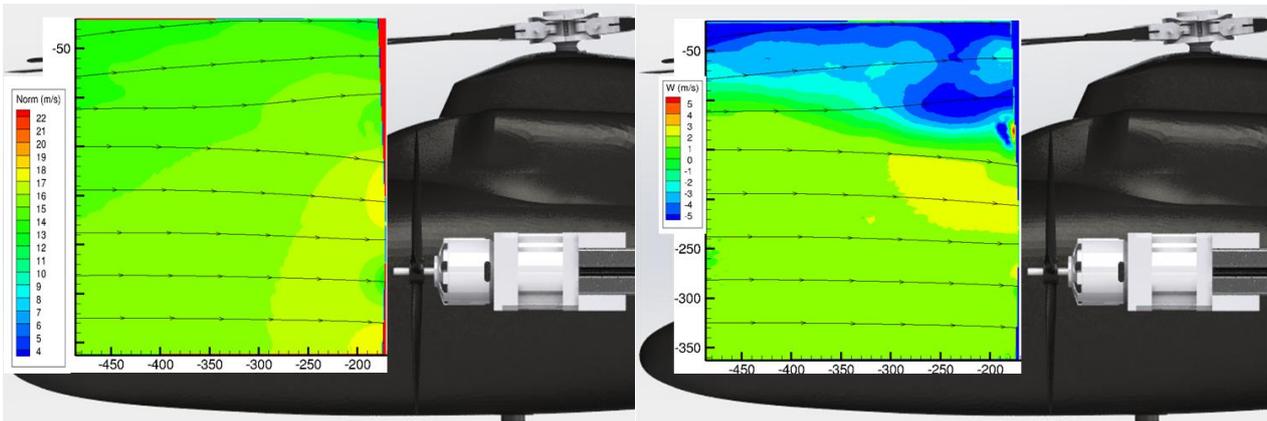


Figure 5.21 - Champs de vitesse 3D sur le plan amont à $\mu = 0,12$ en position nominale (haut) et +1X (bas)



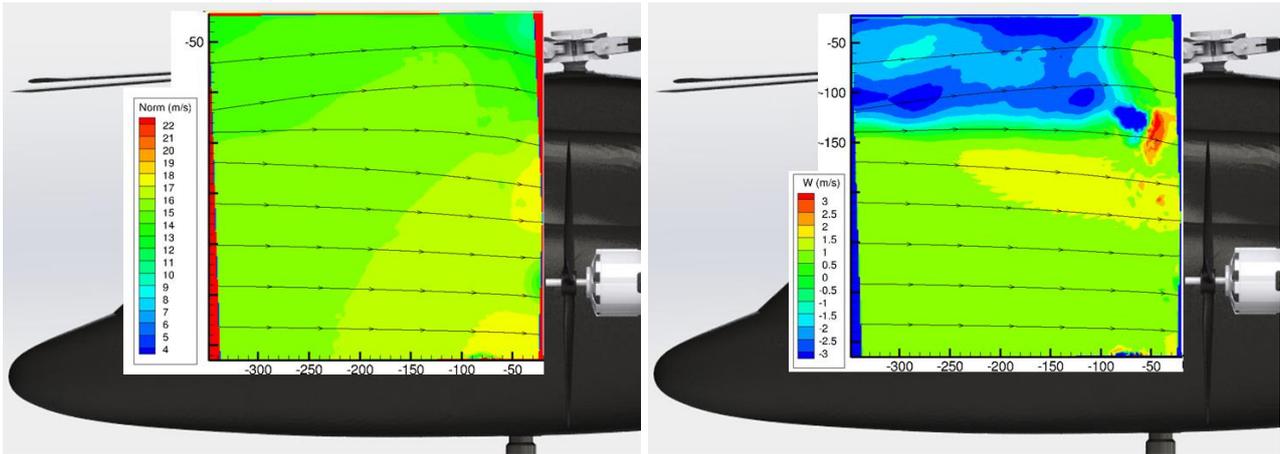


Figure 5.22 - Champs de vitesse 3D sur le plan amont à $\mu = 0,17$ en position nominale (haut) et $+1X$ (bas)

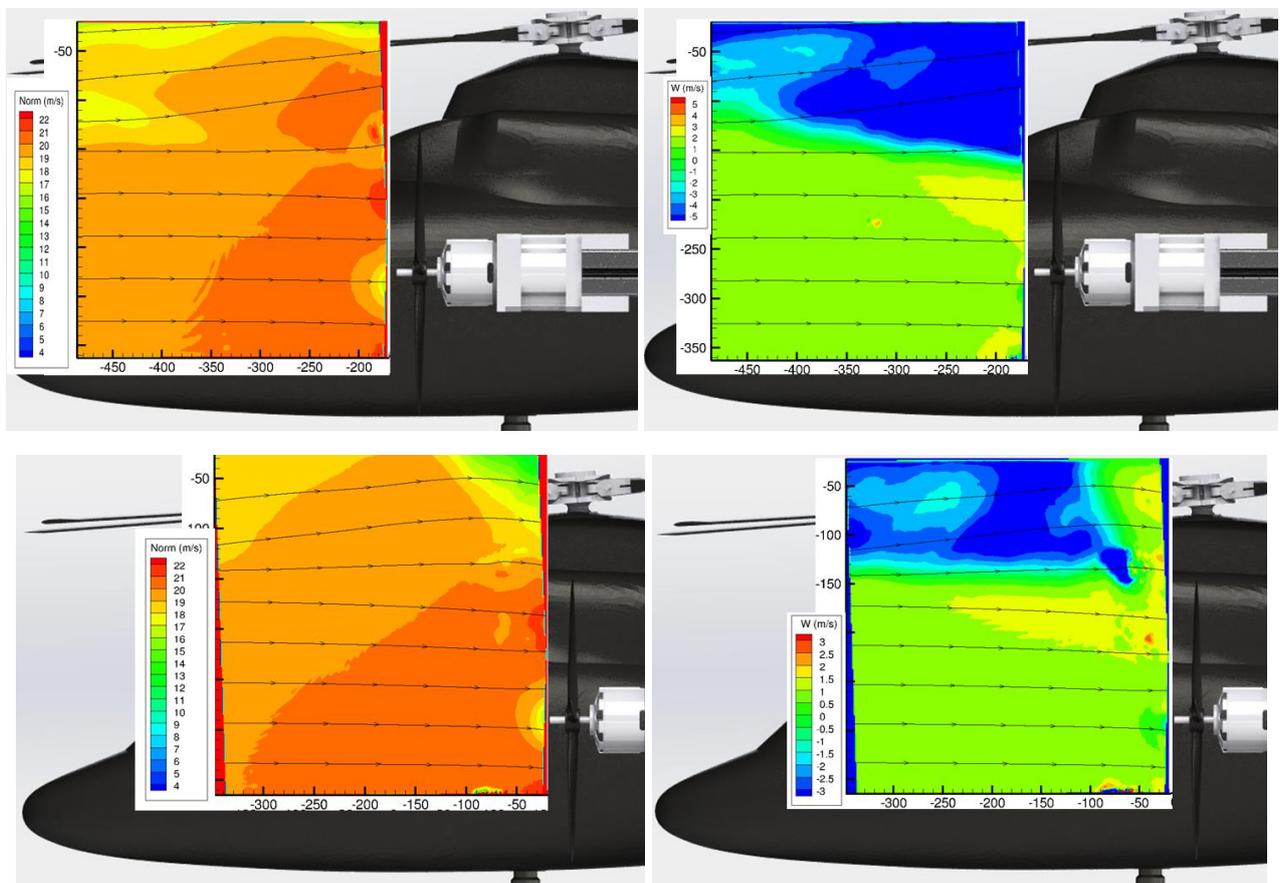


Figure 5.23 - Champs de vitesse sur le plan amont à $\mu = 0,22$ en position nominale (haut) et $+1X$ (bas)

L'analyse des performances et des champs de vitesse à grand paramètre d'avancement a permis de tirer plusieurs conclusions. Tout d'abord, il a été vu que pour ces configurations de vol, les performances de l'hélice sont très robustes à un changement de position du propulseur. Seule la position $(+1X, -1Y)$ génère une perte de traction, ce qui souligne l'effet positif des interactions de sillages sur la traction du propulseur.

Dans le même cadre, le champ de pression n'est que marginalement modifié à la suite du déplacement longitudinal, latéral ou vertical de l'hélice. Cette analyse valide l'influence majoritaire du vent sur le fuselage dans ce cas de vol. Une nouvelle fois, seule la position (+1X, -1Y) génère une augmentation de cette dépression consécutive de la diminution des interactions propulseur/fuselage.

Les champs de vitesses ont permis d'expliquer les variations d'efforts observées. L'absence d'interaction directe entre le rotor et le propulseur a ainsi été souligné. L'effet de l'aspiration de l'hélice sur l'écoulement ambiant a été illustré, et son influence sur l'écoulement aval démontré.

5.2.4. Synthèse : influence du paramètre d'avancement

Les Figure 5.24 et Figure 5.25 présentent l'évolution de l'angle et de la norme de l'écoulement pour les deux configurations étudiées pour différents paramètres d'avancement. Les tendances en fonction du ratio d'avancement sont les mêmes pour les deux positions : augmenter la vitesse de l'appareil génère une diminution de l'angle de l'écoulement au niveau du disque propulseur. Une rupture est observée entre $\mu = 0,06$ et $\mu = 0,12$: ceci confirme que la limite entre basse vitesse et grande vitesse est bien située entre ces deux ratios d'avancement.

Le profil de vitesse à basse vitesse est similaire pour les deux configurations, à l'exception de l'aspiration du propulseur qui est moins marquée en position reculée. L'évolution de l'angle de l'écoulement est similaire sur la partie haute de la fenêtre mais varie grandement sur la partie basse entre les deux configurations : ceci souligne l'influence accrue du sillage rotor sur le propulseur en position reculée.

Alors que des angles négatifs sont observés pour des grands paramètres d'avancement en position nominale, toutes les mesures d'angle sont positives lorsque le propulseur est aligné avec le centre rotor. L'angle de l'écoulement sur la partie supérieure de la fenêtre d'analyse est légèrement augmenté en position +1X. Quelle que soit la position du propulseur, l'angle reste inférieur à 10° , soulignant l'absence d'interactions directes entre les rotors. Enfin, l'aspiration de l'hélice est moins marquée en position +1X.

En position +1X, le profil de vitesse est similaire pour toutes les grandes vitesses sur la partie inférieure de la fenêtre, soumise uniquement à l'aspiration de l'hélice. Une variation de vitesse est aussi observée entre les deux configurations à $\mu = 0,12$: ceci souligne la limite de la zone interactionnelle directe. Cette observation est cohérente avec les attentes, car l'hélice est positionnée plus en aval. Cependant, cette accélération étant mesurée pour $y > 50$ mm, cette analyse souligne donc l'absence d'interactions directes entre le rotor et le propulseur en position reculée. A $\mu \geq 0,17$ une décélération est mesurée sur la partie supérieure de l'image sous l'influence de l'aspiration du rotor principal.

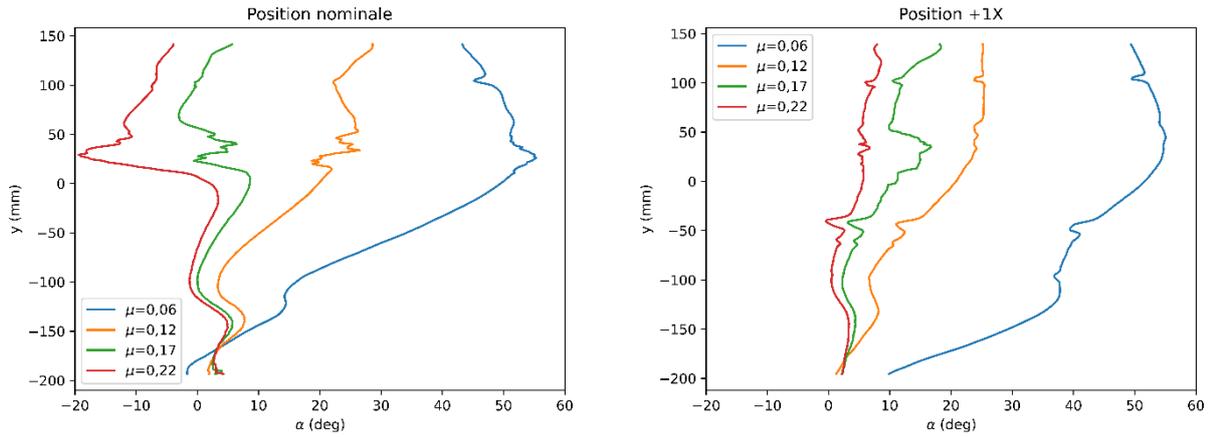


Figure 5.24 - Angle de l'écoulement en position nominale (gauche) et +1X (droite) pour différents paramètres d'avancement à $x = x_{prop} + 20 \text{ mm}$

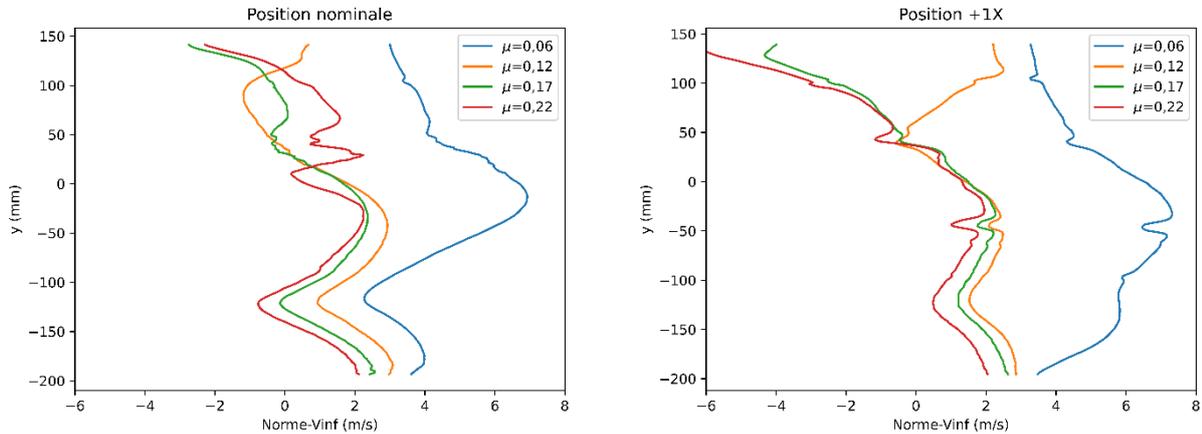


Figure 5.25 - Profil de vitesse en position nominale (gauche) et +1X (droite) pour différents paramètres d'avancement à $x = x_{prop} + 20 \text{ mm}$

5.3. Conclusion

En conclusion, les effets du sillage sur le propulseur sont très robustes à un changement de position, et ce quelle que soit la vitesse d'avancement étudiée. Ainsi, pour l'ensemble des configurations testées, les interactions aérodynamiques rotor/propulseur permettent d'augmenter la traction de l'hélice de 10 %.

Les mesures de pressions ont aussi permis de souligner l'influence de la position du propulseur sur le fuselage. Dans tous les cas de vol, l'influence du sillage propulseur sur le fuselage est faible comparé à celle du sillage rotor et du vent. En vol stationnaire, le déplacement longitudinal de l'hélice n'influe pas sur les interactions avec le fuselage. Le déplacement latéral ou vertical modifie

localement le champ de pression, mais il a été choisi de ne pas approfondir les recherches sur ces positions qui ne sont pas réalistes pour un hélicoptère taille réelle.

A faible vitesse, les interactions propulseur/fuselage sont principalement marquées juste en aval de l'hélice. Reculer l'hélice vers la queue de l'appareil génère une baisse de la dépression sur le haut du fuselage pour ce cas de vol. En contrepartie, l'influence du sillage rotor est accrue sur les lignes centrales et basses du corps de l'appareil. Les déplacements verticaux et latéraux n'influent pas grandement sur le champ de pression mesuré pour ce cas de vol.

A grande vitesse cependant, l'influence du propulseur sur le fuselage est négligeable par rapport à celle du vent pour l'ensemble des positions.

Des études de champs de vitesse ont été conduites dans la position +1X afin d'identifier les interactions lorsque le propulseur est aligné avec le centre rotor tandis qu'il est situé 0,14 m en amont dans la position nominale. Les mesures PIV ont permis de souligner différents phénomènes. Premièrement, en raison de l'augmentation de la distance horizontale entre l'avant du sillage et l'hélice, l'influence du sillage rotor sur le propulseur est légèrement plus marquée dans la position +1X à faible vitesse. L'absence d'interaction à grande vitesse est cependant conservée, ce qui explique la robustesse des performances du propulseur.

6. Conclusion

Cette étude avait pour but d'étudier expérimentalement les interactions rotor/propulseur sur les hélicoptères grande vitesse. Comme présenté en introduction, les objectifs de cette étude sont multiples :

- 1) Mesurer l'influence des interactions sur les performances des deux rotors en fonction des conditions de vol ;
- 2) Illustrer le développement des sillages en fonction du paramètre d'avancement afin d'expliquer les variations d'efforts et de vibration observées en (1) ;
- 3) Valider les résultats numériques obtenus sur le propulseur isolé et sur le montage complet ;
- 4) Souligner l'influence de la position du propulseur sur les performances des éléments tournants, et sur le développement de l'écoulement autour de la maquette ;
- 5) Mettre en avant l'effet des interactions sur le fuselage de l'hélicoptère pour différentes configurations de vol, et pour différentes positions du propulseur ;

Pour répondre à ces objectifs, la démarche a été décomposée en plusieurs phases principales. La première étape a été de caractériser le propulseur isolé afin de 1) comprendre le fonctionnement du banc et mettre en place les corrections nécessaires, et 2) obtenir une base de données pour la comparaison avec les mesures réalisées sur le propulseur installé. La seconde étape a permis de caractériser le fonctionnement du rotor isolé. Comme pour la caractérisation du propulseur isolé, cette analyse a permis de prendre en main le banc expérimental et de souligner l'influence des interactions sur le rotor dans la suite du développement.

Une fois les éléments tournants caractérisés individuellement, une caractérisation des interactions dans une position semblable au X3 a été menée. L'influence du propulseur sur le rotor, et réciproquement l'influence du rotor sur le propulseur ont été explorées pour différents paramètres d'avancement. Pour ce faire, des mesures d'efforts, de champs de pression sur le fuselage, et de champs de vitesse en amont du propulseur ont été conduites. Cette partie de l'étude a donc permis de répondre aux objectifs (1), (2), (3) ainsi que d'apporter une réponse partielle au dernier objectif.

Enfin, la position de l'hélice a été modifiée dans les trois directions et des mesures d'efforts, de champs de pression et de champs de vitesse ont à nouveau été conduites. L'objectif était ici de répondre aux objectifs (4) et (5), à savoir d'identifier l'influence de la position du propulseur sur les interactions rotor/propulseur/fuselage.

Ce chapitre a donc pour objectif de résumer les résultats de ces différentes parties. Les travaux de cette thèse ont été publiés dans des congrès et journaux afin de prendre une part active dans le développement des connaissances scientifiques autour de l'aérodynamique des voilures tournantes.

6.1. Résultats principaux

6.1.1. Contexte scientifique

Une étude bibliographique a permis une bonne compréhension des technologies liées aux hélicoptères et de prendre connaissance du contexte de l'étude. L'utilisation très large des hélicoptères ainsi que les problématiques liées à la complexité des systèmes ont été soulignées : grâce à leur capacité de vol stationnaire, les hélicoptères peuvent effectuer une large gamme de missions inaccessibles aux appareils à voilures fixe. L'analyse de l'hélicoptère conventionnel et des phénomènes aérodynamiques qui lui sont liés a permis de souligner les limites des configurations classiques, avec notamment une vitesse maximale de l'ordre de 300 km/h qui limite la variété des missions réalisables par ces configurations. Ainsi, l'importance de développer de nouvelles configurations à voilure tournante afin d'augmenter les capacités des ADAV a été soulignée.

Ainsi, les hélicoptères grande vitesse présentés améliorent grandement les performances des appareils à voilure tournante à grande vitesse, tout en augmentant la charge. La présentation de ces configurations a mis en lumière les forces et les faiblesses de chaque montage : le propulseur de queue, l'aile de portance, le tilt rotor, le tandem, et l'hélicoptère coaxial. Une attention particulière a été portée à la configuration hybride qui fait l'objet de cette étude. Deux prototypes en particulier ont été étudiés : l'Eurocopter X3, et l'Airbus Helicopters RACER. Il a été montré que ce montage offre de bonnes performances à grande vitesse et tout en conservant les qualités de vol stationnaire. Cependant, la multiplication des éléments tournants complexifie grandement les appareils et fait émerger des interactions importantes. Ces interactions peuvent altérer les capacités de vol, et engendrer une majoration de la demande en puissance de l'appareil.

Dans ce cadre, l'étude des interactions sur la gamme de vol où ces dernières sont majoritaires est essentielle pour assurer la viabilité des montages. Cet état de l'art a montré que de nombreux travaux ont été conduits numériquement afin de quantifier les interactions entre le rotor, le fuselage, l'aile, la queue ou encore le propulseur. Cependant, peu d'études expérimentales sont disponibles à ce jour sur le sujet. Cette thèse a donc pour objectif de lever cette limite en étudiant expérimentalement les interactions rotor/propulseur sur les hélicoptères grande vitesse pour différentes configurations de vols.

6.1.2. Moyens et méthodes mis en œuvre

Une maquette d'hélicoptère munie d'un rotor entièrement articulé a été utilisée, permettant de restituer pleinement la physique des phénomènes observés en conditions réelles. Le contrôle des pas

collectifs et cycliques permet l'obtention de conditions de vol similaires à celles observées sur les hélicoptères à taille réelle. Des prises de pressions offrant une précision de 1,2 Pa, soit 0,06 % de la pleine échelle, ont été implantées sur le fuselage.

Le propulseur utilisé est mobile selon les trois axes, ce qui présente l'un des atouts majeurs de cette manipulation. En effet, aucune étude disponible à ce jour ne propose d'étudier l'influence de la position du propulseur sur les interactions et les performances du montage. Les balance deux axes choisie offre de bonnes performances avec une non-linéarité de $\pm 0,25$ %, une hystérésis de $\pm 0,25$ % et une non-répétabilité de $\pm 0,25$ % à pleine échelle

Le banc a été placé dans la soufflerie L2, qui avec sa vitesse allant de 0 à 19 m/s permet d'explorer toute la gamme de paramètres d'avancement présentant des interactions aérodynamiques conséquentes. Ses larges dimensions (2,4 x 6 m²) permettent de s'affranchir des effets de parois, à l'exception d'un léger effet de sol observé lors du déplacement vertical du propulseur.

6.1.3. Interactions rotor/propulseur en fonction du paramètre d'avancement

Cette première analyse a été conduite dans une configuration similaire à celle de l'Eurocopter X3. La première partie de l'étude a mis en avant une variation de performances du rotor inférieure à 2 % sous l'influence des interactions avec le propulseur. Compte tenu des incertitudes de mesures, l'influence du propulseur sur le moteur est donc considérée négligeable.

Réciproquement, l'influence du rotor sur le propulseur génère une hausse de traction de l'ordre de 10 % pour l'ensemble des cas de vol considérés. L'augmentation de la vitesse d'avancement génère une baisse de traction allant jusqu'à 30 %. Cette caractéristique est causée par l'augmentation de l'angle d'incidence du vent sur le disque propulseur, et est cohérente avec la hausse de traction mesurée lors de la mise en dérapage du propulseur isolé.

En vol stationnaire, la traction du propulseur est maximale, ce qui permet d'assurer un anti-couple efficace. Dans cette configuration de vol, les études numériques montrent que le sillage impacte le propulseur à 90° avec une vitesse équivalente de 14 m/s. Les mesures d'efforts couplées aux conclusions tirées lors de l'étude de l'influence de l'angle de dérapage sur les performances du propulseur isolé confirment les conclusions numériques. Etant donné que l'ensemencement de l'écoulement ambiant nécessite la mise en fonctionnement de la soufflerie, aucune mesure de champ de vitesse n'a été conduite pour ce cas de vol.

A faible vitesse, les approches expérimentales et numériques s'accordent à dire que l'effet du vent et du sillage rotor sont combinés. Cette étude a montré que l'angle incident au disque du propulseur est de 30° sur la partie supérieure de l'hélice, immergée dans le sillage rotor. La moitié inférieure du propulseur est soumise uniquement au vent extérieur, évoluant à environ 0°. Enfin, à

grande vitesse, les deux approches s'accordent à dire que le sillage rotor passe au-dessus du propulseur et aucune interaction directe n'est observée. Pour toutes les vitesses d'avancement, une bonne corrélation entre les résultats numériques et expérimentaux a donc été observée.

Quelles que soient les conditions de vol, des régions présentant une forte vitesse hors-champ sont observées à la limite du sillage rotor, en amont du propulseur sous l'effet de l'aspiration, et à l'intérieur du sillage rotor sous l'influence du sens de rotation des pales. De même, à faible vitesse, des zones de forte vorticité ont été mises en évidence au passage des tourbillons de pales et à la limite du sillage rotor.

6.1.4. Interactions rotor/propulseur en fonction de la position du propulseur

La suite de l'étude a mis en avant que les effets du sillage rotor sur le propulseur sont très robustes à un changement de position. En effet, le déplacement longitudinal du propulseur ne modifie que de 1 à 2 % la traction mesurée sur le propulseur, et ce quelle que soit la vitesse d'avancement étudiée. De même, le déplacement latéral ou vertical seul n'influe pas sur les performances du propulseur. Cependant, rapprocher l'hélice du sol entraine une inclusion de l'hélice dans les effets de sol, ce qui perturbe l'analyse des effets interactionnels entre le rotor et le propulseur. Seule la position (+1X, -1Y) génère une perte de traction allant jusqu'à 10 %, ce qui souligne l'effet bénéfique des interactions aérodynamiques sur les performances du montage.

Une étude des champs de vitesse a été conduite dans la position +1X, lorsque le propulseur est reculé vers la queue de l'appareil d'un rayon d'hélice et aligné avec le centre rotor. En vol stationnaire, et comme lors de l'étude en position nominale, le propulseur est entièrement immergé dans le sillage rotor. Cette caractéristique explique pourquoi les performances du montage sont similaires pour les deux configurations. De même, les performances restent inchangées entre les deux configurations à grande vitesse. Dans les deux cas, le sillage du rotor passe au-dessus du propulseur et aucune interaction directe n'est observée pour $\mu \geq 0,12$.

Pour le cas de vol à faible vitesse, le changement de configuration génère une modification des interactions. En raison de l'augmentation de la distance horizontale entre l'avant du rotor et l'hélice, l'influence du sillage rotor sur le propulseur est légèrement plus marquée dans la position +1X. Alors que seule la moitié supérieure de l'hélice est immergée dans le sillage rotor en position nominale, environ 70% du propulseur est soumis à l'action directe du rotor en position reculée. Dans cette configuration, les variations d'efforts dans le plan de l'hélice sont aussi limitées.

6.1.5. Influence des interactions sur le fuselage

L'influence des interactions sur le fuselage a aussi été analys e. Pour l'ensemble des cas de vol, l'effet couplé des sillages des éléments tournants et du vent est mesuré. Ainsi, la symétrie du sillage rotor

est vérifiée pour le cas de vol stationnaire. Une dépression de l'ordre de 3 Pa a été mesurée en aval du propulseur sur les parties haute et basses du fuselage lorsque l'hélice tourne à vitesse nominale. L'influence majoritaire du sillage rotor sur la partie centrale, la plus large, du fuselage a aussi été mise en avant. Des variations de pression inférieures à 5 % ont été mesurées lors du déplacement du propulseur, soulignant la robustesse de l'écoulement.

A faible vitesse, une dépression est mesurée sur le fuselage en aval du propulseur, surtout pour la partie supérieure du carénage soumise à l'influence couplée du sillage rotor et du sillage propulseur. Dans ce cadre, les interactions de sillage ont été mises en évidence : le sillage propulseur bloque le développement du sillage rotor qui prédomine alors sur la partie supérieure, tandis que le sillage rotor pousse le sillage propulseur vers le bas de l'appareil. Pour ce cas de vol, les champs de pression sont cependant modifiés lors du déplacement du propulseur vers la queue de l'appareil : la dépression mesurée sur le haut du fuselage est diminuée jusqu'à 50 % par rapport à la valeur mesurée en position nominale, et l'influence du sillage rotor est augmentée sur les lignes centrales et inférieures. Le déplacement vertical ou latéral ne modifie cependant que marginalement le champ de pression sur le corps de l'appareil.

Les mesures de pression à grande vitesse ont montré l'influence accrue du rotor sur la partie supérieure du fuselage en raison du blocage assuré par le sillage propulseur. En parallèle, le sillage propulseur impacte la partie centrale du fuselage avant d'être repoussé par le sillage rotor sur la partie basse. Pour ce cas de vol, le champ de pression n'est que marginalement modifié suite au déplacement longitudinal, latéral ou vertical de l'hélice. Seule la position (+1X, -1Y) génère une augmentation de cette dépression consécutive de la diminution des interactions propulseur/fuselage.

6.2. Limites et approfondissement du projet

Cette thèse a permis dans un premier temps la mise en place d'un banc d'essai complet, et sa validation sur une enveloppe de vol large. Ces essais ont permis de comprendre les interactions rotor/propulseur et leur influence pour différentes configurations. Une analyse des champs de vitesse a été conduite sous la pale avançante du rotor principal. Cette étude a permis d'identifier l'influence du paramètre d'avancement et de la position du propulseur sur l'écoulement dans une zone située autour du propulseur. La poursuite de ce projet pourrait permettre d'explorer plus de configurations, ou d'analyser des plans différents autour de l'hélice. De même, un possible effet de la direction de rotation a été mis en avant. Dans ce cadre, il serait intéressant de conduire une étude PIV sous la pale reculante de l'hélicoptère.

Dans le même cadre, la symétrisation du banc d'essai pourrait permettre d'étudier les effets sous la pale avançante et la pale reculante simultanément. Cette caractéristique permettrait de limiter l'erreur expérimentale (calage de la vitesse de rotation du rotor principal, position du propulseur) tout en assurant que les conditions de vols soient exactement les mêmes pour les deux études. En outre,

l'étude en parallèle des deux côtés diminue le temps d'essais et donc les risques d'endommager l'hélicoptère dont le moteur est sensible à la chauffe.

Lors de l'étude de la bibliographie, le rôle fondamental de l'aile sur le développement des interactions autour de l'hélicoptère a été mis en avant. Cette thèse étant concentrée exclusivement sur l'analyse des interactions rotor/propulseur, il a été choisi de ne pas intégrer d'aile dans le montage. Ce travail a permis de comprendre le développement des interactions pour les cas de vol étudiés. Ainsi, une étude complémentaire pourrait être menée en intégrant une aile au montage pour étudier son effet sur les performances des rotors en fonction des conditions de vol. L'ajout de prises de pression sur l'aile permettrait de mettre en avant l'influence des interactions sur l'aile.

D'autres limites ont aussi été soulevées. Premièrement, bien que la maquette permette de retranscrire efficacement le comportement d'un hélicoptère taille réelle, sa représentation est limitée : bien qu'à priori négligeable dans les interactions rotor/rotor, le modèle utilisé ne comprend pas de fenêtre, de marchepied ou de train d'atterrissage par exemple. De même, le changement d'échelle mène à une modification des phénomènes aérodynamiques tels que le décollement sous l'effet du nombre de Reynolds. Pour faire face à cette limite, les transitions laminaire/turbulent peuvent être forcées expérimentalement. Ces montages n'ont cependant pas été mis en place lors de cette expérience.

Une étude de l'influence du vol par vent latéral serait aussi intéressante. En effet, en conditions réelles, l'hélicoptère évolue rarement sous un vent purement axial. Il est donc intéressant de prévoir les variations d'efforts résultantes de la mise en dérapage de l'appareil pour différentes vitesses de vent.

En parallèle, lors de la caractérisation du montage complet, une balance deux composantes a été utilisée pour le propulseur. Il a été montré que cette balance permet de gagner en précision grâce à un dimensionnement plus adapté. Cependant, ce choix ne permet pas d'analyser l'influence des interactions sur les efforts dans le plan de l'hélice qui jouent un rôle important dans la stabilité de l'appareil. Une étude complémentaire avec une balance six axes pourrait ainsi être menée pour étudier ce paramètre.

Enfin, l'analyse des résultats a montré que le calage manuel de la position du propulseur peut mener à des imprécisions. Dans ce cadre, il pourrait être intéressant de mettre en place une commande numérique pour déplacer le propulseur dans les trois axes afin de gagner en précision.

La base de données existante permet aussi l'analyse des phénomènes instationnaires. Une étude approfondie pourrait donc être menée pour souligner, notamment, l'influence du passage des pales. Un effort de généralisation des résultats doit aussi être mené pour retranscrire ce travail à d'autres montages.

7. Annexes

7.1. Caractérisation aérodynamique de l'hélice propulsive

La première étape de l'étude consiste à caractériser aérodynamiquement l'hélice propulsive (propulseur) présentée au chapitre 3.1.2 en fonction des conditions de vol. Les objectifs de ce chapitre sont multiples : 1) comprendre le fonctionnement de ce propulseur pour différentes configurations de vol, et 2) obtenir une base de données complète pour mettre en avant l'influence des interactions sur les performances du propulseur. Pour ce faire, le propulseur a été installé dans la soufflerie L2 comme l'illustre la Figure 7.1.

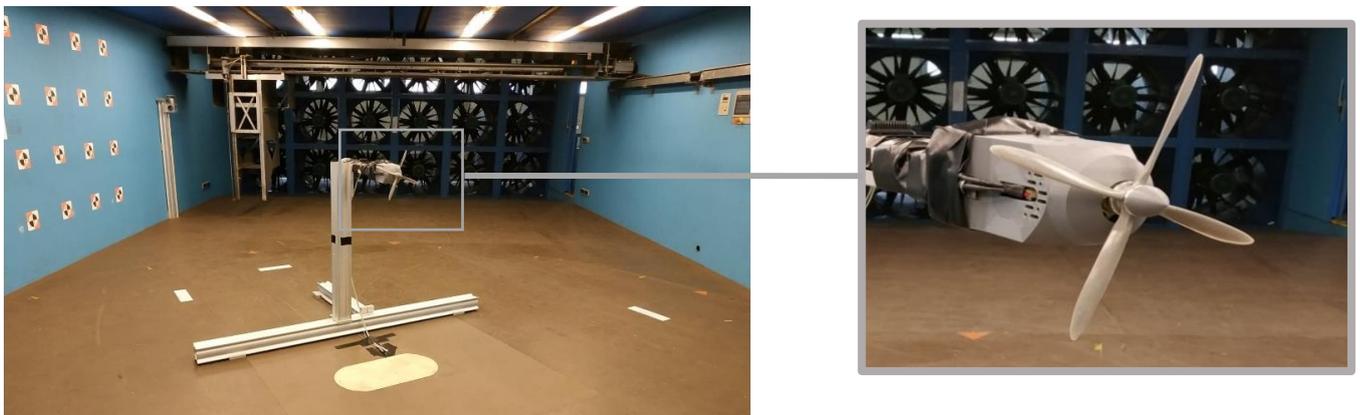


Figure 7.1 - Montage de l'hélice propulsive dans L2 (essai à +30°, hélice 11x09 avec carénage et avec cône)

Cette étude a pour premier objectif de souligner l'influence de la vitesse d'avancement en faisant varier la vitesse en veine de 0 m/s à 19 m/s.

Afin de déterminer l'influence de la vitesse de rotation de l'hélice sur ses performances, des mesures ont été réalisées pour des vitesses de rotation allant de 0 tr/mn à 9500 tr/mn. Compte tenu du montage expérimental, la vitesse de rotation de l'hélice est fixée avec une précision de ± 30 tr/mn. Ces mesures ont donc pour but l'édition de courbes de tendance en fonction des paramètres plutôt que l'obtention des points de mesures précis.

Sachant que l'hélice propulsive a un diamètre de 28 cm et est placée à plus de 2,5 m des parois latérales et à 6 m du nid d'abeilles et du diffuseur, les effets de parois sont supposés négligeables dans un premier temps. Le propulseur étant monté à 1,2 m du sol et dans l'axe de la soufflerie, les effets de sol (et de plafond) sont aussi négligés. De même, les effets de blocages sont négligés en raison des dimensions de l'installation : la surface du disque rotorique étant de 0,0616 m² et celle de la section de veine de 14,4 m², le rapport des surfaces est de 0,43 %. Or Barlow [66] a montré que l'obstruction est négligeable si le rapport des surfaces est inférieur à 5 %. L'ensemble de ces hypothèses sont vérifiées expérimentalement lors de la mise en dérapage du montage (§ 8.1.3.2) : le propulseur, alors

positionné face aux parois latérales, devrait voir ses propriétés sans vent inchangées si ces hypothèses sont correctes. L'effet des parois latérales sera aussi mis en avant lors de cette analyse.

Lors de la préparation des essais, le comportement aérodynamique de l'hélice choisie pour les expérimentations a été caractérisé sous PUMA afin d'identifier les points de fonctionnement les plus intéressants et d'isoler les cas potentiellement problématiques lors de la mise en dérapage.

En parallèle, des simulations de l'ensemble du montage rotor/hélice ont été conduites sous elsA et sous PUMA. Ce travail a été effectué en amont de la thèse par R. Boisard, et servira de référence dans ce manuscrit. Cette partie de l'étude est présentée plus en détail dans le §4. Cette étude numérique préliminaire a souligné que, en vol stationnaire, le sillage du rotor crée l'équivalent d'un écoulement ayant une vitesse de 14 m/s et rencontrant le propulseur avec un angle de dérapage de 90° . Une étude expérimentale spécifique du comportement aérodynamique du propulseur pour des flux incidents à $\psi = 90^\circ$ est donc conduite. Des angles de dérapages intermédiaires (0° , 15° , 30° et 45°) sont aussi simulés pour transcrire les effets des vents extérieurs. Une étude à $\psi = -30^\circ$ permet de vérifier la symétrie des performances du propulseur.

Les performances de deux hélices (APC 11x06-4 et APC11x09-4) sont comparées afin de déterminer l'influence de l'angle de calage sur les performances du propulseur pour des conditions de vol similaires. L'hélice la plus adaptée sera identifiée, et utilisée pour la caractérisation du montage complet.

L'effet du carénage et du cône d'hélice sur les performances aérodynamiques est aussi étudié.

La conduite de ces essais nécessite l'intervention de deux opérateurs : l'un pilote la soufflerie, et l'autre la vitesse de rotation de l'hélice et l'acquisition des données. L'opérateur situé dans la salle de contrôle de la soufflerie assure aussi un contrôle visuel sur le comportement du banc d'essai.

Lors des essais, les données suivantes sont acquises via l'interface LabVIEW : la vitesse de rotation de l'hélice, les forces (F_x , F_y et F_z), les moments (M_x , M_y et M_z), les vibrations latérales et horizontales, et la température pariétale de la balance. Une incertitude de l'ordre de 1 % émerge lors de la mesure du régime de rotation due à l'effet Hall. Les incertitudes de mesure de températures sont considérées négligeables. Grâce à une visualisation des résultats en temps réel avec l'interface LabVIEW, il est possible de fixer le régime de l'hélice tout en contrôlant les efforts et les vibrations afin d'éviter d'endommager la structure. Le post-traitement des essais est conduit à l'aide d'un script Python développé spécifiquement pour ces essais. Les résultats présentés dans ce chapitre sont des moyennes réalisées pendant 30 secondes avec une fréquence d'acquisition de 3000 Hz pour toutes les conditions de vol.

Sauf indication contraire, les résultats présentés dans ce chapitre sont exprimés dans le repère suivant : \vec{x} est dirigé vers l'avant du montage, et \vec{z} est orienté vers le haut.

7.1.1. Problématiques rencontrées et solutions apportées

7.1.1.1. Caractérisation vibratoire

Une étude fréquentielle par transformée de Fourier (FFT, Fast Fourier Transform) met en lumière des fréquences de résonance communes entre les efforts latéraux et les accéléromètres. Cette analyse montre que l'amplitude des vibrations est plus importante selon l'axe latéral (\vec{y}) que selon l'axe horizontal (\vec{x}). Ces variations sont d'autant plus conséquentes que la variation de température est marquée compte tenu de l'influence de la température sur la validité des mesures de la balance.

La Figure 7.2 montre les diagrammes de Campbell réalisés sur le montage sans vent. Lors de ces essais, le moteur est actionné avec un régime croissant et les mesures d'efforts sont enregistrées. Cette étude souligne la corrélation entre les fréquences de résonance du montage et la fréquence de rotation du moteur représentée par la droite rouge continue. Les droites pointillées mettent en avant l'émergence de fréquence de résonance pour les multiples et sous multiples de la fréquence de rotation du moteur : des modes de résonance sont visibles pour $[np ; n(p+1/3) ; n(p+2/3)]$ avec n la fréquence de rotation du moteur et p entier. Sachant que le moteur est composé de 8 bobines, aucune explication n'a été trouvée pour justifier la présence de fréquence de résonance pour les sous-multiples de trois identifiés. La présence d'un pic plus marqué pour $f=4n$ souligne la présence d'un balourd sur le moteur et/ou l'hélice. Des modes structures sont identifiés avec les droites verticales présentent à 50 Hz et 150 Hz. Des conclusions similaires peuvent être tirées en l'absence d'hélice, bien que des modes de résonance supplémentaires soient mis en exergue. Cette analyse met donc en avant l'influence majoritaire du moteur sur les phénomènes de résonance observés. L'hélice agit alors comme un poids qui amplifie les phénomènes de résonance existant.

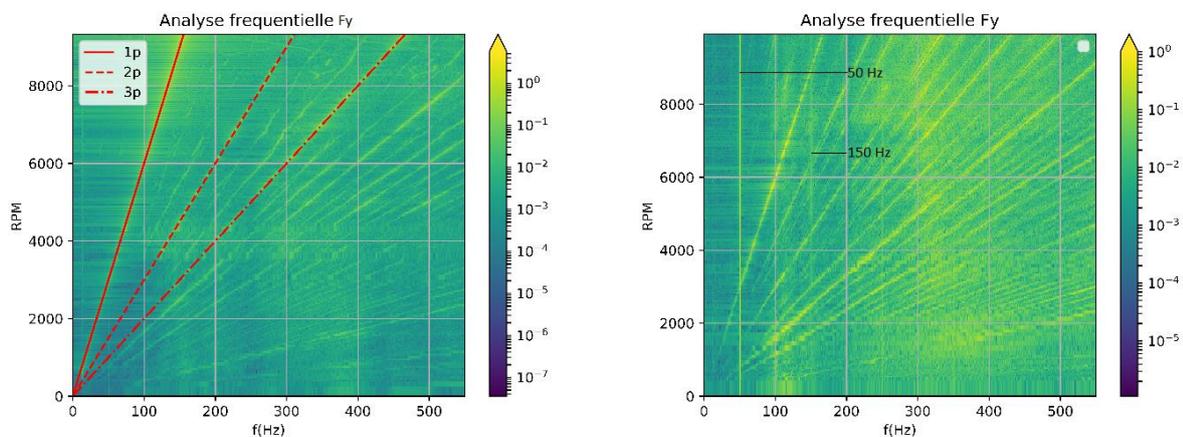


Figure 7.2 – Diagramme de Campbell sans vent, avec (gauche) et sans hélice (droite)

La Figure 7.3 permet de comparer les amplitudes des vibrations du montage avec et sans hélice en fonction de la vitesse de rotation du moteur. Cette analyse souligne qu'en l'absence d'hélice, les vibrations mesurées sont diminuées. Cette analyse met donc en avant l'amplification des phénomènes vibratoires causée par l'ajout de l'hélice.

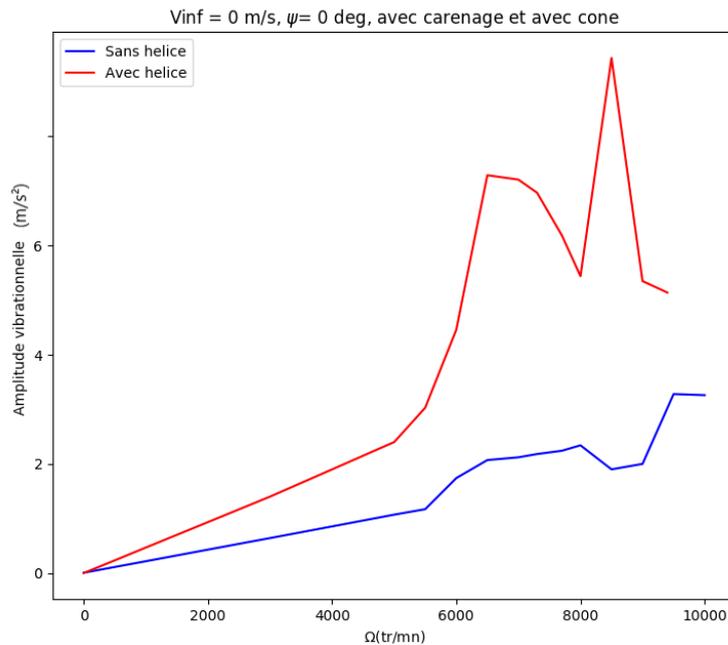


Figure 7.3 - Amplitude vibratoire en fonction du régime de l'hélice avec et sans hélice

Les variations importantes d'efforts et de moments, particulièrement dans le plan de l'hélice, peuvent remettre en cause la validité des mesures. En effet, la dispersion des mesures allant jusqu'à 100 N ne permet pas de mesurer efficacement des phénomènes de l'ordre de 1 N. Afin de limiter les erreurs de mesure, un filtre passe-bas de 6^{ème} ordre est appliqué à 150 Hz lors du dépouillement des essais. Cette valeur a été choisie afin de filtrer l'influence de la structure, pour laquelle des fréquences de résonance à 50 Hz et 150 Hz ont été identifiées.

Sur l'ensemble des courbes de ce chapitre, l'intervalle de confiance à 95 % est représenté en rouge pour chaque point de mesure. Cet intervalle est inférieur à 2 % pour l'ensemble des mesures de traction, ce qui la faible fluctuation des mesures pendant la durée de l'acquisition. Des écarts-types plus importants sont calculés pour les efforts dans le plan de l'hélice, ce qui remet en question la fiabilité des mesures.

Afin de limiter les erreurs de mesures, différentes bonnes pratiques ont été mises en place. Pour supprimer les effets d'inertie, un temps de stabilisation est observé à chaque changement de vitesse avant d'effectuer les premières mesures. Les valeurs de température, pression et humidité sont consignées à chaque changement de vitesse. Des mesures de répétabilité sont aussi réalisées pour

chaque série d'essai pour les points ($V_{inf}=0$ m/s, $\Omega=0$ tr/mn) et ($V_{inf}=0$ m/s, $\Omega=7656$ tr/mn), et sont discutées dans le §8.1.2.1.

7.1.1.2. Correction en température

Cette campagne d'essai étant la première menée sur le propulseur, le fonctionnement du montage et notamment de la balance n'était pas connu. La comparaison des premiers résultats avec les données numériques a mis en avant un mauvais conditionnement de la balance. Une fois la balance correctement conditionnée, d'autres divergences sont apparues au cours des mesures :

1. Lors de l'allumage de la soufflerie avec l'hélice à l'arrêt, la traction mesurée n'est pas nulle contrairement à ce qui est attendu. De plus, cette mesure est positive, ce qui revient à dire que le vent exercerait une traction sur le montage plutôt que la pression attendue ;
2. Des études de répétabilité ont montré des divergences allant jusqu'à 20N, soit 50 % de la traction maximale mesurée, entre le début et la fin des campagnes de mesures.

Plusieurs causes ont été investiguées. La réalisation des mêmes essais en vitesses croissantes puis en vitesses décroissantes a mis en avant une augmentation de la dérive avec le temps d'essai, ce qui souligne l'influence de la chauffe du moteur sur la validité des mesures. Comme illustré dans la Figure 7.4, la balance est fixée sur le stator du moteur et les transferts thermiques entre les deux entités métalliques sont importants. Afin de limiter ces effets, une plaque en bois contreplaqué a été insérée entre le moteur et le capteur de forces. Cette première opération a limité la dérive, sans pour autant l'annuler complètement.

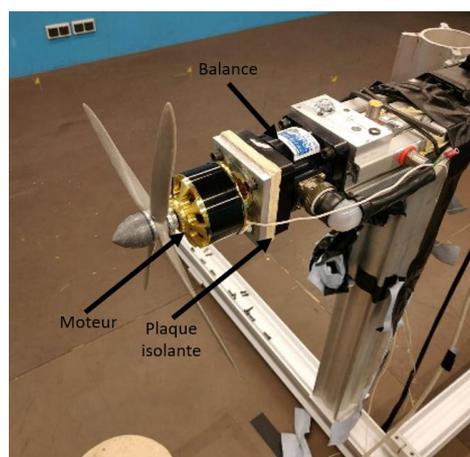


Figure 7.4 - Montage complet avec plaque isolante entre le moteur et la balance

Des mesures sans vent et sans rotation du propulseur ont permis de mesurer l'évolution des efforts mesurés en fonction de la température (Figure 7.5). Pour ce faire, le montage a été chauffé et

refroidi artificiellement pendant de longues périodes, et des variations d'efforts conséquentes ont été enregistrées. Quatre séries de mesures ont été effectuées dans des conditions différentes et une moyenne des résultats a été utilisée afin de déterminer des coefficients de correction à appliquer en post traitement pour corriger les effets de la température. Le coefficient $R^2 = 0,987$ souligne une bonne corrélation entre les données expérimentales et l'approximation linéaire utilisée. Cette correction donne de bons résultats comme le montre l'étude de la répétabilité (§8.1.2.1). Seul F_y présente de faibles variations non linéaires en fonction de la température, mais la correction limite grandement les divergences observées dans les mesures brutes. L'efficacité de la correction en température est discutée dans la section suivante.

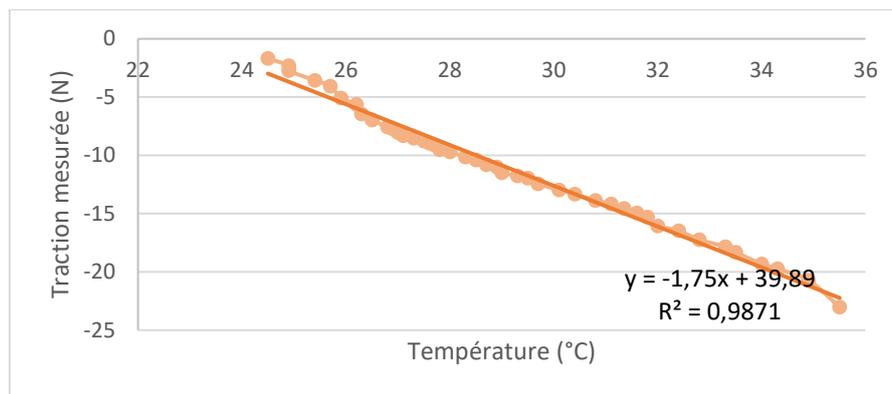


Figure 7.5 - Détermination du coefficient de correction de la traction en fonction de la température

7.1.2. Précision de mesure

Les données constructeur de la balance prévoient une non linéarité de 0,2 % de la pleine échelle, et une sensibilité transverse inférieure à 2 % de la pleine échelle. La traction maximale mesurable étant de 440 N, ces caractéristiques engendrent une imprécision de mesure de l'ordre de 10 N. Sachant que la traction maximale théorique attendue à 10 000 tr/mn est d'environ 30 N, un problème de surdimensionnement de la balance est mis en lumière. Une balance plus adaptée, mais ne fournissant que 2 composantes de mesures, dont les caractéristiques seront présentées dans le §4, a été choisie pour l'étude sur le montage complet

7.1.2.1. Répétabilité

Afin de vérifier la répétabilité des mesures, les points de référence ont été enregistrés au début et à la fin de chaque campagne de mesure :

1. $V_{inf} = 0$ m/s et $\Omega = 0$ tr/mn ;
2. $V_{inf} = 0$ m/s et $\Omega = 7730$ tr/mn.

La Figure 7.6 présente les mesures de traction initiales réalisées juste après la calibration de la balance, les mesures brutes réalisées à la fin des séries d'essais (répétabilité mesurée), et ces

mesures amendées avec les coefficients linéaires de correction en température déterminés dans le §8.1.1.2 (répétabilité corrigée).

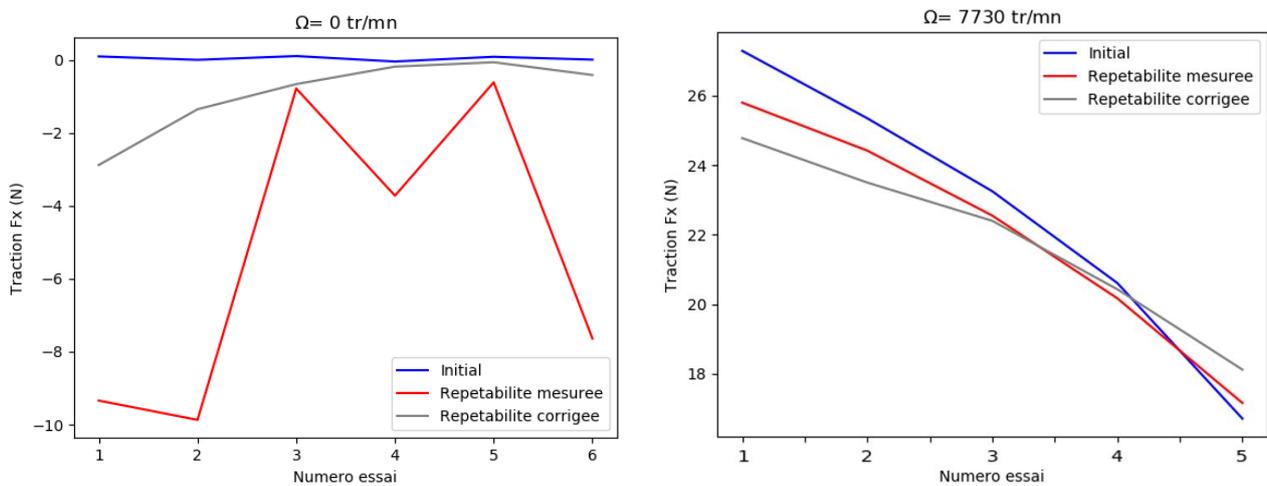


Figure 7.6 - Etude de la répétabilité des mesures de traction

Lorsque l'hélice est à l'arrêt (Figure gauche), des divergences importantes entre les mesures initiales et les mesures de répétabilité émergent. La correction linéaire appliquée limite grandement cette erreur mais ne l'annule pas entièrement. Ces écarts n'ont pas pu être explicitement reliés à des variations de température ou à d'autres paramètres. Outre la dérive de la balance, cette différence peut être expliquée par un temps d'attente entre la fin des essais et la mesure de répétabilité insuffisant pour permettre l'arrêt total de la circulation de l'écoulement dans le hall d'essai. Afin de limiter les erreurs de mesures liées à la dérive des jauges, une remise à zéro de l'offset est réalisée au début de chaque série de mesure.

Lorsque l'hélice est activée (Figure 7.7) une bonne concordance entre les mesures initiales et les études de répétabilité est observée. L'ajout d'un coefficient de correction impacte peu cette concordance. L'ajout d'un facteur de correction réduit très légèrement l'erreur de mesure des efforts latéraux pour toutes les vitesses de rotation, mais un écart conséquent avec les mesures initiales demeure. Les coefficients de corrections des moments étant très faibles (de l'ordre de 10^{-4}), ces mesures ne sont que peu impactées par les variations de température.

Il est à noter que l'ensemble des mesures présentées sur les efforts dans le plan est bien inférieur à l'incertitude de mesure. Ces mesures et les interprétations liées sont donc questionnables.

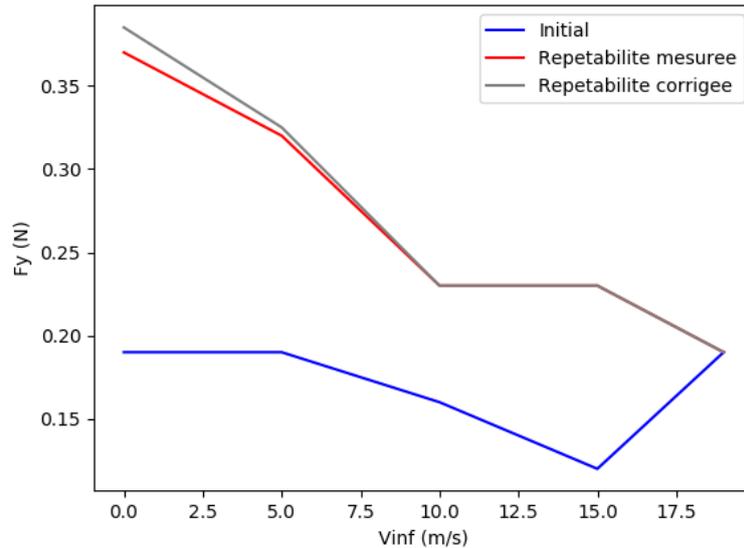


Figure 7.7 - Etude de la répétabilité des mesures d'efforts latéraux

7.1.2.2. Influence du carénage et du cône

Un carénage a été ajouté autour de l'ensemble moteur/balance. L'objectif est d'isoler l'effet du souffle de l'hélice sur la structure, des efforts aérodynamiques des pales pour assurer la précision des mesures. Un cône en amont de l'hélice a aussi été mis en place afin d'améliorer l'homogénéité de l'écoulement. Ces deux montages ont été réalisés en impression 3D (Figure 7.8 et Figure 7.9). Le composé utilisé est l'acide poly lactique (PLA), matériau d'origine végétale largement utilisé pour des applications jusqu'à 60°C. La température maximale mesurée à la paroi de la balance étant inférieure à 35 °C pour cette étude, aucun problème de déformation des composants plastiques n'est à prévoir. L'efficacité du cône et du carénage est discutée dans ce paragraphe.

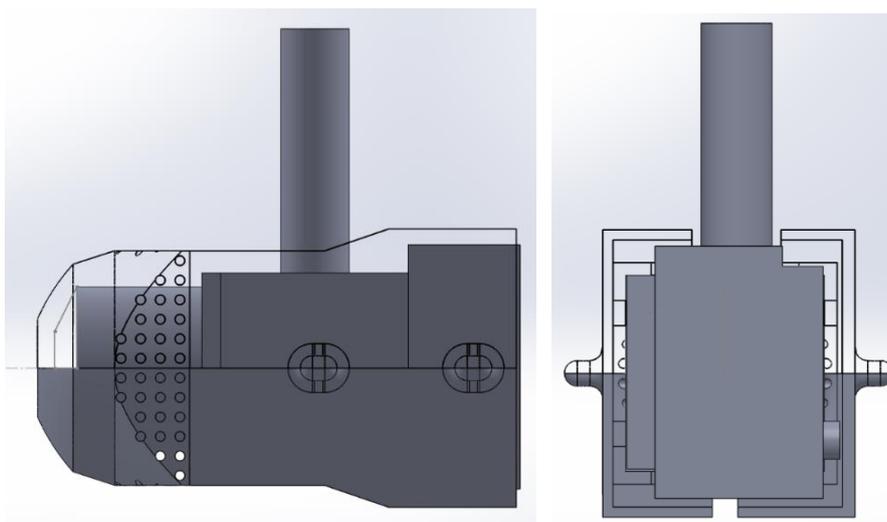


Figure 7.8 - Carénage et son positionnement autour de l'ensemble balance/moteur

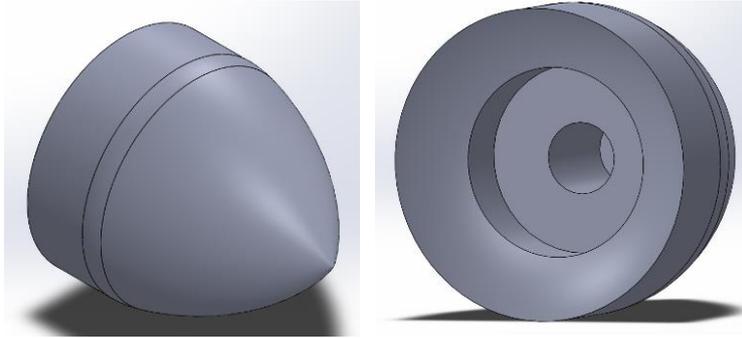


Figure 7.9 - Cône d'hélice



Figure 7.10 - Montage de l'hélice sans (gauche) et avec (droite) le cône et le carénage

Il peut être noté que l'obstruction causée par le carénage est importante. Son influence sera discutée dans la suite de ce chapitre. Compte tenu des dimensions du moteur et de la balance, ses dimensions n'ont cependant pas pu être réduite.

La Figure 7.11 présente les variations entre la traction mesurée sur le propulseur équipé du carénage et du cône, et celle du montage sans carénage ou sans cône. Pour les essais présentés, l'influence isolée de chaque composant est mesurée : lors de l'étude sans carénage le cône est installé sur le montage, et inversement. Pour faciliter la lecture et mettre en avant les variations de traction, une différence de F_x est calculée grâce à la formule suivante :

$$\Delta F_x = F_x - F_x(\text{cas nominal})$$

Pour cette partie de l'étude, le cas nominal est celui conduit avec le carénage et avec le cône. Les efforts dans le plan étant inférieurs à 1 N, les courbes de F_y et F_z de la suite de ce chapitre sont présentées sans réaliser cette opération.

En l'absence de carénage, la traction mesurée est diminuée (courbe bleue) : une différence allant jusqu'à 5 N est observée, alors que la traction maximale mesurée sur le montage complet est de l'ordre de 30 N. L'absence de carénage génère donc une baisse de traction supérieure à 15 % pour les cas les plus défavorables. Ce décalage met en lumière une force négative causée par l'interaction entre le sillage de l'hélice et la face avant du moteur. Cette première analyse souligne donc l'importance du carénage, qui améliore la justesse des mesures en isolant l'ensemble moteur/balance : ainsi le souffle de l'hélice est décorrélé des mesures d'efforts.

Les courbes jaunes montrent la diminution de traction en l'absence de cône, particulièrement pour l'étude sans vent. L'ajout du cône permet une meilleure pénétration de l'écoulement, et de meilleures performances de l'hélice.

Lors de l'ajout du vent, une traction non nulle est mesurée lorsque le propulseur est à l'arrêt. Ceci met en avant l'influence du vent sur la face avant du moteur (courbe bleue en l'absence de carénage), et sur l'écrou de bout d'arbre (courbe jaune en l'absence de cône). Il peut aussi être noté que la traction mesurée sans carénage ne dépend pas de la vitesse de vent, ce qui souligne l'influence majoritaire du souffle de l'hélice.

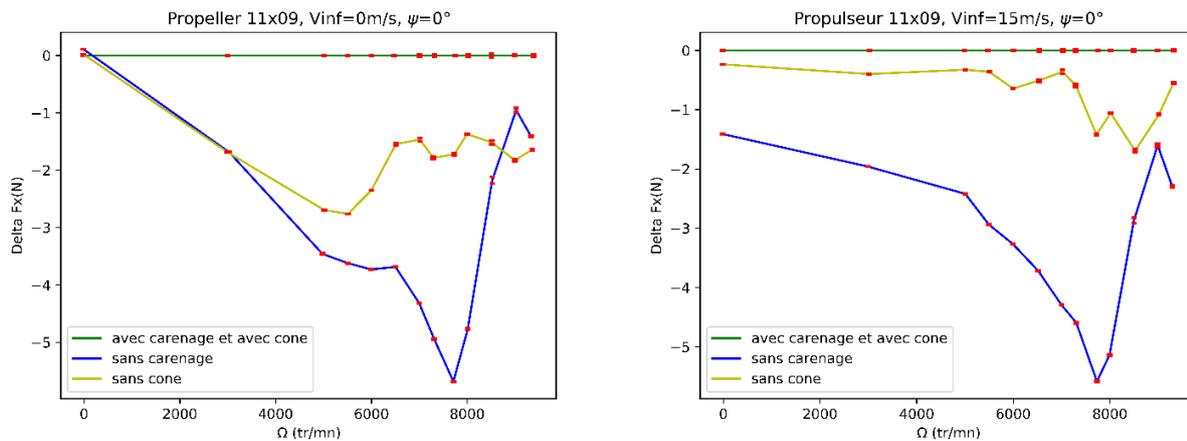


Figure 7.11 – Influence du carénage et du cône d'hélice sur la traction moyenne en fonction du régime de l'hélice

Les phénomènes vibratoires ne sont pas influencés par le cône d'hélice, mais sont réduits à haut régime par l'ajout d'un carénage (Figure 7.12). Cette caractéristique est causée principalement par le changement du point d'impact du souffle de l'hélice sur le montage.

A noter que sur les modèles taille réelle, cette fonction est assurée par la nacelle située à l'arrière (Eurocopter X3) ou à l'avant (Airbus Helicopters RACER) du propulseur. L'influence du carénage et du cône est donc discutée uniquement dans le cadre de la mise en place du banc expérimental.

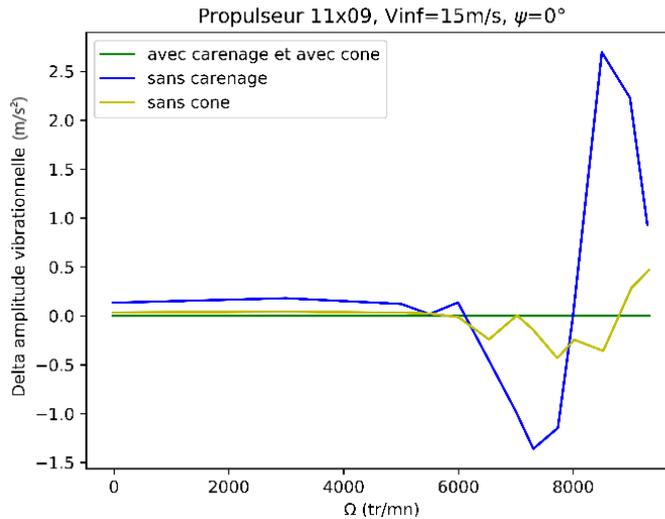


Figure 7.12 - Influence du cône d'hélice sur les vibrations en fonction du régime de l'hélice

Cette analyse a donc mis en avant les gains de précision de mesure conséquents grâce la mise en place d'un cône et d'un carénage sur la structure. Outre l'augmentation de la traction du propulseur, ces dispositifs permettent de limiter les efforts dans le plan et les vibrations. Le carénage permet aussi d'isoler la mesure d'efforts aérodynamiques de l'hélice du souffle du propulseur sur le montage. Le carénage et le cône d'hélice seront donc conservés pour le reste de l'étude.

7.1.3. Résultats

7.1.3.1. Effets de la vitesse de vent et du régime de rotation de l'hélice

Afin d'identifier l'influence de la vitesse infinie (V_{inf}) et du régime de rotation (Ω) sur les performances du propulseur, des essais ont été réalisés à dérapage nul pour des vitesses de vent de 0 m/s à 19 m/s et des vitesses de rotation variant de 0 tr/mn à 9500 tr/mn. Ces mesures seront comparées, dans les §4 et §5, aux mesures sur le montage complet pour souligner l'influence des interactions aérodynamiques sur le propulseur.

La Figure 7.13 illustre l'évolution de la traction du propulseur lors de l'augmentation de la vitesse de rotation. La mesure sans vent et sans mise en rotation valide l'absence d'offset des mesures. La comparaison des mesures au point de fonctionnement nominal tel que défini pour les approches numériques ($\Omega = 7632$ tr/mn) souligne que l'augmentation de la vitesse infinie engendre une perte de poussée de l'hélice en raison de la diminution de l'angle d'attaque de l'écoulement sur la pale. Ce phénomène est retrouvé sur les propulseurs taille réelle pour lesquels un ajustement de la vitesse de rotation des voilures tournantes ou de l'angle de pas doit être effectué pour conserver une poussée constante malgré la modification du vent incident.

Pour souligner l'influence des différents paramètres de vol sur les efforts, des coefficients adimensionnés sont introduits. Nous savons que la force est fonction de la vitesse de vent (V), de la vitesse de rotation de l'hélice (Ω), du rayon de l'hélice (R), de la masse volumique de l'air (ρ) et de sa viscosité (ν). Ainsi, le coefficient de force est défini par :

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2(\pi R^2)} = f\left(\frac{V}{\Omega R}, \frac{\nu}{\Omega R^2}\right)$$

Avec :

$$\tan(\beta) = \frac{\Omega R}{V}$$

$$\frac{1}{Re} = \frac{\nu}{\Omega R^2}$$

Avec β l'angle d'incidence du flux, et Re le nombre de Reynolds. Sachant que la masse volumique et la viscosité sont supposées constantes pour l'ensemble de l'étude, nous pouvons donc en déduire :

$$F = f(Re, \beta) \cdot \Omega^2$$

Ces coefficients permettent donc de corréler l'évolution des efforts selon le carré de la vitesse de rotation pour une vitesse de vent donnée. Cette caractéristique est retrouvée dans la Figure 7.13.

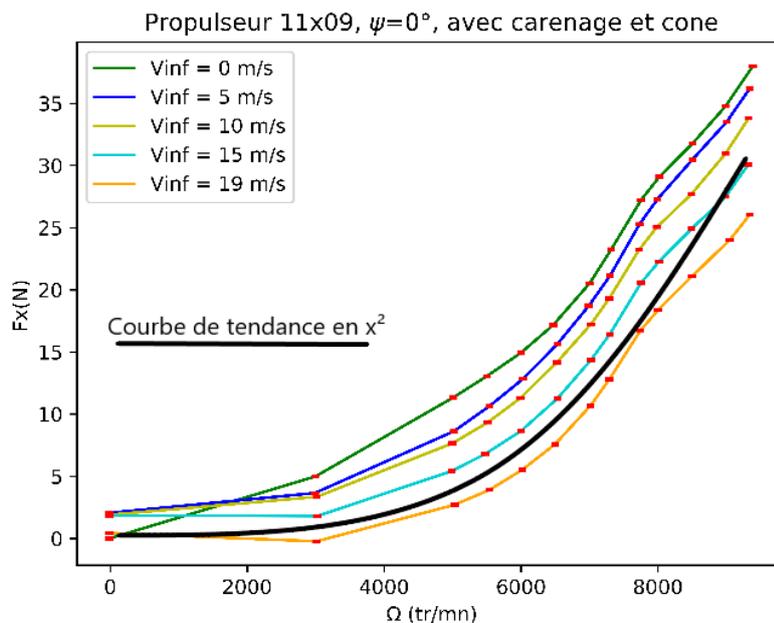


Figure 7.13 - Traction moyenne en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies

La Figure 7.14 souligne la présence d'efforts latéraux faibles. La présence d'efforts latéraux peut être due à un balourd sur l'ensemble tournant moteur/hélice, à la non-symétrie du vent incident consécutive du mauvais réglage de la plateforme tournante, ou à l'effet du banc de mesure asymétrique qui bloque le développement du sillage de l'hélice. Cette influence semblerait maximale lorsque la vitesse de vent est faible.

Des pics d'efforts sont aussi observés à 6500 tr/mn et à 8500 tr/mn. Des minimums locaux apparaissent, et sont entourés de maximums globaux et locaux. Les efforts sont dirigés vers le bas pour les fonctionnements à régimes élevés. Cependant des écarts-types importants pour les mesures dans le plan remettent en cause la validité des conclusions concernant ces efforts. Pour obtenir un intervalle de confiance à 95 % le plus faible possible, les mesures sont réalisées pendant 30 secondes à une fréquence d'acquisition de 3000 Hz, ce qui permet d'obtenir 90 000 points par configuration de vol étudiée.

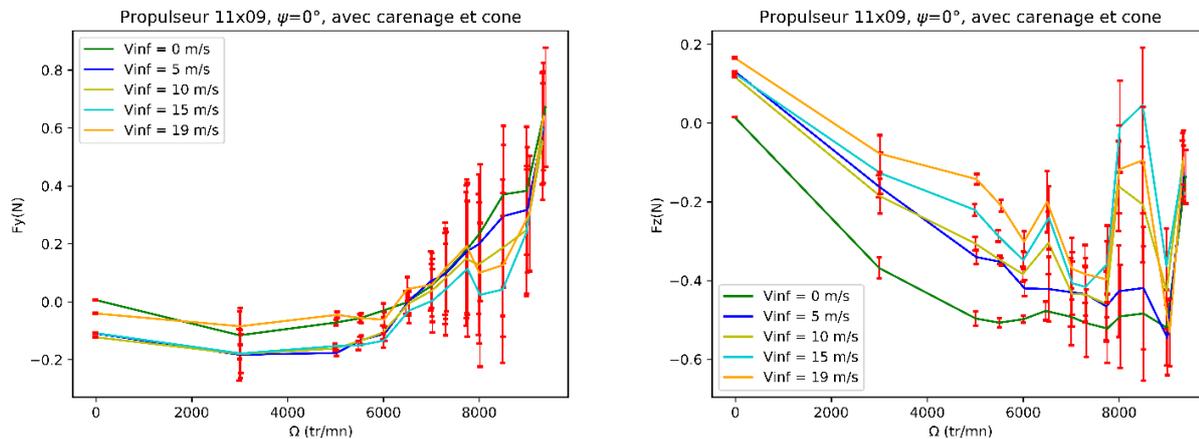


Figure 7.14 - Efforts latéraux moyens en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies

Le couple M_x , mesurant la résistance de l'hélice en mouvement, évolue paraboliquement avec le régime de l'hélice (Figure 7.15). Les faibles variations observées prouvent que l'augmentation de la vitesse de vent génère une diminution du couple résistant pour de faibles régimes de rotation, ce qui est cohérent avec les mesures de traction présentées au début de cette section.

Cette caractéristique est observée lors de la conduite des essais : l'accélération du vent augmente la vitesse de rotation maximale atteignable par l'hélice avec le dispositif expérimental à disposition. De plus, la vitesse minimale accessible lors de la mise en rotation du propulseur est plus importante lors de l'augmentation de la vitesse de vent, prouvant que la composante de vitesse horizontale de l'écoulement incident facilite la mise en rotation du propulseur. Comme pour les mesures de traction, l'incertitude de mesure liée au couple résistant est faible.

Comme pour les efforts dans le plan, les moments M_y et M_z sont très faibles et les erreurs de mesure liées sont importantes, ce qui rend les conclusions suivantes discutables. En effet, la théorie veut que les efforts dans le plan d'une hélice isolée soient nuls : ces valeurs reflètent donc l'influence de l'intrusivité du banc et les erreurs de mesure. L'augmentation de la vitesse infinie augmente les moments latéraux pour toutes les vitesses de rotation. En parallèle, la modification du régime de l'hélice impacte la stabilité des mesures : des minimums et des maximums locaux sont observés aux points de fonctionnement identifiés précédemment.

Les courbes de M_z sont quant à elles difficilement exploitables : alors qu'en l'absence de vent l'augmentation du régime engendre une augmentation du moment, l'inverse est observé pour les vitesses de vent plus élevées. Pour des vents de vitesse intermédiaire, le moment vertical est quasi constant quel que soit régime considéré. En l'absence de dérapage pour cette partie de l'étude, ces moments résultent uniquement de balourd, de vent non symétriques et d'effet d'installation comme évoqué lors de l'analyse des efforts dans le plan.

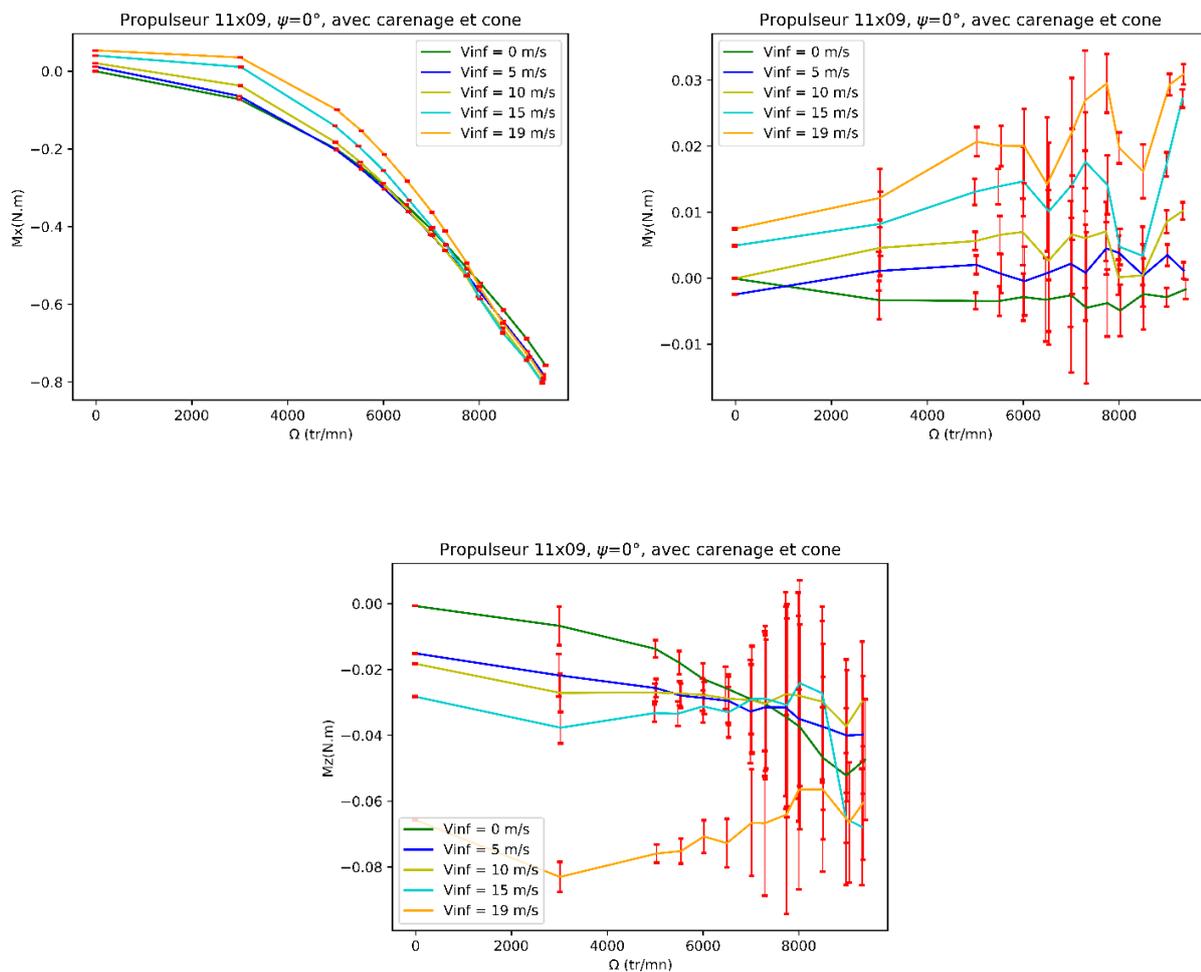


Figure 7.15 - Moments moyens en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies

Pour limiter l'usure et assurer la sécurité du montage, une analyse du spectre vibratoire est menée (Figure 7.16). Compte tenu de l'installation utilisée, les vibrations mesurées comprennent à la fois les vibrations propres à l'hélice et celles générées par l'impact de l'écoulement sur le mât support. Les vibrations augmentent fortement avec la vitesse de rotation. D'un autre côté, la vitesse d'avancement n'influe pas sur les phénomènes vibratoires selon l'axe y : seule une augmentation de l'amplitude du pic à 7300 tr/mn est observée sur l'axe \vec{z} en l'absence de vent.

Comme pour les efforts dans le plan, des maximums sont atteints pour $\Omega = 7300$ tr/mn et $\Omega = 8500$ tr/mn, et le point de fonctionnement optimal pour éviter ces phénomènes se situe entre 7700 tr/mn et 8000 tr/mn. Cette caractéristique couplée à une analyse fréquentielle fait ressortir des phénomènes de résonance importants, dont l'impact sur les mesures a été limité par l'application d'un filtre passe-bas.

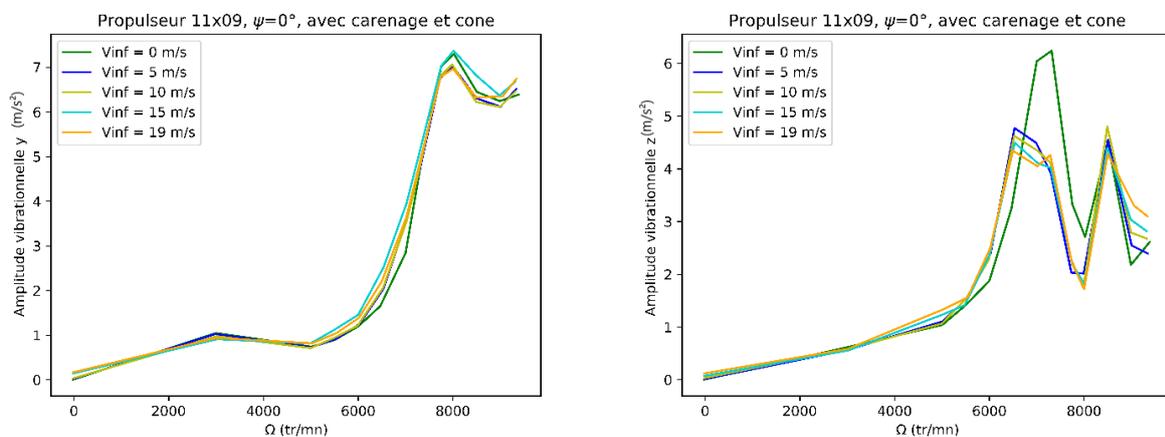


Figure 7.16 - Amplitude des vibrations en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies

Cette première étude a mis en avant l'augmentation de la traction (F_x) et du couple résistant (M_x) avec le régime de l'hélice, tandis que l'accélération du vent engendre une diminution de ces deux composantes. Un déséquilibre dont le niveau augmente avec la vitesse de rotation de l'hélice a été souligné. Du point de vue vibratoire, le cas le plus défavorable se situe autour du régime nominal soit à 7632 tr/mn. Les vibrations et les efforts dans le plan hélice ayant des fréquences de résonance communes, un filtrage a été appliqué pour limiter les dispersions de mesure.

Le point de fonctionnement optimal pour limiter les erreurs de mesures a été identifié à 8000 tr/mn pour des vitesses de vent importantes.

7.1.3.2. Etude en fonction de l'angle de dérapage

Pour caractériser les performances de l'hélice sous l'influence de vents extérieurs, des essais sont conduits à des angles de dérapage de 15°, 30° et 45°. Ces essais sont particulièrement importants pour

un appareil capable de maintenir un vol stationnaire, car le sillage rotor créé l'équivalent d'un écoulement à 90° comme démontré dans les §4 et 5. Des essais à $\psi = 90^\circ$ sont aussi réalisés pour simuler les interactions directes causées par le sillage du rotor sur le propulseur.

Aux erreurs de mesure près, la traction mesurée reste inchangée à vitesse nulle quel que soit l'angle de dérapage (Figure 7.17), ce qui valide l'hypothèse d'absence d'effets de paroi. A paramètre d'avancement élevé, la traction augmente avec la mise en dérapage de l'hélice. La traction maximale est obtenue pour le montage à $\psi = 90^\circ$, avec une traction 15 % supérieure à celle mesurée dans la configuration nominale. Or les études numériques estiment qu'en vol stationnaire, le sillage du rotor impacte le propulseur à 14 m/s avec un angle de dérapage de 90° . Cette première observation montre que l'anti-couple fourni en vol stationnaire devrait être plus important grâce aux interactions. Cette conclusion sera vérifiée lors des mesures sur le montage complet.

Cependant, lorsque le propulseur est à l'arrêt et en l'absence de vent, la traction mesurée devrait être nulle. Cette caractéristique n'est pas observée pour l'ensemble des essais de l'étude préliminaire, soulignant la présence possible d'erreurs de mesure. Il a été choisi de ne pas corriger manuellement le décalage lors du post-traitement des essais pour rendre compte des incertitudes de mesures, mais il peut être noté que les effets à 45° seraient plus importants avec cette correction. Cette étude a mis en avant le fait que la balance choisie n'était pas entièrement adaptée aux besoins de l'étude, et a motivé son remplacement pour la suite du travail. Les résultats obtenus dans ce chapitre permettent tout de même d'obtenir des informations qualitatives sur l'évolution des performances du propulseur en fonction des conditions de vol.

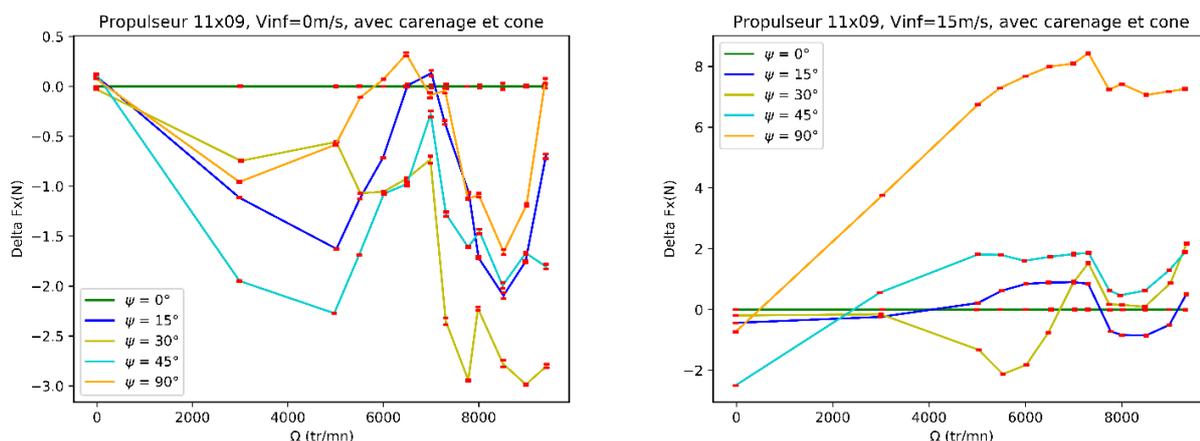


Figure 7.17 – Influence de l'angle de dérapage sur la traction moyenne en fonction du régime de l'hélice

Les efforts latéraux F_y dépendent de l'angle de dérapage ψ . Ces efforts augmentent quasi-paraboliquement avec le régime de l'hélice (Figure 7.18). La dissymétrie entre la pale avançante et la pale reculante, ainsi que la dissymétrie du sillage de l'hélice, sont ainsi mises en avant. L'effet induit du sillage peut aussi jouer un rôle mineur sur les efforts latéraux. Des pics de mesures apparaissent aux points de fonctionnement identifiés à dérapage nul.

D'un autre côté, les efforts verticaux F_z augmentent très nettement avec la mise en dérapage, jusqu'à atteindre un maximum pour $\psi = 45^\circ$. Comme pour le montage à dérapage nul, des pics d'efforts sont observés pour des régimes de 7000 tr/mn et 8500 tr/mn.

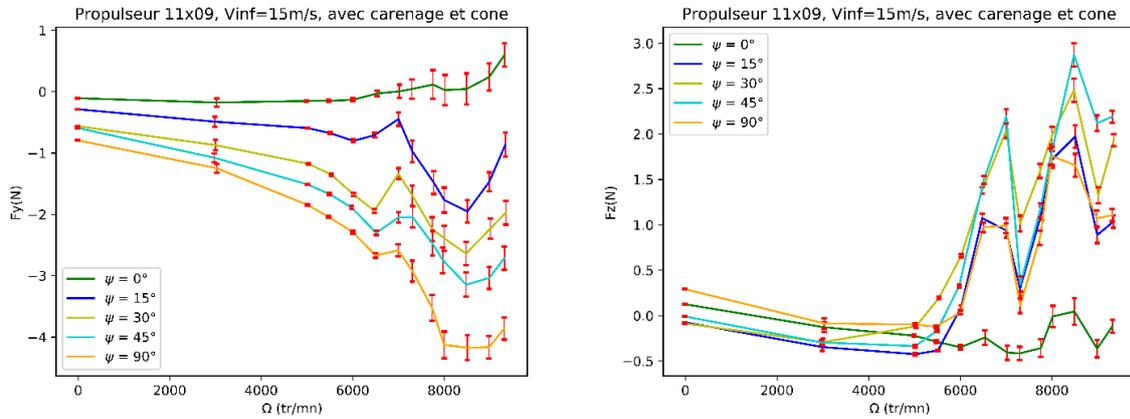


Figure 7.18 - Influence de l'angle de dérapage sur les efforts latéraux en fonction du régime de l'hélice

Les mesures expérimentales (Figure 7.19) montrent que l'augmentation de l'angle de dérapage n'a pas d'influence marquée sur l'amplitude des vibrations car les mêmes pics que ceux observés pour les efforts dans le plan sont mesurés. Cette observation est causée par la prédominance des effets de résonance sur les phénomènes vibratoires observés.

Sachant que l'effet induit du sillage est fonction inverse de la distance avec l'hélice, une interaction forte entre l'hélice et son sillage pour des fonctionnements à angle de dérapage élevé est observée. Cette caractéristique est illustrée dans la Figure 7.20 qui montre le développement du sillage du propulseur pour $\psi = 0^\circ$ (gauche) et $\psi = 90^\circ$ (droite) issu d'une simulation conduite avec le code PUMA. Gamma représente ici la circulation locale de l'écoulement. Alors que le sillage évolue en aval de l'hélice pour le cas à dérapage nul, de très fortes interactions sont observées entre les pales et le sillage lorsque le vent évolue perpendiculairement au plan de l'hélice.

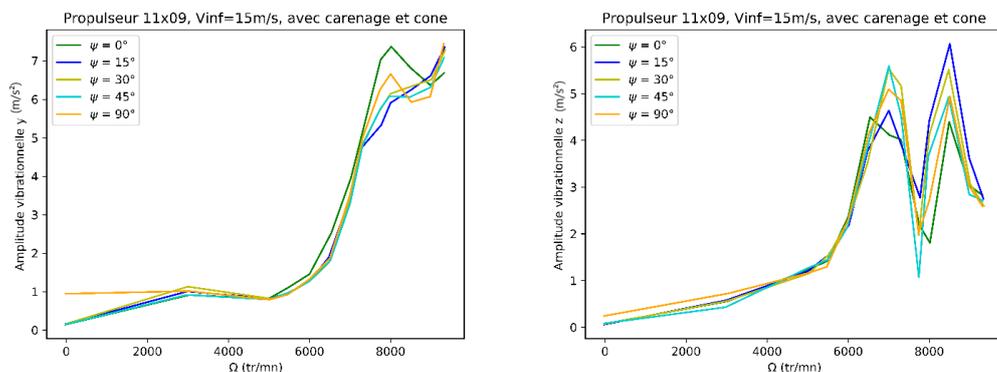


Figure 7.19 - Influence de l'angle de dérapage sur l'amplitude vibratoire en fonction du régime de l'hélice

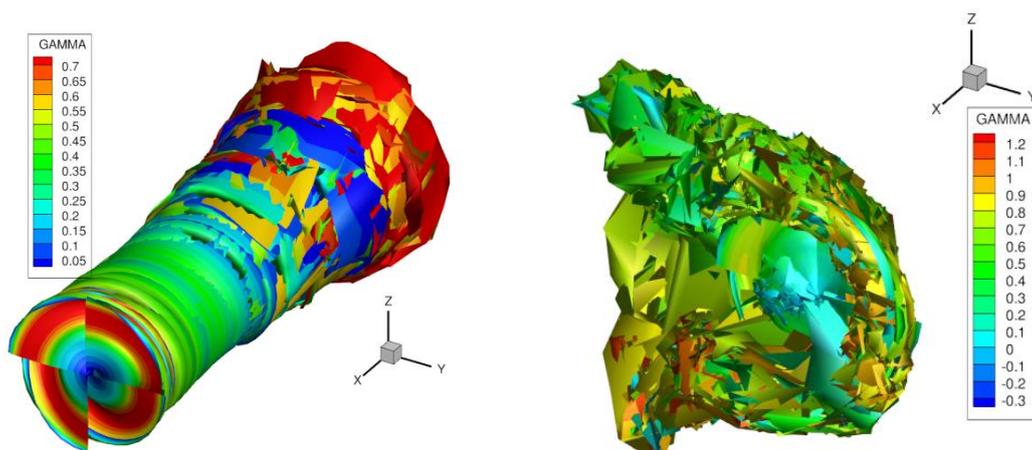


Figure 7.20 – Panneaux de sillage colorés par la circulation pour une implantation à $\psi = 0^\circ$ (gauche) et à $\psi = 90^\circ$ (droite) pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$ et $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$

Cette étude met donc en avant que la minimisation de l'angle de dérapage en positionnant l'appareil face au vent en vol stationnaire permet d'assurer la stabilité de la machine tout en minimisant les contraintes sur les paliers de roulements et in fine l'usure du montage. En effet, les efforts latéraux et verticaux génèrent des moments autour du centre de gravité de l'appareil qui doivent être compensés pour conserver la stabilité de l'appareil.

Cependant, lors de l'installation sur le montage complet, le propulseur subit un flux à 90° causé par le sillage rotor en vol stationnaire. Dans ce cas, la configuration de vol la plus favorable pour limiter l'usure du montage complet est le vol d'avancement à grande vitesse, ce qui rejoint les résultats de simulations numériques qui mettent en avant la quasi-absence d'interactions pour un écoulement incident à partir de 14 m/s .

7.1.3.3. Etude de la symétrie des efforts

Afin d'étudier la symétrie des efforts résultants, la campagne de mesure réalisée avec $\psi = 30^\circ$ est répétée à $\psi = -30^\circ$. Le montage à dérapage négatif génère une traction environ 2 % supérieure à celle proposée par le montage à $\psi = 30^\circ$ (Figure 7.21). Bien que négligeable dans la validation de l'hypothèse de symétrie, cette différence s'explique par :

- Un positionnement imprécis de l'angle de dérapage de l'hélice dans la soufflerie ;
- L'influence du banc de mesure intrusif et asymétrique ;
- Une imprécision lors de la mesure et/ou de la correction en température.

Alors que les deux courbes d'efforts latéraux sont symétriques pour les régimes faibles (Figure 7.22), elles deviennent antisymétriques à partir de 6500 tr/mn . Ce point de fonctionnement présente le premier pic de résonance pour le montage en dérapage positif. Aussi, le montage en dérapage

négatif génère des variations moins importantes que son symétrique. Les efforts verticaux présentent quant à eux un décalage important entre les deux montages : pour l'installation à dérapage négatif les efforts verticaux sont maximaux pour des régimes faibles, tandis que pour les montages en dérapage positif les efforts sont quasi nuls pour les faibles régimes de fonctionnement mais sont maximums et avec de grandes variations pour les régimes élevés. Ces différences peuvent s'expliquer par un mauvais réglage de l'offset de la balance au début de l'essai, et ne sont donc pas considérées pour l'analyse.

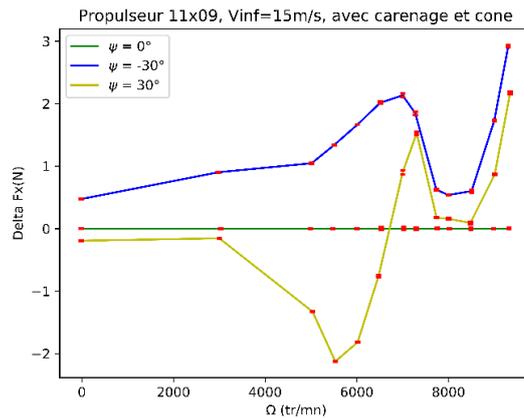


Figure 7.21 - Traction moyenne en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques

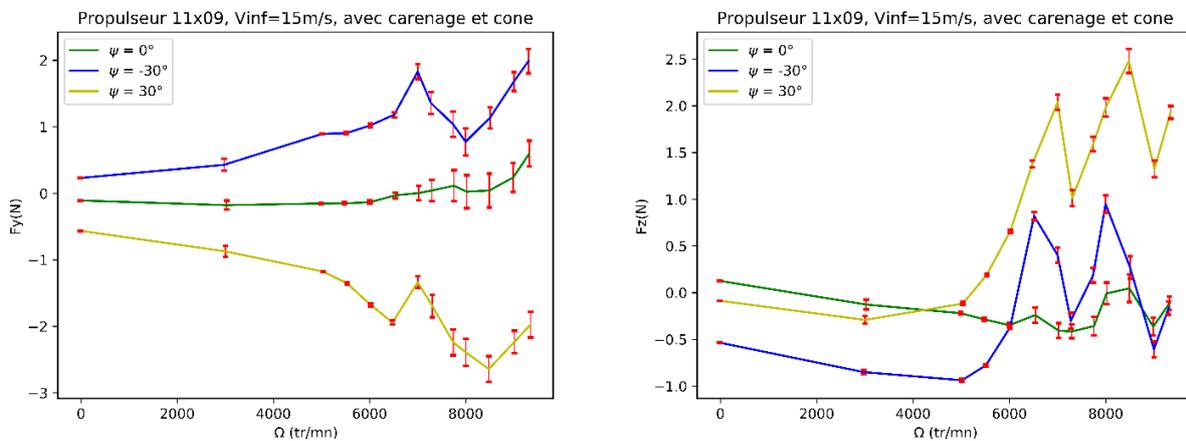


Figure 7.22 - Efforts moyens dans le plan en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques

Bien qu'atténuée, l'apparition de pics est aussi constatée sur les moments. Comme attendu, les amplitudes des vibrations sont similaires pour les deux montages (Figure 7.23).

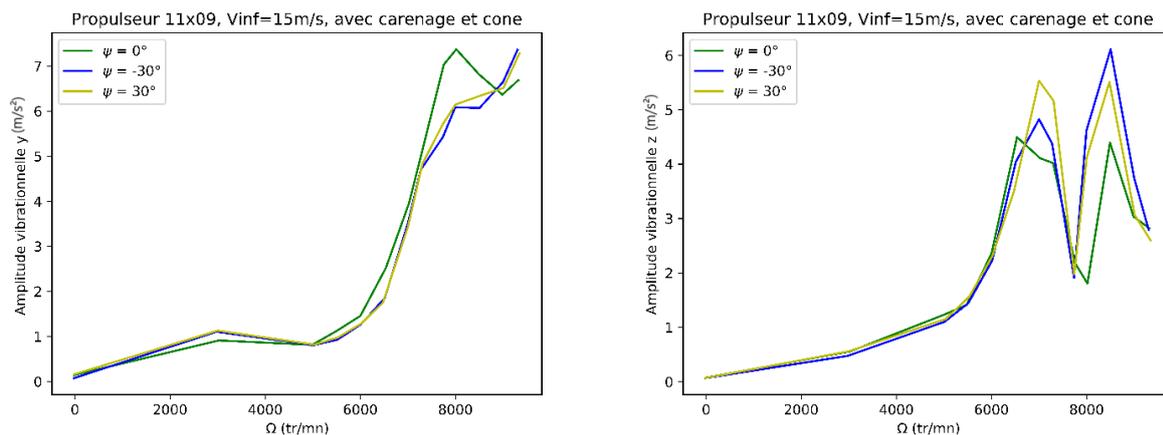


Figure 7.23 - Amplitude vibratoire en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques

Compte tenu des résultats et malgré les incertitudes expérimentales, avec notamment un banc de mesure fortement asymétrique et intrusif, l'hypothèse de symétrie des efforts est vérifiée.

7.1.3.4. Comparaison des performances des deux hélices

Afin de déterminer le propulseur le plus adapté à utiliser pour le montage complet, la caractérisation est répétée en changeant le profil d'hélice : alors que la référence 11x09-4 était utilisée pour l'ensemble des essais précédents, le propulseur 11x06-4 est mis en place pour cette dernière étude. La seule différence entre les deux hélices est l'angle de calage, respectivement de 9° et de 6° . Les essais sont réalisés sans dérapage sur l'ensemble de la gamme de vitesse de vent et de régime de rotation.

Comme attendu suite à l'augmentation du calage des pales, le propulseur 11x09 génère une traction plus importante quelles que soient les conditions de vol considérées (Figure 7.24). Cette caractéristique est d'autant plus marquée que la vitesse de vent est importante. Une augmentation des efforts latéraux et de leurs variations en fonction du régime de l'hélice est aussi soulignée pour le propulseur 11x06 (Figure 7.25). Cette caractéristique est probablement causée par un balourd plus important sur cette hélice, mais il a été choisi de ne pas explorer cette hypothèse car le propulseur 11x06 répond moins bien aux besoins. D'un autre côté, l'hélice 11x06 génère moins de vibration pour $\Omega \geq 6000$ tr/mn en raison du sillage résultant limité et des efforts diminués (Figure 7.26).

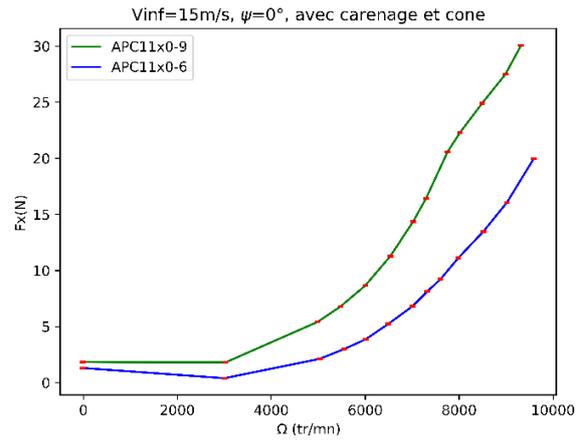
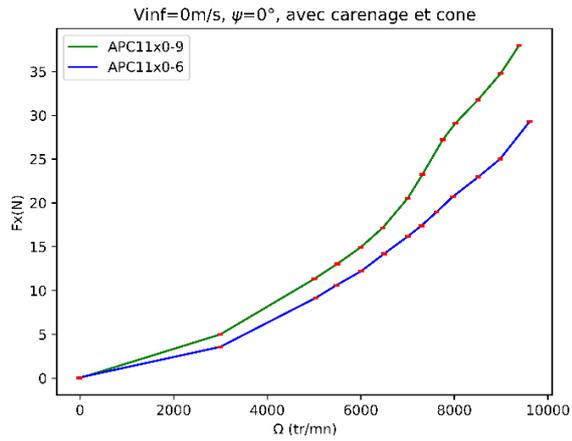


Figure 7.24 – Influence du calage de l’hélice sur la traction moyenne en fonction du régime de rotation pour différentes vitesses de vent

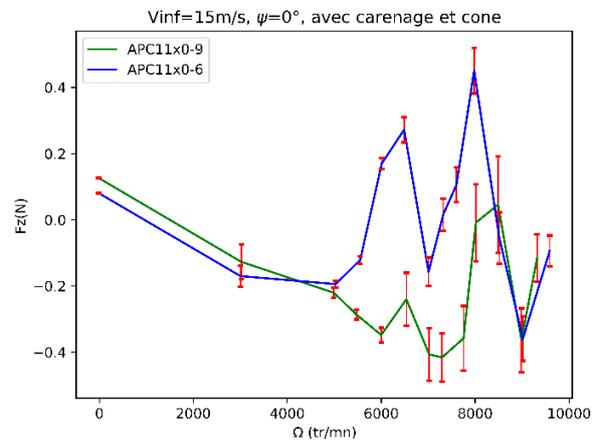
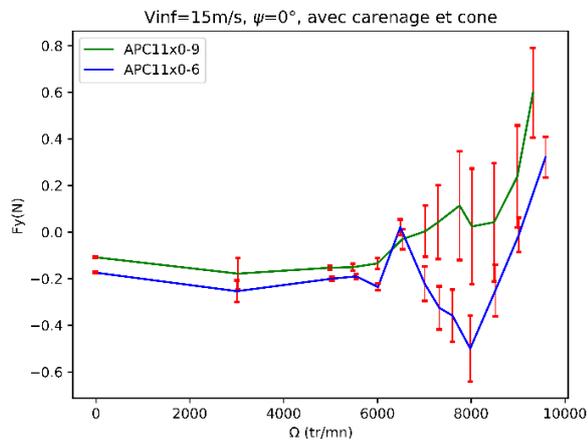


Figure 7.25 – Influence du calage de l’hélice sur les efforts latéraux en fonction du régime de rotation

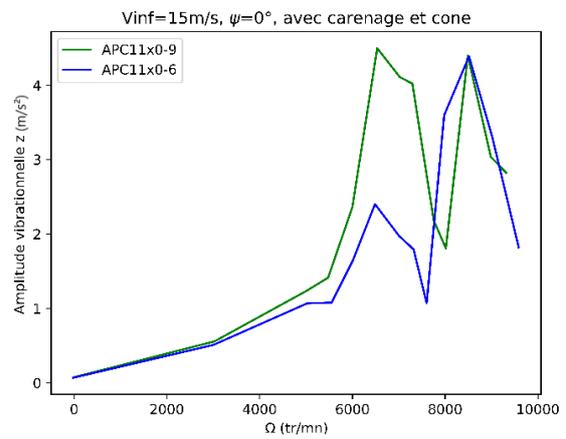
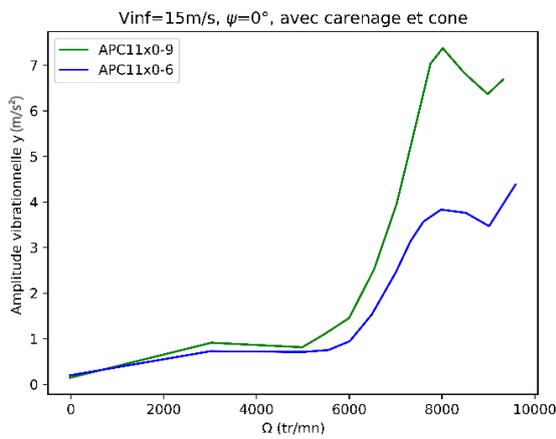


Figure 7.26 – Influence du calage de l’hélice sur l’amplitude vibratoire en fonction du régime de rotation

Sachant qu'une traction minimale est nécessaire au fonctionnement correct du propulseur notamment en vol stationnaire, et qu'aucun phénomène de décrochage n'a été observé pendant la caractérisation exhaustive du propulseur, l'hélice 11x09 sera choisie pour la suite des travaux.

7.1.3.5. Comparaison des données expérimentales et numériques

Les résultats des mesures expérimentales et des données numériques sont comparés ci-dessous. L'approche numérique simplifiée est réalisée à l'aide de Puma en prenant en compte la moyenne des 5 derniers tours d'hélice lors de la mise en rotation du montage pour 10 tours de sillage.

Comme le montre les Figure 7.27 et Figure 7.28, et malgré une bonne convergence des calculs, les outils numériques sous estiment la traction de 10 % à 15 % pour les régimes élevés quelle que soit la vitesse de vent. Cette erreur représente jusqu'à 20 % de la mesure expérimentale en l'absence de vent.

Plusieurs sources peuvent expliquer cette variation : premièrement, la maquette expérimentale n'est pas équipée de montage permettant de déclencher la transition laminaire/turbulent, ce qui modifie localement les phénomènes aérodynamiques et donc les performances de l'hélice. Ces ajouts font partie des perspectives de ce travail de recherche. De plus, les hypothèses de calcul simplifiées et de l'absence de prise en compte du banc de mesure relativement intrusif dans les simulations impactent aussi la précision des résultats. Dans ce cadre, cette marge d'erreur est considérée acceptable et les résultats numériques ci-dessous seront utilisés pour la suite de l'étude.

La comparaison des résultats numériques et expérimentaux valide aussi la cohérence des mesures de traction et de moment résistant. Les résultats expérimentaux obtenus lors de cette campagne pourront donc être utilisés afin de valider les données obtenues lors de la caractérisation du montage complet. A noter que les calculs ont été fait sur un modèle aux mêmes dimensions que la maquette, avec un Reynolds en bout de pale de l'ordre de $5 \cdot 10^6$. La mise en parallèle des mesures sur l'hélice isolée et soumise à l'influence du rotor principal permettra aussi de souligner l'influence des interactions sur les performances de l'hélice.

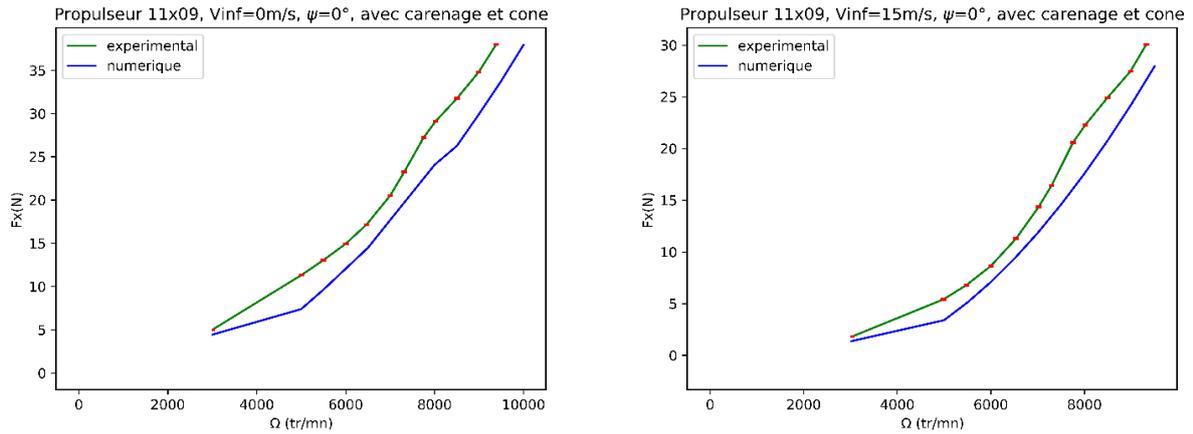


Figure 7.27 – Influence de la vitesse d’avancement sur la traction en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques

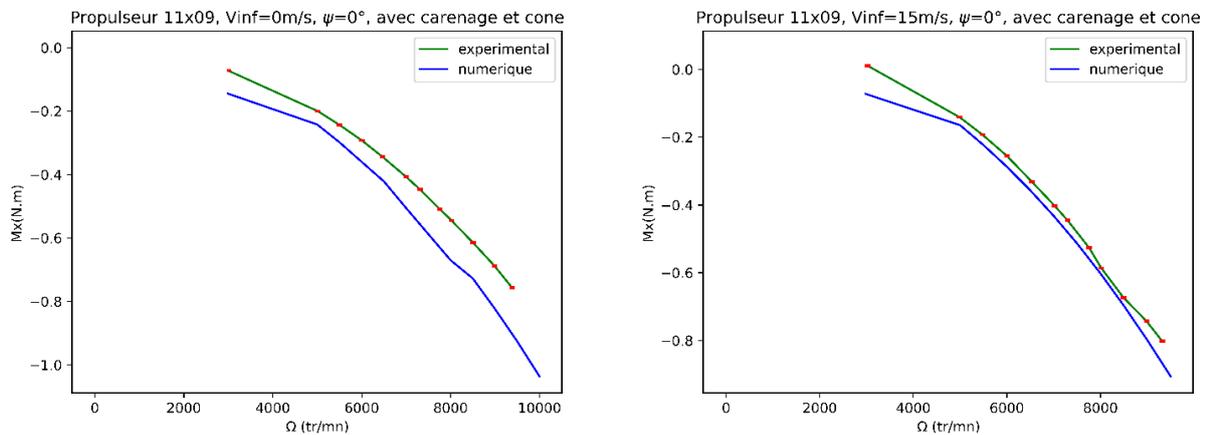


Figure 7.28 - Influence de la vitesse d’avancement sur le couple M_x en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques

L’ajout d’un angle de dérapage augmente cette erreur (Figure 7.29). Certains cas présentent aussi des écarts qui peuvent avoir différentes sources :

1. Pour les calculs, des problèmes numériques apparaissent en raison des fortes interactions entre l’hélice et son sillage ;
2. Expérimentalement, le montage relativement intrusif et non modélisé dans les calculs interfère avec l’écoulement. En effet, la présence du carénage juste en aval du propulseur bloque le développement naturel du sillage et modifie donc son développement.

Ces résultats ne sont donc pas présentés dans ce manuscrit.

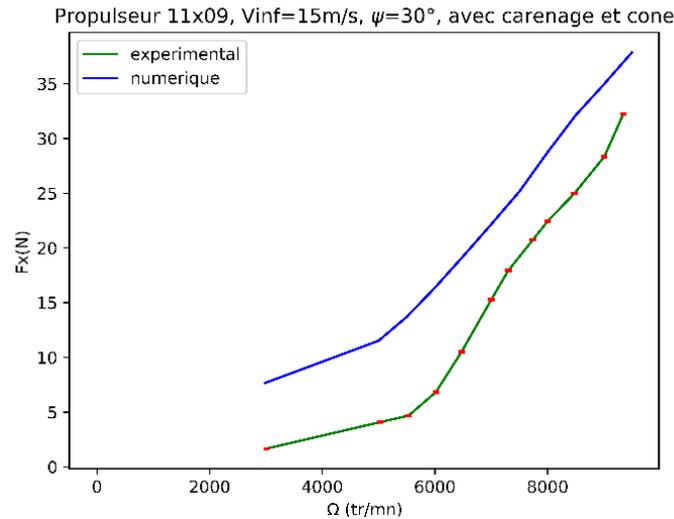


Figure 7.29 - Influence de l'angle de dérapage sur la traction en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques

7.1.4. Discussion

7.1.4.1. Remarques générales

Lors de la conduite des essais, il a été remarqué que certaines vitesses de rotation de l'hélice sont inatteignables à cause des pics de résonance identifiés au début de ce chapitre. Pour les essais avec l'hélice 11x09-4, cette bande est située entre 7450 tr/mn et 7750 tr/mn quelle que soit la vitesse de vent considérée. La bande de régime inatteignable pour le propulseur 11x06 est comprise entre 7600 tr/mn et 7900 tr/mn. Pour limiter les incertitudes, des mesures ont été réalisées aux bornes de ces zones afin d'obtenir des courbes les plus détaillées possibles.

En enlevant l'hélice du montage, toutes les fréquences de rotation deviennent atteignables et le régime maximal est plus élevé en raison de l'absence de couple résistant. Cette observation montre que l'hélice est la principale source de couple résistant du montage. Cependant, par rapport au montage avec hélice, la température à l'intérieur du carénage augmente plus rapidement car aucune ventilation n'est assurée par le souffle du propulseur.

7.1.4.2. Validité des modèles numériques

La validité des hypothèses faites dans PUMA pour l'étude du propulseur est étudiée. La théorie du sillage libre suppose que le développement du sillage est incompressible et non visqueux. Cependant, les polaires utilisées dans PUMA sont déterminées grâce à elsA avec des calculs 2D RANS : la compressibilité et la viscosité sont donc prises en compte lors du calcul des coefficients de traînée et de portance en fonction du nombre de Mach. Le fluide considéré étant de l'air ambiant à des vitesses faibles, les hypothèses d'incompressibilité sont vérifiées sur l'ensemble du domaine d'étude.

Les simulations préparatoires ont mis en avant les limites des outils de calcul pour certaines configurations. En effet, les polaires de l'hélice ne sont fiables que dans leur zone linéaire, à savoir pour des angles d'attaque locaux allant jusqu'à 15° . Or, bien que des angles d'attaque locaux allant jusqu'à 90° en pied de pale soient observés, des incidences inférieures à 20° sont calculées sur plus de deux tiers de la pale (Figure 7.30). Cependant, des interactions fortes peuvent émerger lors de la mise en dérapage de la maquette, et créer des angles d'attaque locaux en dehors de la zone linéaire en milieu de pale, sur des sections fortement chargées. Dans ce cadre, les paramètres de calcul doivent être ajustés pour faciliter le calcul au détriment, dans certains cas, de la fiabilité. L'étude expérimentale est alors nécessaire pour vérifier la validité des corrections apportées. En l'absence de modèle vibratoire conjecturant le comportement aérodynamique du propulseur, ces essais ont été conduits en assurant une montée en régime progressive pour ne pas endommager le montage.

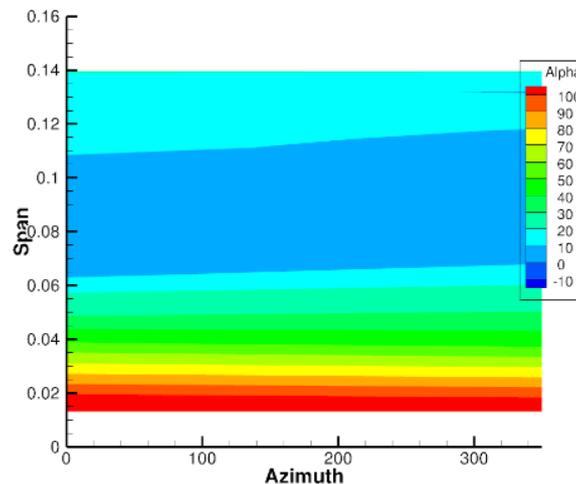


Figure 7.30 - Incidence locale en fonction de l'azimut et de l'envergure pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$, $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$ et $\psi = 15^\circ$

La caractérisation du propulseur isolé avait donc notamment pour but de vérifier la cohérence des données numériques et d'identifier les éventuels points de correction nécessaires aux outils de calculs. L'analyse des résultats a montré que les données expérimentales et numériques présentent les mêmes tendances pour la plupart des points de mesures malgré une sous-estimation lors des calculs.

Certains écarts ont tout de même été soulignés. Cette caractéristique est causée par le banc de mesure et son carénage qui modifient l'encombrement de l'installation, l'écoulement à l'arrière du montage, et donc les performances de l'hélice. L'installation d'un cône en amont de l'hélice modifie aussi légèrement l'écoulement par rapport au modèle utilisé pour les simulations numériques. Le banc de mesure et l'ensemble des installations n'ont pas été modélisés numériquement pour limiter le coût et le temps.

L'importance de coupler les deux sources de données est soulignée : alors que les données expérimentales permettent de valider les approches numériques et de faire émerger les phénomènes

physiques propres au montage, les outils numériques sont utilisés pour la pré-étude et la visualisation des phénomènes physiques comme le montre par exemple la Figure 7.31. La combinaison des données numériques et expérimentales maximise ainsi l'efficacité lors de la réalisation des essais, et offre une confrontation rapide des données réelles et numériques pour vérifier la cohérence des mesures.

L'utilisation du code de ligne portante permet aussi d'obtenir des résultats pour des points de mesure très précis, qui ne sont pas toujours atteignables expérimentalement, soit par manque de puissance, soit en raison des phénomènes vibratoires. En parallèle, certains cas mettent en avant des instabilités numériques dans les calculs. Ces problèmes peuvent être partiellement résolus en modifiant les paramètres de calculs, mais compromettent également la précision des résultats. L'apport des données expérimentales est alors clé pour comprendre les propriétés de points de fonctionnement précis. Cette étude a donc démontré l'importance de coupler les résultats numériques et expérimentaux pour valider la précision des outils et des mesures.

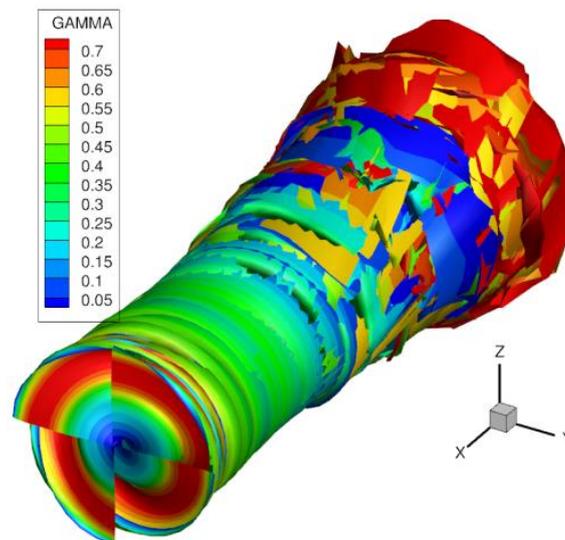


Figure 7.31 – Panneaux de sillage libre colorés par la circulation pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$, $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$ et $\psi = 0^\circ$

7.1.5. Conclusion

Cette première phase de l'étude a détaillé les performances aérodynamiques du propulseur en fonction des conditions de vol. Ces données seront comparées aux mesures réalisées lors de la caractérisation aérodynamique du montage complet.

Pour le cas sans dérapage, le point de fonctionnement idéal pour avoir des mesures fiables se situe à 8000 tr/mn pour des vitesses supérieures à 6000 tr/mn. Ce point a été déterminé en considérant la traction maximale, les efforts latéraux minimaux et les vibrations les plus faibles possible. Le

calage précis du régime de l'hélice est alors important car des maximaux locaux d'efforts latéraux et de vibrations apparaissent autour de ce point de fonctionnement.

La modification de l'angle de dérapage a fait émerger un point de fiabilité optimal à 7200 tr/mn, avec des angles de dérapage les plus faibles possibles pour augmenter la fiabilité des mesures. Dans le cas du vol stationnaire, l'écoulement perçu par le propulseur est équivalent à un vent à $\psi = 90^\circ$. Sur le montage à taille réel, les efforts latéraux sont maximisés par la présence d'une nacelle en amont ou en aval de l'hélice qui complexifie l'asymétrie de l'écoulement amont. Malgré des erreurs de mesure et une asymétrie du banc expérimental, la symétrie des efforts a été observée. Cette étude a aussi validé l'hypothèse d'absence d'effets de parois et de sol en soufflerie.

Cette première analyse a souligné l'importance du carénage du moteur et de la balance pour isoler les efforts réels des efforts générés par le souffle de l'hélice sur la balance. Le carénage diminue aussi la dissymétrie du montage et les vibrations liées. Le cône d'hélice augmente légèrement les performances de vol et diminue les efforts latéraux pour toutes les configurations de vol. L'ensemble de ces modifications maximisent la fiabilité de l'installation et seront conservés pour l'étude du montage complet.

La comparaison de deux profils d'hélice a permis de sélectionner la référence 11x09-4 pour la suite de l'étude. Grâce à une traction plus élevée et des efforts dans le plan inférieurs, ce propulseur augmente les capacités du montage complet pour toutes les configurations de vol, malgré une demande en puissance légèrement supérieure. Ce gain de traction est aussi utile pour la suite de l'étude car il permettra de faciliter l'émergence de phénomènes interactionnels plus importants. Cette étude a aussi montré qu'aucun problème de décrochage n'émerge pour ces profils.

Enfin, l'importance de coupler les approches numériques et expérimentales a été soulignée. Une comparaison des résultats a mis en avant une bonne concordance des deux démarches compte tenu des hypothèses de calcul et des incertitudes de mesure.

Les résultats présentés peuvent être discutables sur trois points :

1. Les coefficients de correction thermique ayant été déterminés de manière expérimentale, leur précision et leur exactitude n'est pas garantie. Pour limiter cette source d'erreur, les essais ont été réalisés à plusieurs reprises dans des conditions différentes (températures croissantes et décroissantes, jour et nuit, pressions atmosphériques faibles et élevées...). Cependant, comme le montre les essais de répétabilité, cette correction n'élimine pas l'ensemble des dispersions ;

2. De grandes variations sont observées lors des essais, principalement sur les efforts et moments latéraux. Ces dispersions génèrent des erreurs de mesures très importantes et rendent l'exploitation des mesures dans le plan de l'hélice questionnable ;
3. Les variations de conditions atmosphériques modifient légèrement la masse volumique de l'air, et donc l'aérodynamique malgré une vitesse fixée constante. Compte tenu des faibles variations induites, aucune correction n'a été mise en place.

7.2. Programme d'essai pour la caractérisation du propulseur isolé

Les essais en vert ont été doublés dans le cadre d'analyses de répétabilité. L'ensemble de ces essais ont été réalisés de juin à juillet 2020.

Essai	RPM (tr/mn)	Vvent (m/s)	Dérapage (°)	Carénage	Cône	Profil	Phase
1	0	0	0	Avec	Avec	11x06	Phase 1 : Caractérisation 11x06
2	3000	0	0	Avec	Avec	11x06	
3	5000	0	0	Avec	Avec	11x06	
4	5500	0	0	Avec	Avec	11x06	
5	6000	0	0	Avec	Avec	11x06	
6	6500	0	0	Avec	Avec	11x06	
7	7000	0	0	Avec	Avec	11x06	
8	7300	0	0	Avec	Avec	11x06	
9	7600	0	0	Avec	Avec	11x06	
10	8000	0	0	Avec	Avec	11x06	
11	8500	0	0	Avec	Avec	11x06	
12	9000	0	0	Avec	Avec	11x06	
13	9500	0	0	Avec	Avec	11x06	
14	0	5	0	Avec	Avec	11x06	
15	3000	5	0	Avec	Avec	11x06	
16	5000	5	0	Avec	Avec	11x06	
17	5500	5	0	Avec	Avec	11x06	
18	6000	5	0	Avec	Avec	11x06	
19	6500	5	0	Avec	Avec	11x06	
20	7000	5	0	Avec	Avec	11x06	
21	7300	5	0	Avec	Avec	11x06	
22	7600	5	0	Avec	Avec	11x06	
23	8000	5	0	Avec	Avec	11x06	
24	8500	5	0	Avec	Avec	11x06	
25	9000	5	0	Avec	Avec	11x06	
26	9500	5	0	Avec	Avec	11x06	
27	0	10	0	Avec	Avec	11x06	
28	3000	10	0	Avec	Avec	11x06	
29	5000	10	0	Avec	Avec	11x06	
30	5500	10	0	Avec	Avec	11x06	
31	6000	10	0	Avec	Avec	11x06	
32	6500	10	0	Avec	Avec	11x06	
33	7000	10	0	Avec	Avec	11x06	
34	7300	10	0	Avec	Avec	11x06	

35	7600	10	0	Avec	Avec	11x06		
36	8000	10	0	Avec	Avec	11x06		
37	8500	10	0	Avec	Avec	11x06		
38	9000	10	0	Avec	Avec	11x06		
39	9500	10	0	Avec	Avec	11x06		
40	0	15	0	Avec	Avec	11x06		
41	3000	15	0	Avec	Avec	11x06		
42	5000	15	0	Avec	Avec	11x06		
43	5500	15	0	Avec	Avec	11x06		
44	6000	15	0	Avec	Avec	11x06		
45	6500	15	0	Avec	Avec	11x06		
46	7000	15	0	Avec	Avec	11x06		
47	7300	15	0	Avec	Avec	11x06		
48	7600	15	0	Avec	Avec	11x06		
49	8000	15	0	Avec	Avec	11x06		
50	8500	15	0	Avec	Avec	11x06		
51	9000	15	0	Avec	Avec	11x06		
52	9500	15	0	Avec	Avec	11x06		
53	0	19	0	Avec	Avec	11x06		
54	3000	19	0	Avec	Avec	11x06		
55	5000	19	0	Avec	Avec	11x06		
56	5500	19	0	Avec	Avec	11x06		
57	6000	19	0	Avec	Avec	11x06		
58	6500	19	0	Avec	Avec	11x06		
59	7000	19	0	Avec	Avec	11x06		
60	7300	19	0	Avec	Avec	11x06		
61	7600	19	0	Avec	Avec	11x06		
62	8000	19	0	Avec	Avec	11x06		
63	8500	19	0	Avec	Avec	11x06		
64	9000	19	0	Avec	Avec	11x06		
65	9500	19	0	Avec	Avec	11x06		
66	0	0	0	Avec	Avec	11x09		Phase 2 : Caractérisation 11x09
67	3000	0	0	Avec	Avec	11x09		
68	5000	0	0	Avec	Avec	11x09		
69	5500	0	0	Avec	Avec	11x09		
70	6000	0	0	Avec	Avec	11x09		
71	6500	0	0	Avec	Avec	11x09		
72	7000	0	0	Avec	Avec	11x09		
73	7300	0	0	Avec	Avec	11x09		
74	7750	0	0	Avec	Avec	11x09		

75	8000	0	0	Avec	Avec	11x09
76	8500	0	0	Avec	Avec	11x09
77	9000	0	0	Avec	Avec	11x09
78	9500	0	0	Avec	Avec	11x09
79	0	5	0	Avec	Avec	11x09
80	3000	5	0	Avec	Avec	11x09
81	5000	5	0	Avec	Avec	11x09
82	5500	5	0	Avec	Avec	11x09
83	6000	5	0	Avec	Avec	11x09
84	6500	5	0	Avec	Avec	11x09
85	7000	5	0	Avec	Avec	11x09
86	7300	5	0	Avec	Avec	11x09
87	7730	5	0	Avec	Avec	11x09
88	8000	5	0	Avec	Avec	11x09
89	8500	5	0	Avec	Avec	11x09
90	9000	5	0	Avec	Avec	11x09
91	9500	5	0	Avec	Avec	11x09
92	0	10	0	Avec	Avec	11x09
93	3000	10	0	Avec	Avec	11x09
94	5000	10	0	Avec	Avec	11x09
95	5500	10	0	Avec	Avec	11x09
96	6000	10	0	Avec	Avec	11x09
97	6500	10	0	Avec	Avec	11x09
98	7000	10	0	Avec	Avec	11x09
99	7300	10	0	Avec	Avec	11x09
100	7720	10	0	Avec	Avec	11x09
101	8000	10	0	Avec	Avec	11x09
102	8500	10	0	Avec	Avec	11x09
103	9000	10	0	Avec	Avec	11x09
104	9500	10	0	Avec	Avec	11x09
105	0	15	0	Avec	Avec	11x09
106	3000	15	0	Avec	Avec	11x09
107	5000	15	0	Avec	Avec	11x09
108	5500	15	0	Avec	Avec	11x09
109	6000	15	0	Avec	Avec	11x09
110	6500	15	0	Avec	Avec	11x09
111	7000	15	0	Avec	Avec	11x09
112	7300	15	0	Avec	Avec	11x09
113	7750	15	0	Avec	Avec	11x09
114	8000	15	0	Avec	Avec	11x09

115	8500	15	0	Avec	Avec	11x09	
116	9000	15	0	Avec	Avec	11x09	
117	9500	15	0	Avec	Avec	11x09	
118	0	19	0	Avec	Avec	11x09	
119	3000	19	0	Avec	Avec	11x09	
120	5000	19	0	Avec	Avec	11x09	
121	5500	19	0	Avec	Avec	11x09	
122	6000	19	0	Avec	Avec	11x09	
123	6500	19	0	Avec	Avec	11x09	
124	7000	19	0	Avec	Avec	11x09	
125	7300	19	0	Avec	Avec	11x09	
126	7740	19	0	Avec	Avec	11x09	
127	8000	19	0	Avec	Avec	11x09	
128	8500	19	0	Avec	Avec	11x09	
129	9000	19	0	Avec	Avec	11x09	
130	9500	19	0	Avec	Avec	11x09	
131	0	0	0	Sans	Avec	11x09	
132	3000	0	0	Sans	Avec	11x09	
133	5000	0	0	Sans	Avec	11x09	
134	5500	0	0	Sans	Avec	11x09	
135	6000	0	0	Sans	Avec	11x09	
136	6500	0	0	Sans	Avec	11x09	
137	7000	0	0	Sans	Avec	11x09	
138	7300	0	0	Sans	Avec	11x09	
139	7600	0	0	Sans	Avec	11x09	
140	8000	0	0	Sans	Avec	11x09	
141	8500	0	0	Sans	Avec	11x09	
142	9000	0	0	Sans	Avec	11x09	
143	9500	0	0	Sans	Avec	11x09	
144	0	5	0	Sans	Avec	11x09	
145	3000	5	0	Sans	Avec	11x09	
146	5000	5	0	Sans	Avec	11x09	
147	5500	5	0	Sans	Avec	11x09	
148	6000	5	0	Sans	Avec	11x09	
149	6500	5	0	Sans	Avec	11x09	
150	7000	5	0	Sans	Avec	11x09	
151	7300	5	0	Sans	Avec	11x09	
152	7600	5	0	Sans	Avec	11x09	
153	8000	5	0	Sans	Avec	11x09	
154	8500	5	0	Sans	Avec	11x09	

Phase 3 : Influence du
carénage

155	9000	5	0	Sans	Avec	11x09
156	9500	5	0	Sans	Avec	11x09
157	0	10	0	Sans	Avec	11x09
158	3000	10	0	Sans	Avec	11x09
159	5000	10	0	Sans	Avec	11x09
160	5500	10	0	Sans	Avec	11x09
161	6000	10	0	Sans	Avec	11x09
162	6500	10	0	Sans	Avec	11x09
163	7000	10	0	Sans	Avec	11x09
164	7300	10	0	Sans	Avec	11x09
165	7600	10	0	Sans	Avec	11x09
166	8000	10	0	Sans	Avec	11x09
167	8500	10	0	Sans	Avec	11x09
168	9000	10	0	Sans	Avec	11x09
169	9500	10	0	Sans	Avec	11x09
170	0	15	0	Sans	Avec	11x09
171	3000	15	0	Sans	Avec	11x09
172	5000	15	0	Sans	Avec	11x09
173	5500	15	0	Sans	Avec	11x09
174	6000	15	0	Sans	Avec	11x09
175	6500	15	0	Sans	Avec	11x09
176	7000	15	0	Sans	Avec	11x09
177	7300	15	0	Sans	Avec	11x09
178	7600	15	0	Sans	Avec	11x09
179	8000	15	0	Sans	Avec	11x09
180	8500	15	0	Sans	Avec	11x09
181	9000	15	0	Sans	Avec	11x09
182	9500	15	0	Sans	Avec	11x09
183	0	19	0	Sans	Avec	11x09
184	3000	19	0	Sans	Avec	11x09
185	5000	19	0	Sans	Avec	11x09
186	5500	19	0	Sans	Avec	11x09
187	6000	19	0	Sans	Avec	11x09
188	6500	19	0	Sans	Avec	11x09
189	7000	19	0	Sans	Avec	11x09
190	7300	19	0	Sans	Avec	11x09
191	7600	19	0	Sans	Avec	11x09
192	8000	19	0	Sans	Avec	11x09
193	8500	19	0	Sans	Avec	11x09
194	9000	19	0	Sans	Avec	11x09

195	9500	19	0	Sans	Avec	11x09	
196	0	0	0	Avec	Sans	11x09	Phase 4 : Influence du cône
197	3000	0	0	Avec	Sans	11x09	
198	5000	0	0	Avec	Sans	11x09	
199	5500	0	0	Avec	Sans	11x09	
200	6000	0	0	Avec	Sans	11x09	
201	6500	0	0	Avec	Sans	11x09	
202	7000	0	0	Avec	Sans	11x09	
203	7300	0	0	Avec	Sans	11x09	
204	7730	0	0	Avec	Sans	11x09	
205	8000	0	0	Avec	Sans	11x09	
206	8500	0	0	Avec	Sans	11x09	
207	9000	0	0	Avec	Sans	11x09	
208	9500	0	0	Avec	Sans	11x09	
209	0	5	0	Avec	Sans	11x09	
210	3000	5	0	Avec	Sans	11x09	
211	5000	5	0	Avec	Sans	11x09	
212	5500	5	0	Avec	Sans	11x09	
213	6000	5	0	Avec	Sans	11x09	
214	6500	5	0	Avec	Sans	11x09	
215	7000	5	0	Avec	Sans	11x09	
216	7300	5	0	Avec	Sans	11x09	
217	7725	5	0	Avec	Sans	11x09	
218	8000	5	0	Avec	Sans	11x09	
219	8500	5	0	Avec	Sans	11x09	
220	9000	5	0	Avec	Sans	11x09	
221	9500	5	0	Avec	Sans	11x09	
222	0	10	0	Avec	Sans	11x09	
223	3000	10	0	Avec	Sans	11x09	
224	5000	10	0	Avec	Sans	11x09	
225	5500	10	0	Avec	Sans	11x09	
226	6000	10	0	Avec	Sans	11x09	
227	6500	10	0	Avec	Sans	11x09	
228	7000	10	0	Avec	Sans	11x09	
229	7300	10	0	Avec	Sans	11x09	
230	7750	10	0	Avec	Sans	11x09	
231	8000	10	0	Avec	Sans	11x09	
232	8500	10	0	Avec	Sans	11x09	
233	9000	10	0	Avec	Sans	11x09	
234	9500	10	0	Avec	Sans	11x09	

235	0	15	0	Avec	Sans	11x09	
236	3000	15	0	Avec	Sans	11x09	
237	5000	15	0	Avec	Sans	11x09	
238	5500	15	0	Avec	Sans	11x09	
239	6000	15	0	Avec	Sans	11x09	
240	6500	15	0	Avec	Sans	11x09	
241	7000	15	0	Avec	Sans	11x09	
242	7300	15	0	Avec	Sans	11x09	
243	7720	15	0	Avec	Sans	11x09	
244	8000	15	0	Avec	Sans	11x09	
245	8500	15	0	Avec	Sans	11x09	
246	9000	15	0	Avec	Sans	11x09	
247	9500	15	0	Avec	Sans	11x09	
248	0	19	0	Avec	Sans	11x09	
249	3000	19	0	Avec	Sans	11x09	
250	5000	19	0	Avec	Sans	11x09	
251	5500	19	0	Avec	Sans	11x09	
252	6000	19	0	Avec	Sans	11x09	
253	6500	19	0	Avec	Sans	11x09	
254	7000	19	0	Avec	Sans	11x09	
255	7300	19	0	Avec	Sans	11x09	
256	7740	19	0	Avec	Sans	11x09	
257	8000	19	0	Avec	Sans	11x09	
258	8500	19	0	Avec	Sans	11x09	
259	9000	19	0	Avec	Sans	11x09	
260	9500	19	0	Avec	Sans	11x09	
261	0	0	90	Avec	Avec	11x09	Phase 5 : Influence sillage pur
262	3000	0	90	Avec	Avec	11x09	
263	5000	0	90	Avec	Avec	11x09	
264	5500	0	90	Avec	Avec	11x09	
265	6000	0	90	Avec	Avec	11x09	
266	6500	0	90	Avec	Avec	11x09	
267	7000	0	90	Avec	Avec	11x09	
268	7300	0	90	Avec	Avec	11x09	
269	7770	0	90	Avec	Avec	11x09	
270	8000	0	90	Avec	Avec	11x09	
271	8500	0	90	Avec	Avec	11x09	
272	9000	0	90	Avec	Avec	11x09	
273	9500	0	90	Avec	Avec	11x09	
274	0	5	90	Avec	Avec	11x09	

275	3000	5	90	Avec	Avec	11x09
276	5000	5	90	Avec	Avec	11x09
277	5500	5	90	Avec	Avec	11x09
278	6000	5	90	Avec	Avec	11x09
279	6500	5	90	Avec	Avec	11x09
280	7000	5	90	Avec	Avec	11x09
281	7300	5	90	Avec	Avec	11x09
282	7755	5	90	Avec	Avec	11x09
283	8000	5	90	Avec	Avec	11x09
284	8500	5	90	Avec	Avec	11x09
285	9000	5	90	Avec	Avec	11x09
286	9500	5	90	Avec	Avec	11x09
287	0	10	90	Avec	Avec	11x09
288	3000	10	90	Avec	Avec	11x09
289	5000	10	90	Avec	Avec	11x09
290	5500	10	90	Avec	Avec	11x09
291	6000	10	90	Avec	Avec	11x09
292	6500	10	90	Avec	Avec	11x09
293	7000	10	90	Avec	Avec	11x09
294	7300	10	90	Avec	Avec	11x09
295	7730	10	90	Avec	Avec	11x09
296	8000	10	90	Avec	Avec	11x09
297	8500	10	90	Avec	Avec	11x09
298	9000	10	90	Avec	Avec	11x09
299	9500	10	90	Avec	Avec	11x09
300	0	14	90	Avec	Avec	11x09
301	3000	14	90	Avec	Avec	11x09
302	5000	14	90	Avec	Avec	11x09
303	5500	14	90	Avec	Avec	11x09
304	6000	14	90	Avec	Avec	11x09
305	6500	14	90	Avec	Avec	11x09
306	7000	14	90	Avec	Avec	11x09
307	7300	14	90	Avec	Avec	11x09
308	7740	14	90	Avec	Avec	11x09
309	8000	14	90	Avec	Avec	11x09
310	8500	14	90	Avec	Avec	11x09
311	9000	14	90	Avec	Avec	11x09
312	9500	14	90	Avec	Avec	11x09
313	0	15	90	Avec	Avec	11x09
314	3000	15	90	Avec	Avec	11x09

315	5000	15	90	Avec	Avec	11x09	
316	5500	15	90	Avec	Avec	11x09	
317	6000	15	90	Avec	Avec	11x09	
318	6500	15	90	Avec	Avec	11x09	
319	7000	15	90	Avec	Avec	11x09	
320	7300	15	90	Avec	Avec	11x09	
321	7735	15	90	Avec	Avec	11x09	
322	8000	15	90	Avec	Avec	11x09	
323	8500	15	90	Avec	Avec	11x09	
324	9000	15	90	Avec	Avec	11x09	
325	9500	15	90	Avec	Avec	11x09	
326	0	19	90	Avec	Avec	11x09	
327	3000	19	90	Avec	Avec	11x09	
328	5000	19	90	Avec	Avec	11x09	
329	5500	19	90	Avec	Avec	11x09	
330	6000	19	90	Avec	Avec	11x09	
331	6500	19	90	Avec	Avec	11x09	
332	7000	19	90	Avec	Avec	11x09	
333	7300	19	90	Avec	Avec	11x09	
334	7745	19	90	Avec	Avec	11x09	
335	8000	19	90	Avec	Avec	11x09	
336	8500	19	90	Avec	Avec	11x09	
337	9000	19	90	Avec	Avec	11x09	
338	9500	19	90	Avec	Avec	11x09	
339	0	0	45	Avec	Avec	11x09	
340	3000	0	45	Avec	Avec	11x09	
341	5000	0	45	Avec	Avec	11x09	
342	5500	0	45	Avec	Avec	11x09	
343	6000	0	45	Avec	Avec	11x09	
344	6500	0	45	Avec	Avec	11x09	
345	7000	0	45	Avec	Avec	11x09	
346	7300	0	45	Avec	Avec	11x09	
347	7785	0	45	Avec	Avec	11x09	
348	8000	0	45	Avec	Avec	11x09	
349	8500	0	45	Avec	Avec	11x09	
350	9000	0	45	Avec	Avec	11x09	
351	9500	0	45	Avec	Avec	11x09	
352	0	5	45	Avec	Avec	11x09	
353	3000	5	45	Avec	Avec	11x09	
354	5000	5	45	Avec	Avec	11x09	

Phase 6.1 : Influence vent
latéral

355	5500	5	45	Avec	Avec	11x09
356	6000	5	45	Avec	Avec	11x09
357	6500	5	45	Avec	Avec	11x09
358	7000	5	45	Avec	Avec	11x09
359	7300	5	45	Avec	Avec	11x09
360	7750	5	45	Avec	Avec	11x09
361	8000	5	45	Avec	Avec	11x09
362	8500	5	45	Avec	Avec	11x09
363	9000	5	45	Avec	Avec	11x09
364	9500	5	45	Avec	Avec	11x09
365	0	10	45	Avec	Avec	11x09
366	3000	10	45	Avec	Avec	11x09
367	5000	10	45	Avec	Avec	11x09
368	5500	10	45	Avec	Avec	11x09
369	6000	10	45	Avec	Avec	11x09
370	6500	10	45	Avec	Avec	11x09
371	7000	10	45	Avec	Avec	11x09
372	7300	10	45	Avec	Avec	11x09
373	7725	10	45	Avec	Avec	11x09
374	8000	10	45	Avec	Avec	11x09
375	8500	10	45	Avec	Avec	11x09
376	9000	10	45	Avec	Avec	11x09
377	9500	10	45	Avec	Avec	11x09
378	0	15	45	Avec	Avec	11x09
379	3000	15	45	Avec	Avec	11x09
380	5000	15	45	Avec	Avec	11x09
381	5500	15	45	Avec	Avec	11x09
382	6000	15	45	Avec	Avec	11x09
383	6500	15	45	Avec	Avec	11x09
384	7000	15	45	Avec	Avec	11x09
385	7300	15	45	Avec	Avec	11x09
386	7740	15	45	Avec	Avec	11x09
387	8000	15	45	Avec	Avec	11x09
388	8500	15	45	Avec	Avec	11x09
389	9000	15	45	Avec	Avec	11x09
390	9500	15	45	Avec	Avec	11x09
391	0	19	45	Avec	Avec	11x09
392	3000	19	45	Avec	Avec	11x09
393	5000	19	45	Avec	Avec	11x09
394	5500	19	45	Avec	Avec	11x09

395	6000	19	45	Avec	Avec	11x09	
396	6500	19	45	Avec	Avec	11x09	
397	7000	19	45	Avec	Avec	11x09	
398	7300	19	45	Avec	Avec	11x09	
399	7710	19	45	Avec	Avec	11x09	
400	8000	19	45	Avec	Avec	11x09	
401	8500	19	45	Avec	Avec	11x09	
402	9000	19	45	Avec	Avec	11x09	
403	9500	19	45	Avec	Avec	11x09	
404	0	0	30	Avec	Avec	11x09	
405	3000	0	30	Avec	Avec	11x09	
406	5000	0	30	Avec	Avec	11x09	
407	5500	0	30	Avec	Avec	11x09	
408	6000	0	30	Avec	Avec	11x09	
409	6500	0	30	Avec	Avec	11x09	
410	7000	0	30	Avec	Avec	11x09	
411	7300	0	30	Avec	Avec	11x09	
412	7775	0	30	Avec	Avec	11x09	
413	8000	0	30	Avec	Avec	11x09	
414	8500	0	30	Avec	Avec	11x09	
415	9000	0	30	Avec	Avec	11x09	
416	9500	0	30	Avec	Avec	11x09	
417	0	5	30	Avec	Avec	11x09	
418	3000	5	30	Avec	Avec	11x09	
419	5000	5	30	Avec	Avec	11x09	
420	5500	5	30	Avec	Avec	11x09	
421	6000	5	30	Avec	Avec	11x09	
422	6500	5	30	Avec	Avec	11x09	
423	7000	5	30	Avec	Avec	11x09	
424	7300	5	30	Avec	Avec	11x09	
425	7765	5	30	Avec	Avec	11x09	
426	8000	5	30	Avec	Avec	11x09	
427	8500	5	30	Avec	Avec	11x09	
428	9000	5	30	Avec	Avec	11x09	
429	9500	5	30	Avec	Avec	11x09	
430	0	10	30	Avec	Avec	11x09	
431	3000	10	30	Avec	Avec	11x09	
432	5000	10	30	Avec	Avec	11x09	
433	5500	10	30	Avec	Avec	11x09	
434	6000	10	30	Avec	Avec	11x09	

Phase 6.2 : Influence vent
latéral

435	6500	10	30	Avec	Avec	11x09		
436	7000	10	30	Avec	Avec	11x09		
437	7300	10	30	Avec	Avec	11x09		
438	7750	10	30	Avec	Avec	11x09		
439	8000	10	30	Avec	Avec	11x09		
440	8500	10	30	Avec	Avec	11x09		
441	9000	10	30	Avec	Avec	11x09		
442	9500	10	30	Avec	Avec	11x09		
443	0	15	30	Avec	Avec	11x09		
444	3000	15	30	Avec	Avec	11x09		
445	5000	15	30	Avec	Avec	11x09		
446	5500	15	30	Avec	Avec	11x09		
447	6000	15	30	Avec	Avec	11x09		
448	6500	15	30	Avec	Avec	11x09		
449	7000	15	30	Avec	Avec	11x09		
450	7300	15	30	Avec	Avec	11x09		
451	7740	15	30	Avec	Avec	11x09		
452	8000	15	30	Avec	Avec	11x09		
453	8500	15	30	Avec	Avec	11x09		
454	9000	15	30	Avec	Avec	11x09		
455	9500	15	30	Avec	Avec	11x09		
456	0	19	30	Avec	Avec	11x09		
457	3000	19	30	Avec	Avec	11x09		
458	5000	19	30	Avec	Avec	11x09		
459	5500	19	30	Avec	Avec	11x09		
460	6000	19	30	Avec	Avec	11x09		
461	6500	19	30	Avec	Avec	11x09		
462	7000	19	30	Avec	Avec	11x09		
463	7300	19	30	Avec	Avec	11x09		
464	7800	19	30	Avec	Avec	11x09		
465	8000	19	30	Avec	Avec	11x09		
466	8500	19	30	Avec	Avec	11x09		
467	9000	19	30	Avec	Avec	11x09		
468	9500	19	30	Avec	Avec	11x09		
469	0	0	15	Avec	Avec	11x09		Phase 6.2 : Influence vent latéral
470	3000	0	15	Avec	Avec	11x09		
471	5000	0	15	Avec	Avec	11x09		
472	5500	0	15	Avec	Avec	11x09		
473	6000	0	15	Avec	Avec	11x09		
474	6500	0	15	Avec	Avec	11x09		

475	7000	0	15	Avec	Avec	11x09
476	7300	0	15	Avec	Avec	11x09
477	7790	0	15	Avec	Avec	11x09
478	8000	0	15	Avec	Avec	11x09
479	8500	0	15	Avec	Avec	11x09
480	9000	0	15	Avec	Avec	11x09
481	9500	0	15	Avec	Avec	11x09
482	0	5	15	Avec	Avec	11x09
483	3000	5	15	Avec	Avec	11x09
484	5000	5	15	Avec	Avec	11x09
485	5500	5	15	Avec	Avec	11x09
486	6000	5	15	Avec	Avec	11x09
487	6500	5	15	Avec	Avec	11x09
488	7000	5	15	Avec	Avec	11x09
489	7300	5	15	Avec	Avec	11x09
490	7755	5	15	Avec	Avec	11x09
491	8000	5	15	Avec	Avec	11x09
492	8500	5	15	Avec	Avec	11x09
493	9000	5	15	Avec	Avec	11x09
494	9500	5	15	Avec	Avec	11x09
495	0	10	15	Avec	Avec	11x09
496	3000	10	15	Avec	Avec	11x09
497	5000	10	15	Avec	Avec	11x09
498	5500	10	15	Avec	Avec	11x09
499	6000	10	15	Avec	Avec	11x09
500	6500	10	15	Avec	Avec	11x09
501	7000	10	15	Avec	Avec	11x09
502	7300	10	15	Avec	Avec	11x09
503	7740	10	15	Avec	Avec	11x09
504	8000	10	15	Avec	Avec	11x09
505	8500	10	15	Avec	Avec	11x09
506	9000	10	15	Avec	Avec	11x09
507	9500	10	15	Avec	Avec	11x09
508	0	15	15	Avec	Avec	11x09
509	3000	15	15	Avec	Avec	11x09
510	5000	15	15	Avec	Avec	11x09
511	5500	15	15	Avec	Avec	11x09
512	6000	15	15	Avec	Avec	11x09
513	6500	15	15	Avec	Avec	11x09
514	7000	15	15	Avec	Avec	11x09

515	7300	15	15	Avec	Avec	11x09	
516	7770	15	15	Avec	Avec	11x09	
517	8000	15	15	Avec	Avec	11x09	
518	8500	15	15	Avec	Avec	11x09	
519	9000	15	15	Avec	Avec	11x09	
520	9500	15	15	Avec	Avec	11x09	
521	0	19	15	Avec	Avec	11x09	
522	3000	19	15	Avec	Avec	11x09	
523	5000	19	15	Avec	Avec	11x09	
524	5500	19	15	Avec	Avec	11x09	
525	6000	19	15	Avec	Avec	11x09	
526	6500	19	15	Avec	Avec	11x09	
527	7000	19	15	Avec	Avec	11x09	
528	7300	19	15	Avec	Avec	11x09	
529	7750	19	15	Avec	Avec	11x09	
530	8000	19	15	Avec	Avec	11x09	
531	8500	19	15	Avec	Avec	11x09	
532	9000	19	15	Avec	Avec	11x09	
533	9500	19	15	Avec	Avec	11x09	
534	0	0	-30	Avec	Avec	11x09	
535	3000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
536	5000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
537	5500	0	-30	Avec	Avec	11x09	
538	6000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
539	6500	0	-30	Avec	Avec	11x09	
540	7000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
541	7300	0	-30	Avec	Avec	11x09	
542	7730	0	-30	Avec	Avec	11x09	
543	8000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
544	8500	0	-30	Avec	Avec	11x09	
545	9000	0	-30	Avec	Avec	11x09	
546	9500	0	-30	Avec	Avec	11x09	
547	0	5	-30	Avec	Avec	11x09	
548	3000	5	-30	Avec	Avec	11x09	
549	5000	5	-30	Avec	Avec	11x09	
550	5500	5	-30	Avec	Avec	11x09	
551	6000	5	-30	Avec	Avec	11x09	
552	6500	5	-30	Avec	Avec	11x09	
553	7000	5	-30	Avec	Avec	11x09	
554	7300	5	-30	Avec	Avec	11x09	

Phase 6.2 : Influence vent
latéral
Etude de la symétrie

555	7725	5	-30	Avec	Avec	11x09
556	8000	5	-30	Avec	Avec	11x09
557	8500	5	-30	Avec	Avec	11x09
558	9000	5	-30	Avec	Avec	11x09
559	9500	5	-30	Avec	Avec	11x09
560	0	10	-30	Avec	Avec	11x09
561	3000	10	-30	Avec	Avec	11x09
562	5000	10	-30	Avec	Avec	11x09
563	5500	10	-30	Avec	Avec	11x09
564	6000	10	-30	Avec	Avec	11x09
565	6500	10	-30	Avec	Avec	11x09
566	7000	10	-30	Avec	Avec	11x09
567	7300	10	-30	Avec	Avec	11x09
568	7710	10	-30	Avec	Avec	11x09
569	8000	10	-30	Avec	Avec	11x09
570	8500	10	-30	Avec	Avec	11x09
571	9000	10	-30	Avec	Avec	11x09
572	9500	10	-30	Avec	Avec	11x09
573	0	15	-30	Avec	Avec	11x09
574	3000	15	-30	Avec	Avec	11x09
575	5000	15	-30	Avec	Avec	11x09
576	5500	15	-30	Avec	Avec	11x09
577	6000	15	-30	Avec	Avec	11x09
578	6500	15	-30	Avec	Avec	11x09
579	7000	15	-30	Avec	Avec	11x09
580	7300	15	-30	Avec	Avec	11x09
581	7735	15	-30	Avec	Avec	11x09
582	8000	15	-30	Avec	Avec	11x09
583	8500	15	-30	Avec	Avec	11x09
584	9000	15	-30	Avec	Avec	11x09
585	9500	15	-30	Avec	Avec	11x09
586	0	19	-30	Avec	Avec	11x09
587	3000	19	-30	Avec	Avec	11x09
588	5000	19	-30	Avec	Avec	11x09
589	5500	19	-30	Avec	Avec	11x09
590	6000	19	-30	Avec	Avec	11x09
591	6500	19	-30	Avec	Avec	11x09
592	7000	19	-30	Avec	Avec	11x09
593	7300	19	-30	Avec	Avec	11x09
594	7745	19	-30	Avec	Avec	11x09

595	8000	19	-30	Avec	Avec	11x09	Phase 7 : Etude de l'influence du sillage de l'hélice
596	8500	19	-30	Avec	Avec	11x09	
597	9000	19	-30	Avec	Avec	11x09	
598	9500	19	-30	Avec	Avec	11x09	
599	0	0	0	Avec	Avec	Non	
600	0	5	0	Avec	Avec	Non	
601	0	10	0	Avec	Avec	Non	
602	0	15	0	Avec	Avec	Non	
603	0	19	0	Avec	Avec	Non	
604	0	0	30	Avec	Avec	Non	
605	0	5	30	Avec	Avec	Non	
606	0	10	30	Avec	Avec	Non	
607	0	15	30	Avec	Avec	Non	
608	0	19	30	Avec	Avec	Non	
609	0	0	90	Avec	Avec	Non	
610	0	5	90	Avec	Avec	Non	
611	0	10	90	Avec	Avec	Non	
612	0	15	90	Avec	Avec	Non	
613	0	19	90	Avec	Avec	Non	
614	0	0	-30	Avec	Avec	Non	
615	0	5	-30	Avec	Avec	Non	
616	0	10	-30	Avec	Avec	Non	
617	0	15	-30	Avec	Avec	Non	
618	0	19	-30	Avec	Avec	Non	
619	0	0	0	Avec	Sans	Non	
620	0	5	0	Avec	Sans	Non	
621	0	10	0	Avec	Sans	Non	
622	0	15	0	Avec	Sans	Non	
623	0	19	0	Avec	Sans	Non	
624	0	0	0	Sans	Avec	Non	
625	0	5	0	Sans	Avec	Non	
626	0	10	0	Sans	Avec	Non	
627	0	15	0	Sans	Avec	Non	
628	0	19	0	Sans	Avec	Non	

7.3. Programme d'essai pour la première campagne sur le montage complet

Pour rappel, la position nominale (0 ; 0 ; 0) est basée sur les dimensions de l'Eurocopter X3 : le propulseur est positionné 0,14 m en amont de la tête rotor (soit un rayon du propulseur), éloigné latéralement de 0,375 m du centre rotor (soit un-demi-rayon du rotor) et placé 0,28 m en dessous de la tête rotor. Les positions testées sont définies selon le référentiel suivant : sachant que \vec{x} est dirigé du nez vers la queue de l'hélicoptère, +1X représente une translation d'un rayon de propulseur (0,14 m) vers l'arrière de l'appareil. Dans ce cas, le propulseur est aligné avec le centre rotor. Quand la position +2X est choisie, le propulseur est situé 0,14 m en aval du centre rotor. Dans la position -1Y, le propulseur est écarté de 0,14 m vers l'extérieur du montage. La position -1/2Z permet l'étude de l'influence des interactions quand le propulseur est déplacé de 0,07 m vers le sol.

N°	X	Y	Z	VVENT (M/S)	ΩPROP (TR/MN)	HELICE	ROTATION ROTOR N°
1,2	no prop	no prop	no prop	0	no prop	Gauche	
3	no prop	no prop	no prop	5	no prop	Gauche	
4	no prop	no prop	no prop	10	no prop	Gauche	1
5	no prop	no prop	no prop	19	no prop	Gauche	
6	no prop	no prop	no prop	15	no prop	Gauche	
7	0	0	0	0	0	Gauche	
8	0	0	0	0	5000	Gauche	
9	0	0	0	0	6000	Gauche	2
10	0	0	0	0	7000	Gauche	
11	0	0	0	0	8000	Gauche	
12	0	0	0	0	9000	Gauche	
13	0	0	0	5	0	Gauche	
14	0	0	0	5	5000	Gauche	
15	0	0	0	5	6000	Gauche	3
16	0	0	0	5	7000	Gauche	
17	0	0	0	5	8000	Gauche	
18	0	0	0	5	9000	Gauche	
19	0	0	0	10	0	Gauche	
20	0	0	0	10	5000	Gauche	
21	0	0	0	10	6000	Gauche	4
22	0	0	0	10	7000	Gauche	
23	0	0	0	10	8000	Gauche	
24	0	0	0	10	9000	Gauche	
25	0	0	0	15	0	Gauche	
26	0	0	0	15	5000	Gauche	
27	0	0	0	15	6000	Gauche	5
28	0	0	0	15	7000	Gauche	
29	0	0	0	15	8000	Gauche	

30	0	0	0	15	9000	Gauche	
31	0	0	0	19	0	Gauche	
32	0	0	0	19	5000	Gauche	
33	0	0	0	19	6000	Gauche	
34	0	0	0	19	7000	Gauche	6
35	0	0	0	19	8000	Gauche	
36	0	0	0	19	9000	Gauche	
37	+1	0	0	0	0	Gauche	
38	+1	0	0	0	5000	Gauche	
39	+1	0	0	0	6000	Gauche	
40	+1	0	0	0	7000	Gauche	7
41	+1	0	0	0	8000	Gauche	
42	+1	0	0	0	9000	Gauche	
43	+1	0	0	5	0	Gauche	
44	+1	0	0	5	5000	Gauche	
45	+1	0	0	5	6000	Gauche	
46	+1	0	0	5	7000	Gauche	8
47	+1	0	0	5	8000	Gauche	
48	+1	0	0	5	9000	Gauche	
49	+1	0	0	10	0	Gauche	
50	+1	0	0	10	5000	Gauche	
51	+1	0	0	10	6000	Gauche	
52	+1	0	0	10	7000	Gauche	9
53	+1	0	0	10	8000	Gauche	
54	+1	0	0	10	9000	Gauche	
55	+1	0	0	15	0	Gauche	
56	+1	0	0	15	5000	Gauche	
57	+1	0	0	15	6000	Gauche	
58	+1	0	0	15	7000	Gauche	10
59	+1	0	0	15	8000	Gauche	
60	+1	0	0	15	9000	Gauche	
61	+1	0	0	19	0	Gauche	
62	+1	0	0	19	5000	Gauche	
63	+1	0	0	19	6000	Gauche	
64	+1	0	0	19	7000	Gauche	11
65	+1	0	0	19	8000	Gauche	
66	+1	0	0	19	9000	Gauche	
67	+2	0	0	0	0	Gauche	
68	+2	0	0	0	5000	Gauche	
69	+2	0	0	0	6000	Gauche	12
70	+2	0	0	0	7000	Gauche	

71	+2	0	0	0	8000	Gauche	
72	+2	0	0	0	9000	Gauche	
73	+2	0	0	5	0	Gauche	
74	+2	0	0	5	5000	Gauche	
75	+2	0	0	5	6000	Gauche	13
76	+2	0	0	5	7000	Gauche	
77	+2	0	0	5	8000	Gauche	
78	+2	0	0	5	9000	Gauche	
79	+2	0	0	10	0	Gauche	
80	+2	0	0	10	5000	Gauche	
81	+2	0	0	10	6000	Gauche	14
82	+2	0	0	10	7000	Gauche	
83	+2	0	0	10	8000	Gauche	
84	+2	0	0	10	9000	Gauche	
85	+2	0	0	15	0	Gauche	
86	+2	0	0	15	5000	Gauche	
87	+2	0	0	15	6000	Gauche	15
88	+2	0	0	15	7000	Gauche	
89	+2	0	0	15	8000	Gauche	
90	+2	0	0	15	9000	Gauche	
91	+2	0	0	19	0	Gauche	
92	+2	0	0	19	5000	Gauche	
93	+2	0	0	19	6000	Gauche	16
94	+2	0	0	19	7000	Gauche	
95	+2	0	0	19	8000	Gauche	
96	+2	0	0	19	9000	Gauche	
97	0	-1	0	0	0	Gauche	
98	0	-1	0	0	5000	Gauche	
99	0	-1	0	0	6000	Gauche	17
100	0	-1	0	0	7000	Gauche	
101	0	-1	0	0	8000	Gauche	
102	0	-1	0	0	9000	Gauche	
103	0	-1	0	5	0	Gauche	
104	0	-1	0	5	5000	Gauche	
105	0	-1	0	5	6000	Gauche	18
106	0	-1	0	5	7000	Gauche	
107	0	-1	0	5	8000	Gauche	
108	0	-1	0	5	9000	Gauche	
109	0	-1	0	10	0	Gauche	
110	0	-1	0	10	5000	Gauche	19
111	0	-1	0	10	6000	Gauche	

112	0	-1	0	10	7000	Gauche	
113	0	-1	0	10	8000	Gauche	
114	0	-1	0	10	9000	Gauche	
115	0	-1	0	15	0	Gauche	
116	0	-1	0	15	5000	Gauche	
117	0	-1	0	15	6000	Gauche	20
118	0	-1	0	15	7000	Gauche	
119	0	-1	0	15	8000	Gauche	
120	0	-1	0	15	9000	Gauche	
121	0	-1	0	19	0	Gauche	
122	0	-1	0	19	5000	Gauche	
123	0	-1	0	19	6000	Gauche	21
124	0	-1	0	19	7000	Gauche	
125	0	-1	0	19	8000	Gauche	
126	0	-1	0	19	9000	Gauche	
127	0	0	-1/2	0	0	Gauche	
128	0	0	-1/2	0	5000	Gauche	
129	0	0	-1/2	0	6000	Gauche	22
130	0	0	-1/2	0	7000	Gauche	
131	0	0	-1/2	0	8000	Gauche	
132	0	0	-1/2	0	9000	Gauche	
133	0	0	-1/2	5	0	Gauche	
134	0	0	-1/2	5	5000	Gauche	
135	0	0	-1/2	5	6000	Gauche	23
136	0	0	-1/2	5	7000	Gauche	
137	0	0	-1/2	5	8000	Gauche	
138	0	0	-1/2	5	9000	Gauche	
139	0	0	-1/2	10	0	Gauche	
140	0	0	-1/2	10	5000	Gauche	
141	0	0	-1/2	10	6000	Gauche	24
142	0	0	-1/2	10	7000	Gauche	
143	0	0	-1/2	10	8000	Gauche	
144	0	0	-1/2	10	9000	Gauche	
145	0	0	-1/2	15	0	Gauche	
146	0	0	-1/2	15	5000	Gauche	
147	0	0	-1/2	15	6000	Gauche	25
148	0	0	-1/2	15	7000	Gauche	
149	0	0	-1/2	15	8000	Gauche	
150	0	0	-1/2	15	9000	Gauche	
151	0	0	-1/2	19	0	Gauche	26
152	0	0	-1/2	19	5000	Gauche	

153	0	0	-1/2	19	6000	Gauche	
154	0	0	-1/2	19	7000	Gauche	
155	0	0	-1/2	19	8000	Gauche	
156	0	0	-1/2	19	9000	Gauche	
157	+3	0	0	0	0	Gauche	
158	+3	0	0	0	5000	Gauche	
159	+3	0	0	0	6000	Gauche	27
160	+3	0	0	0	7000	Gauche	
161	+3	0	0	0	8000	Gauche	
162	+3	0	0	0	9000	Gauche	
163	+3	0	0	5	0	Gauche	
164	+3	0	0	5	5000	Gauche	
165	+3	0	0	5	6000	Gauche	28
166	+3	0	0	5	7000	Gauche	
167	+3	0	0	5	8000	Gauche	
168	+3	0	0	5	9000	Gauche	
169	+3	0	0	10	0	Gauche	
170	+3	0	0	10	5000	Gauche	
171	+3	0	0	10	6000	Gauche	29
172	+3	0	0	10	7000	Gauche	
173	+3	0	0	10	8000	Gauche	
174	+3	0	0	10	9000	Gauche	
175	+3	0	0	15	0	Gauche	
176	+3	0	0	15	5000	Gauche	
177	+3	0	0	15	6000	Gauche	30
178	+3	0	0	15	7000	Gauche	
179	+3	0	0	15	8000	Gauche	
180	+3	0	0	15	9000	Gauche	
181	+3	0	0	19	0	Gauche	
182	+3	0	0	19	5000	Gauche	
183	+3	0	0	19	6000	Gauche	31
184	+3	0	0	19	7000	Gauche	
185	+3	0	0	19	8000	Gauche	
186	+3	0	0	19	9000	Gauche	

7.4. Programme d'essai des mesures PIV sur le montage complet

Treize essais PIV ont été réalisés selon la matrice suivante. Nota : dt (us) correspond à l'intervalle de temps, en micro secondes, observé entre deux clichés.

N°	POSITION	VVENT (M/S)	DT (US)	PLAN
1	+1X, inactif	5	150	Amont
2	+1X	5	150	Amont
3	+1X	10	80	Amont
4	+1X	15	50	Amont
5	+1X	19	50	Amont
6	Nominale	5	150	Amont
7	Nominale	10	80	Amont
8	Nominale	15	60	Amont
9	Nominale	19	50	Amont
10	+1X	5	150	Aval
11	+1X	10	80	Aval
12	+1X	15	60	Aval
13	+1X	19	50	Aval

7.5. Programme d'essais pour la seconde campagne sur le propulseur isolé

Suite au changement de la balance du propulseur, une caractérisation de l'hélice isolée a été conduite. Cette étude préalable permettra d'identifier l'influence des interactions lors de la comparaison avec les mesures effectuées sur le montage complet. Les essais représentés en orange ont été doublés pour effectuer une analyse de répétabilité.

Essai	RPM (tr/mn)	Vvent (m/s)	Carénage
1	0	0	Non
2	3000	0	Non
3	5000	0	Non
4	6000	0	Non
5	7000	0	Non
6	8000	0	Non
7	9000	0	Non
8	0	5	Non
9	3000	5	Non
10	5000	5	Non
11	6000	5	Non
12	7000	5	Non
13	8000	5	Non
14	9000	5	Non
15	0	10	Non
16	3000	10	Non
17	5000	10	Non
18	6000	10	Non
19	7000	10	Non
20	8000	10	Non
21	9000	10	Non
22	0	15	Non
23	3000	15	Non
24	5000	15	Non
25	6000	15	Non
26	7000	15	Non
27	8000	15	Non
28	9000	15	Non
29	0	19	Non
30	3000	19	Non
31	5000	19	Non
32	6000	19	Non
33	7000	19	Non

34	8000	19	Non
35	9000	19	Non
36	0	0	Oui
37	3000	0	Oui
38	5000	0	Oui
39	6000	0	Oui
40	7000	0	Oui
41	8000	0	Oui
42	9000	0	Oui
43	0	5	Oui
44	3000	5	Oui
45	5000	5	Oui
46	6000	5	Oui
47	7000	5	Oui
48	8000	5	Oui
49	9000	5	Oui
50	0	10	Oui
51	3000	10	Oui
52	5000	10	Oui
53	6000	10	Oui
54	7000	10	Oui
55	8000	10	Oui
56	9000	10	Oui
57	0	15	Oui
58	3000	15	Oui
59	5000	15	Oui
60	6000	15	Oui
61	7000	15	Oui
62	8000	15	Oui
63	9000	15	Oui
64	0	19	Oui
65	3000	19	Oui
66	5000	19	Oui
67	6000	19	Oui
68	7000	19	Oui
69	8000	19	Oui
70	9000	19	Oui

7.6. Programme d'essais pour la seconde campagne sur le montage complet

La campagne sur le montage complet a ensuite été réalisée selon la matrice suivante. Contrairement à la campagne précédente, des essais sont réalisés des deux côtés de l'hélicoptère : à gauche (sous la pale avançante) et à droite sens pilote.

N°ESSAI	POSITION X	POSITION Y	POSITION Z	VVENT	RPM	HELICE
1	0	0	0	0	0	Gauche
2	0	0	0	0	5000	Gauche
3	0	0	0	0	6000	Gauche
4	0	0	0	0	7000	Gauche
5	0	0	0	0	8000	Gauche
6	0	0	0	0	9000	Gauche
7	0	0	0	5	0	Gauche
8	0	0	0	5	5000	Gauche
9	0	0	0	5	6000	Gauche
10	0	0	0	5	7000	Gauche
11	0	0	0	5	8000	Gauche
12	0	0	0	5	9000	Gauche
13	0	0	0	10	0	Gauche
14	0	0	0	10	5000	Gauche
15	0	0	0	10	6000	Gauche
16	0	0	0	10	7000	Gauche
17	0	0	0	10	8000	Gauche
18	0	0	0	10	9000	Gauche
19	0	0	0	15	0	Gauche
20	0	0	0	15	5000	Gauche
21	0	0	0	15	6000	Gauche
22	0	0	0	15	7000	Gauche
23	0	0	0	15	8000	Gauche
24	0	0	0	15	9000	Gauche
25	0	0	0	19	0	Gauche
26	0	0	0	19	5000	Gauche
27	0	0	0	19	6000	Gauche
28	0	0	0	19	7000	Gauche
29	0	0	0	19	8000	Gauche
30	0	0	0	19	9000	Gauche
31	+1	0	0	0	0	Gauche
32	+1	0	0	0	5000	Gauche
33	+1	0	0	0	6000	Gauche
34	+1	0	0	0	7000	Gauche

35	+1	0	0	0	8000	Gauche
36	+1	0	0	0	9000	Gauche
37	+1	0	0	5	0	Gauche
38	+1	0	0	5	5000	Gauche
39	+1	0	0	5	6000	Gauche
40	+1	0	0	5	7000	Gauche
41	+1	0	0	5	8000	Gauche
42	+1	0	0	5	9000	Gauche
43	+1	0	0	10	0	Gauche
44	+1	0	0	10	5000	Gauche
45	+1	0	0	10	6000	Gauche
46	+1	0	0	10	7000	Gauche
47	+1	0	0	10	8000	Gauche
48	+1	0	0	10	9000	Gauche
49	+1	0	0	15	0	Gauche
50	+1	0	0	15	5000	Gauche
51	+1	0	0	15	6000	Gauche
52	+1	0	0	15	7000	Gauche
53	+1	0	0	15	8000	Gauche
54	+1	0	0	15	9000	Gauche
55	+1	0	0	19	0	Gauche
56	+1	0	0	19	5000	Gauche
57	+1	0	0	19	6000	Gauche
58	+1	0	0	19	7000	Gauche
59	+1	0	0	19	8000	Gauche
60	+1	0	0	19	9000	Gauche
61	+2	0	0	0	0	Gauche
62	+2	0	0	0	5000	Gauche
63	+2	0	0	0	6000	Gauche
64	+2	0	0	0	7000	Gauche
65	+2	0	0	0	8000	Gauche
66	+2	0	0	0	9000	Gauche
67	+2	0	0	5	0	Gauche
68	+2	0	0	5	5000	Gauche
69	+2	0	0	5	6000	Gauche
70	+2	0	0	5	7000	Gauche
71	+2	0	0	5	8000	Gauche
72	+2	0	0	5	9000	Gauche
73	+2	0	0	10	0	Gauche
74	+2	0	0	10	5000	Gauche
75	+2	0	0	10	6000	Gauche

76	+2	0	0	10	7000	Gauche
77	+2	0	0	10	8000	Gauche
78	+2	0	0	10	9000	Gauche
79	+2	0	0	15	0	Gauche
80	+2	0	0	15	5000	Gauche
81	+2	0	0	15	6000	Gauche
82	+2	0	0	15	7000	Gauche
83	+2	0	0	15	8000	Gauche
84	+2	0	0	15	9000	Gauche
85	+2	0	0	19	0	Gauche
86	+2	0	0	19	5000	Gauche
87	+2	0	0	19	6000	Gauche
88	+2	0	0	19	7000	Gauche
89	+2	0	0	19	8000	Gauche
90	+2	0	0	19	9000	Gauche
91	0	-1	0	0	0	Gauche
92	0	-1	0	0	5000	Gauche
93	0	-1	0	0	6000	Gauche
94	0	-1	0	0	7000	Gauche
95	0	-1	0	0	8000	Gauche
96	0	-1	0	0	9000	Gauche
97	0	-1	0	5	0	Gauche
98	0	-1	0	5	5000	Gauche
99	0	-1	0	5	6000	Gauche
100	0	-1	0	5	7000	Gauche
101	0	-1	0	5	8000	Gauche
102	0	-1	0	5	9000	Gauche
103	0	-1	0	10	0	Gauche
104	0	-1	0	10	5000	Gauche
105	0	-1	0	10	6000	Gauche
106	0	-1	0	10	7000	Gauche
107	0	-1	0	10	8000	Gauche
108	0	-1	0	10	9000	Gauche
109	0	-1	0	15	0	Gauche
110	0	-1	0	15	5000	Gauche
111	0	-1	0	15	6000	Gauche
112	0	-1	0	15	7000	Gauche
113	0	-1	0	15	8000	Gauche
114	0	-1	0	15	9000	Gauche
115	0	-1	0	19	0	Gauche
116	0	-1	0	19	5000	Gauche

117	0	-1	0	19	6000	Gauche
118	0	-1	0	19	7000	Gauche
119	0	-1	0	19	8000	Gauche
120	0	-1	0	19	9000	Gauche
121	+1	-1	0	0	0	Gauche
122	+1	-1	0	0	5000	Gauche
123	+1	-1	0	0	6000	Gauche
124	+1	-1	0	0	7000	Gauche
125	+1	-1	0	0	8000	Gauche
126	+1	-1	0	0	9000	Gauche
127	+1	-1	0	5	0	Gauche
128	+1	-1	0	5	5000	Gauche
129	+1	-1	0	5	6000	Gauche
130	+1	-1	0	5	7000	Gauche
131	+1	-1	0	5	8000	Gauche
132	+1	-1	0	5	9000	Gauche
133	+1	-1	0	10	0	Gauche
134	+1	-1	0	10	5000	Gauche
135	+1	-1	0	10	6000	Gauche
136	+1	-1	0	10	7000	Gauche
137	+1	-1	0	10	8000	Gauche
138	+1	-1	0	10	9000	Gauche
139	+1	-1	0	15	0	Gauche
140	+1	-1	0	15	5000	Gauche
141	+1	-1	0	15	6000	Gauche
142	+1	-1	0	15	7000	Gauche
143	+1	-1	0	15	8000	Gauche
144	+1	-1	0	15	9000	Gauche
145	+1	-1	0	19	0	Gauche
146	+1	-1	0	19	5000	Gauche
147	+1	-1	0	19	6000	Gauche
148	+1	-1	0	19	7000	Gauche
149	+1	-1	0	19	8000	Gauche
150	+1	-1	0	19	9000	Gauche
151	0	0	-0,5	0	0	Gauche
152	0	0	-0,5	0	5000	Gauche
153	0	0	-0,5	0	6000	Gauche
154	0	0	-0,5	0	7000	Gauche
155	0	0	-0,5	0	8000	Gauche
156	0	0	-0,5	0	9000	Gauche
157	0	0	-0,5	5	0	Gauche

158	0	0	-0,5	5	5000	Gauche
159	0	0	-0,5	5	6000	Gauche
160	0	0	-0,5	5	7000	Gauche
161	0	0	-0,5	5	8000	Gauche
162	0	0	-0,5	5	9000	Gauche
163	0	0	-0,5	10	0	Gauche
164	0	0	-0,5	10	5000	Gauche
165	0	0	-0,5	10	6000	Gauche
166	0	0	-0,5	10	7000	Gauche
167	0	0	-0,5	10	8000	Gauche
168	0	0	-0,5	10	9000	Gauche
169	0	0	-0,5	15	0	Gauche
170	0	0	-0,5	15	5000	Gauche
171	0	0	-0,5	15	6000	Gauche
172	0	0	-0,5	15	7000	Gauche
173	0	0	-0,5	15	8000	Gauche
174	0	0	-0,5	15	9000	Gauche
175	0	0	-0,5	19	0	Gauche
176	0	0	-0,5	19	5000	Gauche
177	0	0	-0,5	19	6000	Gauche
178	0	0	-0,5	19	7000	Gauche
179	0	0	-0,5	19	8000	Gauche
180	0	0	-0,5	19	9000	Gauche
181	0	0	0	0	0	Droite
182	0	0	0	0	5000	Droite
183	0	0	0	0	6000	Droite
184	0	0	0	0	7000	Droite
185	0	0	0	0	8000	Droite
186	0	0	0	0	9000	Droite
187	0	0	0	5	0	Droite
188	0	0	0	5	5000	Droite
189	0	0	0	5	6000	Droite
190	0	0	0	5	7000	Droite
191	0	0	0	5	8000	Droite
192	0	0	0	5	9000	Droite
193	0	0	0	5	0	Droite
194	0	0	0	5	5000	Droite
195	0	0	0	5	6000	Droite
196	0	0	0	10	7000	Droite
197	0	0	0	10	8000	Droite
198	0	0	0	10	9000	Droite

199	0	0	0	10	0	Droite
200	0	0	0	10	5000	Droite
201	0	0	0	15	6000	Droite
202	0	0	0	15	7000	Droite
203	0	0	0	15	8000	Droite
204	0	0	0	15	9000	Droite
205	0	0	0	15	0	Droite
206	0	0	0	19	5000	Droite
207	0	0	0	19	6000	Droite
208	0	0	0	19	7000	Droite
209	0	0	0	19	8000	Droite
210	0	0	0	19	9000	Droite
211	+1	0	0	0	0	Droite
212	+1	0	0	0	5000	Droite
213	+1	0	0	0	6000	Droite
214	+1	0	0	0	7000	Droite
215	+1	0	0	0	8000	Droite
216	+1	0	0	0	9000	Droite
217	+1	0	0	5	0	Droite
218	+1	0	0	5	5000	Droite
219	+1	0	0	5	6000	Droite
220	+1	0	0	5	7000	Droite
221	+1	0	0	5	8000	Droite
222	+1	0	0	5	9000	Droite
223	+1	0	0	5	0	Droite
224	+1	0	0	5	5000	Droite
225	+1	0	0	5	6000	Droite
226	+1	0	0	10	7000	Droite
227	+1	0	0	10	8000	Droite
228	+1	0	0	10	9000	Droite
229	+1	0	0	10	0	Droite
230	+1	0	0	10	5000	Droite
231	+1	0	0	15	6000	Droite
232	+1	0	0	15	7000	Droite
233	+1	0	0	15	8000	Droite
234	+1	0	0	15	9000	Droite
235	+1	0	0	15	0	Droite
236	+1	0	0	19	5000	Droite
237	+1	0	0	19	6000	Droite
238	+1	0	0	19	7000	Droite
239	+1	0	0	19	8000	Droite

240	+1	0	0	19	9000	Droite
241	+2	0	0	0	0	Droite
242	+2	0	0	0	5000	Droite
243	+2	0	0	0	6000	Droite
244	+2	0	0	0	7000	Droite
245	+2	0	0	0	8000	Droite
246	+2	0	0	0	9000	Droite
247	+2	0	0	5	0	Droite
248	+2	0	0	5	5000	Droite
249	+2	0	0	5	6000	Droite
250	+2	0	0	5	7000	Droite
251	+2	0	0	5	8000	Droite
252	+2	0	0	5	9000	Droite
253	+2	0	0	5	0	Droite
254	+2	0	0	5	5000	Droite
255	+2	0	0	5	6000	Droite
256	+2	0	0	10	7000	Droite
257	+2	0	0	10	8000	Droite
258	+2	0	0	10	9000	Droite
259	+2	0	0	10	0	Droite
260	+2	0	0	10	5000	Droite
261	+2	0	0	15	6000	Droite
262	+2	0	0	15	7000	Droite
263	+2	0	0	15	8000	Droite
264	+2	0	0	15	9000	Droite
265	+2	0	0	15	0	Droite
266	+2	0	0	19	5000	Droite
267	+2	0	0	19	6000	Droite
268	+2	0	0	19	7000	Droite
269	+2	0	0	19	8000	Droite
270	+2	0	0	19	9000	Droite
271	0	-1	0	0	0	Droite
272	0	-1	0	0	5000	Droite
273	0	-1	0	0	6000	Droite
274	0	-1	0	0	7000	Droite
275	0	-1	0	0	8000	Droite
276	0	-1	0	0	9000	Droite
277	0	-1	0	5	0	Droite
278	0	-1	0	5	5000	Droite
279	0	-1	0	5	6000	Droite
280	0	-1	0	5	7000	Droite

281	0	-1	0	5	8000	Droite
282	0	-1	0	5	9000	Droite
283	0	-1	0	5	0	Droite
284	0	-1	0	5	5000	Droite
285	0	-1	0	5	6000	Droite
286	0	-1	0	10	7000	Droite
287	0	-1	0	10	8000	Droite
288	0	-1	0	10	9000	Droite
289	0	-1	0	10	0	Droite
290	0	-1	0	10	5000	Droite
291	0	-1	0	15	6000	Droite
292	0	-1	0	15	7000	Droite
293	0	-1	0	15	8000	Droite
294	0	-1	0	15	9000	Droite
295	0	-1	0	15	0	Droite
296	0	-1	0	19	5000	Droite
297	0	-1	0	19	6000	Droite
298	0	-1	0	19	7000	Droite
299	0	-1	0	19	8000	Droite
300	0	-1	0	19	9000	Droite
301	+1	-1	0	0	0	Droite
302	+1	-1	0	0	5000	Droite
303	+1	-1	0	0	6000	Droite
304	+1	-1	0	0	7000	Droite
305	+1	-1	0	0	8000	Droite
306	+1	-1	0	0	9000	Droite
307	+1	-1	0	5	0	Droite
308	+1	-1	0	5	5000	Droite
309	+1	-1	0	5	6000	Droite
310	+1	-1	0	5	7000	Droite
311	+1	-1	0	5	8000	Droite
312	+1	-1	0	5	9000	Droite
313	+1	-1	0	5	0	Droite
314	+1	-1	0	5	5000	Droite
315	+1	-1	0	5	6000	Droite
316	+1	-1	0	10	7000	Droite
317	+1	-1	0	10	8000	Droite
318	+1	-1	0	10	9000	Droite
319	+1	-1	0	10	0	Droite
320	+1	-1	0	10	5000	Droite
321	+1	-1	0	15	6000	Droite

322	+1	-1	0	15	7000	Droite
323	+1	-1	0	15	8000	Droite
324	+1	-1	0	15	9000	Droite
325	+1	-1	0	15	0	Droite
326	+1	-1	0	19	5000	Droite
327	+1	-1	0	19	6000	Droite
328	+1	-1	0	19	7000	Droite
329	+1	-1	0	19	8000	Droite
330	+1	-1	0	19	9000	Droite

7.7. Article ODAS

En novembre 2020, la caractérisation isolée du propulseur a été présentée à l'ODAS (ONERA-DLR Annual Symposium). Cet article avait pour objectif de présenter l'installation expérimentale et de mettre en avant les capacités de la soufflerie L2. L'influence des paramètres de vol sur le comportement de l'hélice a aussi été soulignée grâce à des variations de vitesse de vent, de vitesse de rotation, et d'angle de dérapage. L'effet positif du carénage et du cône d'hélice a aussi été démontré. Enfin, cet article a permis une comparaison des résultats numériques et expérimentaux afin de valider les deux approches.

TITLE: Characterization of the propeller for the experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters
NAME & First name of main author: LEFEVRE Lauriane
NAME & First name of co-authors: - NOWINSKI Vianney
Address (Department/Institute): ONERA – DAAA/ELV 5 rue des fortifications, 59000 Lille, France
E-mail address of main author: lauriane.lefevre@onera.fr
Phone number of main author: +33 3 20 49 69 80
Date of birth of all authors: - LEFEVRE Lauriane : 11/17/1996 - NOWINSKI Vianney : 07/18/1988

Introduction

Helicopters have always been recognized for their vertical take-off and landing (VTOL) and hovering capabilities. While the demand has increased due to the multiplication of air transports, the military and civil needs cannot be reached by the classical configurations because of 1) a limited maximum speed, 2) a low load capacity, 3) a small autonomy, and 4) a questionable comfort due to vibrations and noises ... In that context, the compound helicopters have been designed.

Including additional rotors and/or lift wings, those setups entail a rotor slow-down. Different compound configurations have been studied throughout the years: the tilt rotor, the coaxial compound, the tandem helicopter, the simple lift wing... This study focuses on the hybrid compound helicopter, composed of two side propellers mounted on a lift wing as shown in Figure 1. On top of increasing the maximum speed while preserving hovering abilities, the side propellers create an efficient anti-torque facilitating the piloting of the aircraft.



Figure 1 - Eurocopter X3 (left) and Sikorsky RACER (right)

However, compound helicopters are subject to complex interactions, mainly between the different rotating elements. Research has been conducted to study rotor/wing [1]–[5], rotor/fuselage [6]–[8] and wing/propeller interactions [9], but no investigation of the rotor/propeller interactions has been published to date. In this context, this work focuses on the experimental study of the

rotor/propeller interactions, and this paper presents the exhaustive aerodynamic characterization of the propeller.

The experiments took place in the ONERA L2 subsonic wind tunnel with off-the-shelf components. Varying wind speed, rotational speed and side-slip angle, the ideal flight conditions were identified to prepare the characterization of the assembly. The good concordance between numerical and experimental data validated the previous numerical tools.

Experimental setup

Propeller

The first step of this experimental study consists in characterizing the propeller's performances in different flight conditions. Considering the Dauphin 365N model (scale 1/7.7) used for further experiments, the propellers were chosen to mimic the Eurocopter X3 dimensions as shown in Figure 2.

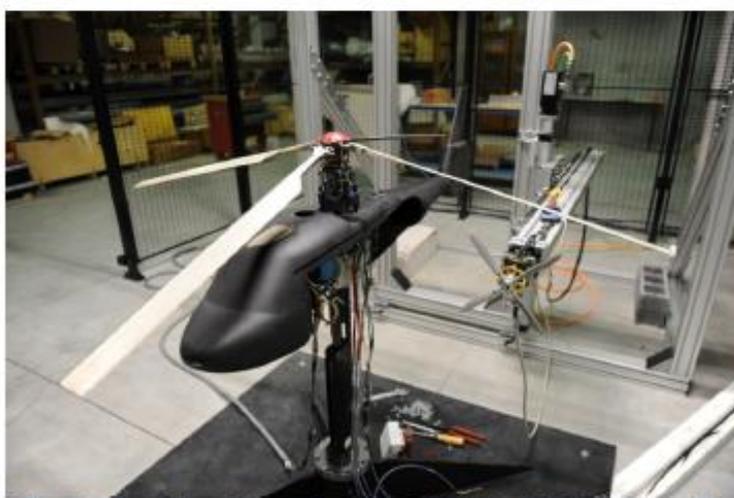


Figure 2 – Installation of the small-scale Dauphin365N and APC11x06-4 propeller

Two 4-blades profiles supplied by APC propeller were considered: 11x09-4 and 11x06-4. To preserve the geometric ratio between the main rotor and the propeller, the propeller has a diameter of 0.28m (11 inches). The only difference between the two profiles is the blade angle (namely 9° and 6°). The blades are made of glass filled nylon. The profiles of the blade were furnished by the supplier, and the polar were obtained using the elsA 2D CFD software for low Reynolds numbers. The coherence of the results was certified using the K-omega model.

To maximize the aerodynamic efficiency of the propeller, a cone has been designed. A fairing has been implemented to isolate the aerodynamic efforts from the flux created by the propeller and by the wind-tunnel. The efficiency of those installations is discussed in this paper.

Measures are performed using the AMTI MC3A 6-axis balance. The characteristics are: non linearity of $\pm 0.2\%$ at full scale, transverse sensibility lower than 2%. The balance is equipped with a GEN5 conditioner. The assembly is also equipped with accelerometers and a resistance thermometer (PT100).

For each flight condition, the data is measured for 30 seconds at a frequency of 3000Hz. The measures are acquired with LabVIEW, also used to monitor the evolution of the efforts and to set the rotational speed of the propeller. The post treatment is performed using a house made python code.

Wind tunnel

Experimental studies were conducted in the ONERA large size-low speed L2 wind tunnel. This installation has been in operation since 1968 for naval, industrial and aeronautical applications with a large panel of measurement techniques.

The test-section is 6 meters wide, 2.4 meters high and 13 meters long. To adapt the assembly, a rotating plate of diameter 5.96 meters is integrated into the wind tunnel floor. The measured drift angle is set with an over-estimated uncertainty of 0.1° . The center of the rotating disk is located 6.5 meters downstream of the honey comb.

Downstream of the test section, a small divergence to a width of 2.8 meters is observed to fit the 18 fans divided in 3 horizontal lines and 6 columns. All together, the fans provide a power of 125 kW, allowing the velocity to reach 19 m/s.

The flow is then vented to the rear part of the hall where it freely diffuses to the sides and top before returning to the entrance of the tunnel with a slow velocity.

The wind tunnel operates at ambient atmospheric conditions. The humidity, the ambient static pressure and temperature are measured in the undisturbed air in the hall to evaluate the influence of the atmospheric conditions on the air density. No cooling devices are used to keep the flow at a constant low temperature but, considering the low velocities involved, the natural heat conduction only generates a 5°C per hour temperature increase in continuous operations. The flow passage ensures the cooling of the electric engines of the fans.

The turbulence profile shows values up to 7.6% close to the walls, but less than 0.5% in the middle of the section. Those values depend on the wind speed, and on the geometry of the profile. Considering the small dimensions of the propeller, the wall and blockage effects are assumed negligible. This hypothesis is verified when studying the effect of the side-slip angle on the performances.



Figure 3 - Small scale propeller mounted in the L2 subsonic wind tunnel

Computational models

Unsteady free wake approach

The first numerical approach used during this study was PUMA (Potential Unsteady Methods for Aerodynamics), a free wake code developed at ONERA. Particularly used in the pre-design phases for fixed and rotating wings, the code is based on a coupling between the kinematic and the free aerodynamic modules.

A rigid body system is used to determine the kinematic module. The structure is composed of links and articulations, and the hypothesis of a negligible deformation regardless of the external constraints is made to simplify the computation.

The aerodynamic module is determined using a free wake model and a lifting line approach. The free wake model describes the unsteady evolution of the wake modelled by a potential discontinuity surface, based on the Mudry theory [10]. The potential approach can be used to consider any surface in the wake. The lifting line theory predicts the lift distribution over a three-dimensional wing based on its 2D polars. Based on the simplification of the wing into a simple line at the quarter of the chord, this approach considers the 3D corrections for blade sweep. Therefore, this theory is particularly adapted for tapered wings, which is the case for the considered propeller.

The wing is divided into sections whose dimensions depend on the local angle of the physical wing. Based on the Kutta-Joukowski theorem, the concept of circulation is introduced to reflect the influence of the neighboring sections [11]. The lift and the drag coefficient can be determined by integrating the circulation terms over the section.

To balance between accuracy and resource mobilization, different temporal discretizations are available. OpenMP is used to reduce the computational time. The Multilevel Fast Multiple Method is set to speed up the resolution of the equations of the velocities induced by the wake of each section.

The computation parameters were based on previous studies. Depending on the case, the last 3 to 5 wake revolutions were averaged and 8 to 15 revolutions were computed. While most of the cases reached the convergence with those parameters, for low advance ratio or for specific side-slip angles unsteadiness was important. Some numerical parameters had to be modified to stabilize the computation, which might have affected the obtained results.

The free wake approach presents several limitations: 1) only incompressible, non viscous and steady flows can be considered and 2) the theory cannot be applied for swept wings, or for low aspect ratio wings. Considering the very low speeds involved and the geometry of the blades, the up-listed limitations do not interfere with our case. In that context, further studies including a CFD code were conducted to validate the model. In all the numerical studies, the fuselage of the helicopter was not considered. This study will evaluate the coherence of the numerical results and propose, if applicable, corrections to the numerical tools.

ElsA

ElsA is a URANS CFD solver developed at ONERA since 1997. Suitable for various configurations, going from the full plane to the helicopter and the compressor, the software can consider the aeroelastic effects.

The grids of the rotor and of the propeller blades are built using Pointwise®. The background mesh is a Cartesian grid based on an Octree approach, counting 9 levels with a ½ scale between each level. The computational parameters were set using the experience of the previous studies. The convergence is obtained when the variation of mean thrust between two revolutions remains low, which is easily reachable in a few revolutions.

In this study, elsA was used to determine the airfoil data needed in the PUMA computation, considering a constant Re/Mach ratio (with Re the Reynolds number) corresponding to the studied propeller. The CFD software was also consulted for more complete computations to validate the PUMA approach and to determine more precisely the interactional rotor/propeller effects.

Results

Preliminary studies

The first step of this study consisted in understanding the critical flight conditions. To do so, the model of the DAUPHIN 365N was implemented in the elsA code to examine the influence of the main rotor's wake on the propeller, and the propeller's wake [12].

For hovering flights, the rotor wake generates a 10m/s 90° incidence flow on the propeller. At high advance ratios, the rotor wake passes over the propeller and the flux is sucked. This generates a decrease of the propeller inflow velocity which increases the local angle of attack, and ultimately increases the thrust. In the case where the isolated propeller operated at its maximal thrust capacity, the interactions lead to a flux separation and a drastic loss of aerodynamic efficiency. The emergence of radial components of the propeller's inflow velocity, as well as the increase of the pitching moment can also be highlighted. Depending on the positioning of the propeller, the interactions may severely impact the maneuverability of the helicopter.

On the other hand, the influence of the propeller on the rotor is low. An increase of power of about 3% arises at high advance ratio. The hypothesis of a rotor/propeller decoupling at high advance ratio is done for further study. This hypothesis will be verified when comparing the data of the isolated characterizations with the performances of the full model.

Experimental results

Tests were conducted considering different parameters:

- The wind speed varies from 0m/s to 19m/s, thus operating through all the L2 capabilities. To suppress the inertial effects, a stabilization time is observed at each wind speed change.
- The rotational speed of the propeller varies from 0rpm to 9,500rpm. The rotational speed is set with an uncertainty of ± 30 rpm. This study aims to extract trend curves to determine the ideal functioning modes.
- The side-slip angle varies from -30° to $+90^\circ$. The symmetry of the efforts, as well as the influence of the isolated rotor wake are studied.
- Two propellers profiles are tested to determine the influence of the blade angle on the performances.
- The influences of the fairing and of the cone are discussed.

All the figures below show the 95% confidence interval in red.

As shown in Figure 4, the effective traction (F_x) of the propeller is increased when the rotational speed is increased or when the wind speed is decreased. Unlike what was expected, the plane forces (horizontally F_y and vertically F_z) and moments are not null. This is caused by multiple sources: 1) an unbalanced assembly, 2) a non-symmetrical wind due to an imprecise adjustment of the rotating plate, and 3) the asymmetric intrusive measurement bench blocking the development of the propeller's wake. The influence of those parameters is maximal at low speeds.

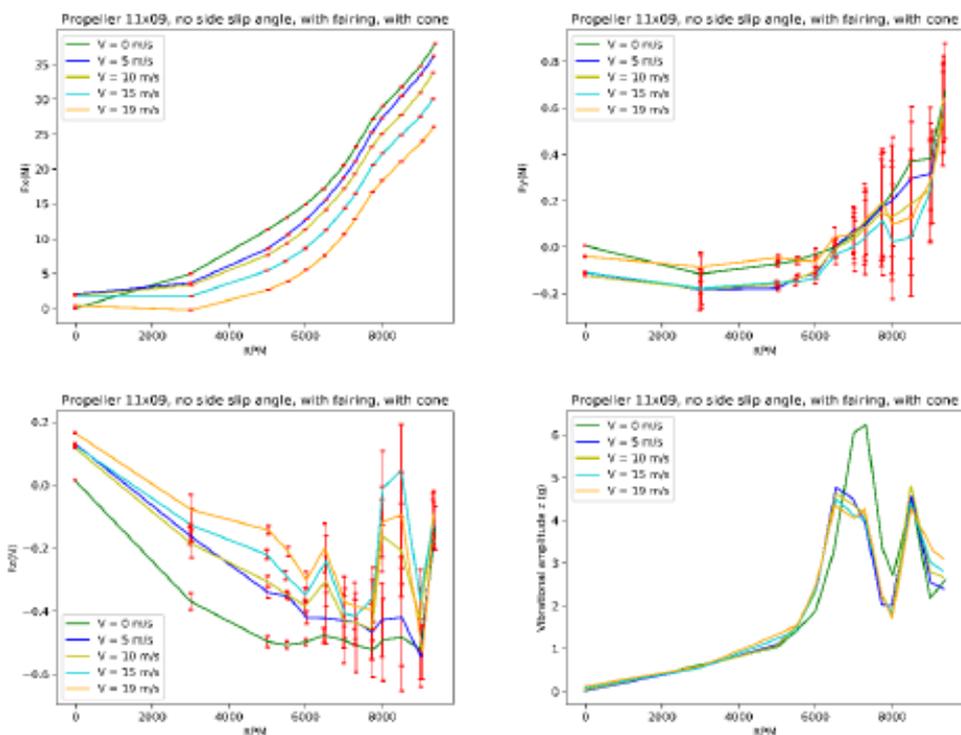


Figure 4 - Mean efforts and vibrations depending on the propeller rotational speed for different wind speeds

Local maximums and minimums can be observed. Those peaks were coupled with vibrations maximums, thus privileging the hypothesis of resonance of the assembly. A fast Fourier transform highlighted the main resonance frequencies. A 6th order low pass filtering has been applied at 150Hz to limit the standard deviation of the measures, but the same profile was conserved. A study with the isolated measurement bench showed that the resonance peaks appears even when the propeller is not implanted. The hypothesis that the vibrations are mainly caused by the eigenmode of the structure is privileged.

A fairing and a cone have been installed (Figure 5). The fairing decouples the measured forces from the efforts induced by the propeller's wake by isolating the motor and the balance. Examining the results with and without fairing proves that the lateral efforts are mainly caused by the asymmetry of the measurement bench. On top of ensuring the correction of the measures, adding a fairing thus increases the balance of the device. The vibrations are also limited probably due to the stiffening of the device and to the transmission of the wake induced forces behind the balance.

Adding a cone to the tip of the propeller's shaft increases the traction, especially for high rotational speeds in presence of wind. This is explained by a better penetration of the flux resulting from the deletion of the non linearity. Blade root acceleration is also assumed in presence of the cone. Besides, the stability of the structure is maximized by limiting the lateral efforts and the resonance effects.

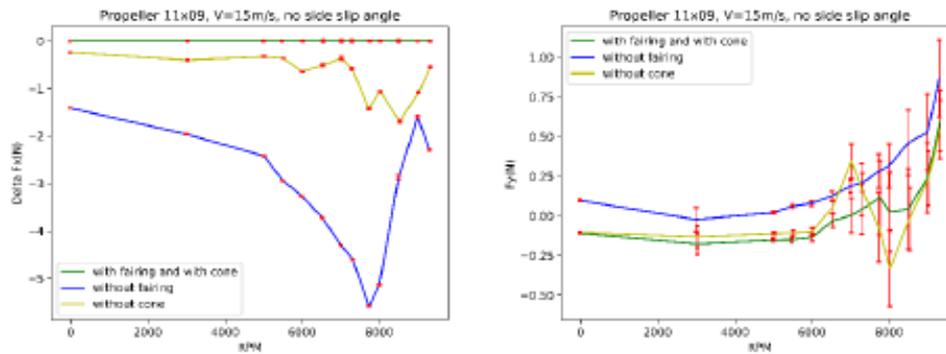


Figure 5 - Mean efforts depending on the propeller rotational speed for different implantations

The side-slip angle influences the performances of the propeller (Figure 6): while the traction remains unchanged in the wind-free case thus proving the absence of wall effects, increasing the angle increases the traction in the presence of wind. The maximal traction is reached for a 90° angle, representing the pure influence of the rotor wake. The plane efforts and the vibrational effects are also increased with the side-slip angle, due to the effects of the wind on the structure and to the strong interactions between the propeller and its wake.

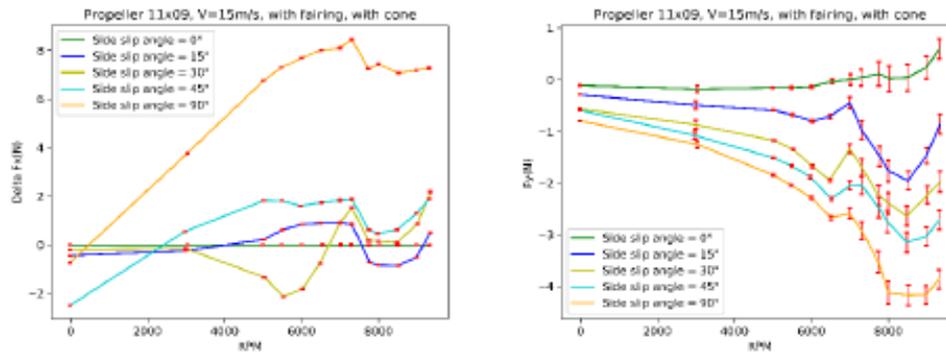


Figure 6 - Mean forces depending on the propeller rotational speed for different side-slip angles

The compound helicopter entails two propellers. Whereas the traction is provided equally by both propellers in forward flight, the anti-torque function is fully ensured by the left propeller. The maximum power is needed to balance the helicopter in hovering flights, which generates an increased wear of the left propeller. To further examine the efforts on both propellers, a symmetry study has been conducted with side-slip angles of 0° , $+30^\circ$ and -30° (Figure 7). Except for measurement errors, the symmetry of the performances is verified.

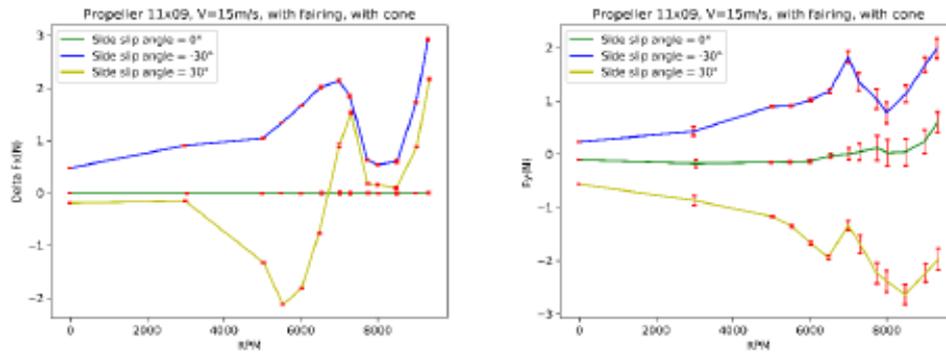


Figure 7 - Mean forces depending on the propeller rotational speed for symmetric side-slip angles

The comparison of the experimental results with the numerical simulations (Figure 8) showed an under estimation of 10% to 15% of the forces by Puma for high rotational speeds. The introduction of side-slip angles enhances that error. Considering the calculus hypothesis and not accounting for the measurement bench in the numerical methods, this error is considered acceptable.

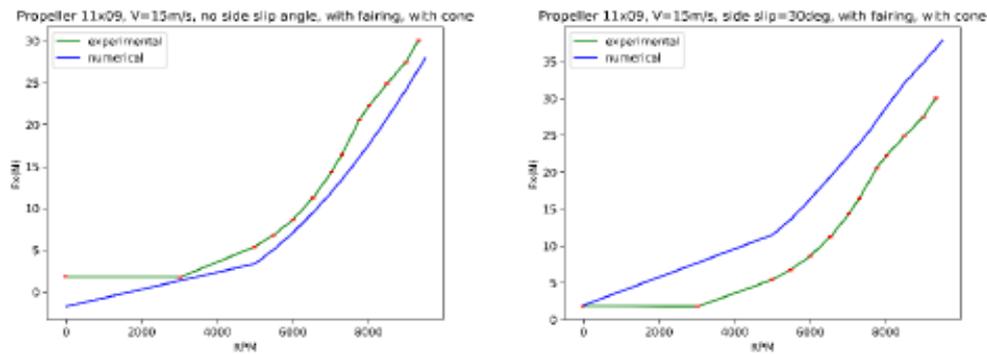


Figure 8 - Experimental and numerical mean traction depending on the propeller rotational speed

Finally, the performances of two propellers were compared (Figure 9). The APC11x09-4 profile generates more traction and less plane efforts. The APC11x06-4 propeller entails less vibration, especially at low rotational speed due to the limited wake. However, a minimal traction is required to ensure the propulsion and the anti-torque functions. For that reason, the 11x09 propeller will be used for further experiments.

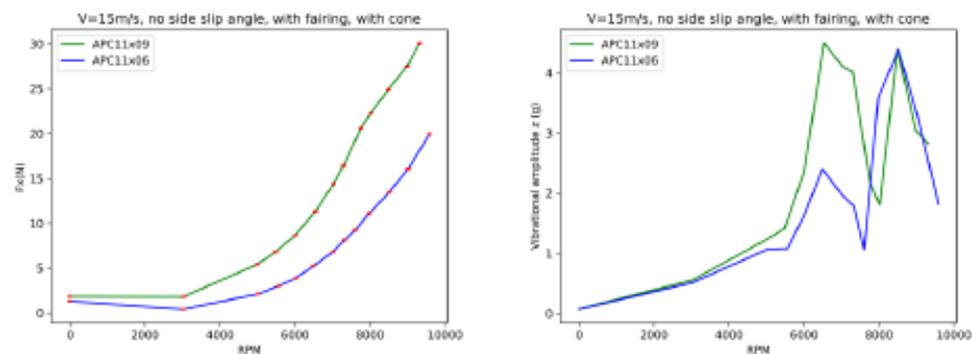


Figure 9 - Mean forces depending on the propeller rotational speed for different propellers

Remarks and discussion

An important divergence caused by the heating of the balance emerged. To limit the conduction, a laminated wooden plate has been installed between the motor and the balance. A linear temperature correction has also been applied. The coefficients were determined experimentally by heating the balance and monitoring the evolutions of the forces and moments. The operation has been repeated five times in different conditions, and the average result was used to correct the efforts. The determined coefficients showed that the moments are not highly impacted by the temperature variation.

Increasing the wind speed lowered the minimal reachable rotation speed with the available device, showing that the wind facilitates the propeller rotation at low speeds. It has also been noticed that a range of rotational speed around the theoretical nominal point (7730rpm) was not reachable. To limit the uncertainties, measures were performed at the limits of the range for all flight conditions.

Tests without wind showed that from 5000rpm, the propeller's wake beget the rotation of the wind tunnel's fan located 6m downstream. At 8000rpm, 6 of the 18 fans were rotating. This characteristic showed that the wake deviates to the left due to the asymmetry of the measurement bench. The design of the full scale propeller is not impacted by that characteristic: the rotational sense of the propellers is determined to benefit from the tip vortices to increase the aerodynamic efficiency.

The repeatability of the measures has been examined for different flight conditions. Stationary tests ($V=0\text{m/s}$ and $\text{RPM}=0\text{rpm}$) showed an important divergence between the initial measures and the repeated ones, greatly limited by the applied temperature correction. However, the remaining error could not be completely suppressed nor directly linked to external parameters. The measures done at nominal rotational speed with no wind showed a good concordance between the initial and the repeated measures, sparsely impacted by the temperature correction.

A study of the preheating of the measuring tools has been conducted, showing that the cold balance overestimates the forces and underestimates the moments. Around the nominal rotational speed, the lateral efforts also undergo a peak that was not observed with the correctly heated balance. For all the presented results, a pre-heating period has been observed.

The influence of the atmospheric conditions on the environment has been monitored. An increase of temperature coupled with a decrease of pressure and of relative humidity emerged during tests, caused by the influence of the sun on the shed and by the heat generated by the fans of the wind-tunnel. Those fluctuations entailed a typical density variation of 2% during a 2 hours long test, which slightly modifies the speed around the model. No correction has been made to balance those variations.

The validity of the hypothesis used in Puma is also discussed. Considering the maximum rotational speed of 9500rpm for a diameter of 28cm, the tip speed reaches Mach 0.41. Knowing that a flow is supposed incompressible for $\text{Mach} \leq 0.3$, the compressibility hypothesis is questionable. The non-viscosity and stability hypothesis are verified considering the low speeds involved.

The free wake approach is based on the condition that the propeller's polar are linear, which is verified for local attacks angles between -10° and $+20^\circ$. However, some cases with specific side-slip angles showed local angle of attack up to 90° due to divergences. In those particular cases the numerical tools were not sufficient to determine the performances of the propeller, proving the importance to couple numerical and experimental data.

Conclusion

The study with no side-slip angle showed that the optimal point is at 8000rpm for high speed winds considering the measurement uncertainties. When introducing side-slip angle, the optimal point is at 7200rpm with the minimal angle. Those points will be used to start the characterization of the full device including the helicopter and the propeller. Considering that the design of the propeller is different than the one implanted on the full scale model, and that the lateral efforts mainly depend on the positioning of the propeller on the full device, this study will not be used directly to design the full scale helicopter.

The case at 90° is particularly interesting because it represents the pure influence of the rotor wake on the propeller. In that situation, the efforts are maximal, which entails an efficient anti-torque and propulsion but generates an anticipated wear of the device. Stall effects can also appear more rapidly. Despite the asymmetry of the bench and the measurement uncertainty, the symmetry of the efforts has also been proven.

This first study highlighted the importance of the fairing to improve the exactness of the measures. The cone slightly increases the aerodynamic efficiency of the propeller. Both devices limit the plane efforts for all the flight conditions.

A good concordance between the experimental and the numerical result has been found. To limit the divergence between the two approaches, the blade has been scanned to implement the real geometry in Puma. No correction has been made to consider the measuring bench, the fairing or the cone in the numerical tools.

The presented results are discussable under three conditions:

- 1) The temperature correction coefficients were determined experimentally. Their precision is not guaranteed. To limit the divergence sources, the thermal characterization tests were conducted multiple times in different conditions (artificial and natural heating, day and night, heating and cooling, high and low atmospheric pressure ...). While the measurement errors are limited, the correction does not entirely correct them.
- 2) Important standard deviations were observed during the tests, especially for the plane efforts. To limit the uncertainty of the results, each point was measured during 30 seconds at a frequency of 3000Hz.
- 3) The atmospheric conditions variations slightly modify the density of the air, and consequently the wind speed. Considering the low speeds investigated, no correction has been set.

Acknowledgement

The authors gratefully acknowledge the financial support given by ONERA and the region Hauts-de-France. The technical support of Ronan Boisard for the numerical part and of Jérôme Delva for the experimental setup, and the time and attention given by Antoine Dazin are also thanked

Bibliography

- [1] M. Orchard and S. Newman, "The fundamental configuration and design of the compound helicopter," *J. Aerosp. Eng.*, vol. 217, no. 6, pp. 297–315, Jun. 2003, doi: 10.1243/095441003772538570.
- [2] M. Floros and W. Johnson, "Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopte...: Ingenta Connect," *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 54, no. 2, p. 22002, Apr. 2009, doi: 10.4050/JAHS.54.022002.

- [3] S. Sugawara and Y. Tanabe, "A Study of Rotor/Wing Aerodynamic Interaction at High Speed Flight on a Compound Helicopter," presented at the 6th Asian/Australian Rotorcraft Forum, Heli, Japan, Nov. 2017.
- [4] H. Sugawara and Y. Tanabe, "Numerical Investigation of Rotor/Wing Aerodynamic Interactions at High Advance Ratios," *J. Aircr.*, vol. 0, no. 0, pp. 1–14, doi: 10.2514/1.C035370.
- [5] M. Bühler and S. J. Newman, "The aerodynamics of the compound helicopter configuration," *Aeronaut. J.*, vol. 100, no. 994, pp. 111–120, Apr. 1996, doi: 10.1017/S0001924000027391.
- [6] Le Pape A., Gatard J., and Monnier J.-C., "Experimental Investigation of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions," *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 52, no. 2, p. 99, Apr. 2007, doi: 10.4050/JAHS.52.99.
- [7] T. Renaud, C. Benoît, J.-C. Boniface, and P. Gardarein, "Navier-Stokes computations of a complete helicopter configuration accounting for main and tail rotors effects," Friedrichshaffen (Germany), Sep. 2003, p. 10.
- [8] T. Renaud, M. Smith, M. Potsdam, and D. O'Brien, "Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using Computational Fluid Dynamics," *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 53, no. 1, pp. 3–17, Jan. 2008, doi: 10.4050/JAHS.53.3.
- [9] D. P. Witkowski, A. K. H. Lee, and J. P. Sullivan, "Aerodynamic interaction between propellers and wings," *J. Aircr.*, vol. 26, no. 9, pp. 829–836, Sep. 1989, doi: 10.2514/3.45848.
- [10] M. Mudry, "La théorie générale des nappes et filaments tourbillonnaires et ses applications à l'aérodynamique instationnaire," [s.n.], S.I., 1982.
- [11] Brian J. Cantwell, *Applied aerodynamics*, vol. 11–13, 14 vols. Stanford, California, 2014.
- [12] R. Boisard, "Aerodynamic investigation of rotor/propeller interactions on a fast rotorcraft," Delft, The Netherlands, Sep. 2018, vol. 13, p. 14.

7.8. Article ERF

En septembre 2021, une communication a été faite à l'ERF (47th European Rotorcraft Forum) pour présenter les mesures d'efforts réalisées sur le montage complet. Dans la continuité de l'article présenté à l'ODAS, cette conférence était l'occasion de mettre en avant l'originalité et la complétude de la manipulation étudiée. L'influence négligeable du propulseur sur le rotor, quelles que soient les conditions de vol, a été mise en avant. L'effet des paramètres de vol sur les performances du propulseur a été souligné en modifiant le paramètre d'avancement et la vitesse de rotation de l'hélice. En parallèle, le propulseur a été déplacé dans les trois directions et l'influence de sa position sur les performances du montage a été discutée. Enfin, la comparaison des performances de l'hélice isolée avec celles du propulseur installé a mis en avant l'influence des interactions sur le propulseur.

EXPERIMENTAL EVALUATION OF THE AERODYNAMIC ROTOR/PROPELLER INTERACTIONS IN HYBRID COMPOUND HELICOPTERS

Lauriane Lefevre, Jérôme Delva, Vianney Nowinski - ONERA (France)
 Univ. Lille, CNRS, ONERA, Arts et Métiers Institute of Technology, Centrale Lille, UMR 9014-LMFL-
 Laboratoire de Mécanique des Fluides de Lille - Kampé de Fériet, F-59000, Lille, France.

Corresponding author e-mail: lauriane.lefevre@onera.fr

Abstract

This paper focuses on the experimental evaluation of the rotor/propeller interactions in hybrid compound configurations. Experiments were conducted in the ONERA L2 large size-low speed wind tunnel with a 1/7.7 Dauphin 365N model and a four-bladed small-scale propeller. The exhaustive characterization of the propeller's performance was previously realized. Measurements were conducted using two six-component scales, accelerometers, and topers to monitor the rotational speeds. Different flight conditions were set with varying wind speed, propeller rotational speed, and propeller position. Comparing the isolated characterizations of the rotor and the propeller with the complete assembly highlighted the influence of the interactions on the performances of the rotating elements. Varying the location of the propeller around the helicopter allowed the determination of the optimal position to maximize the performance.

NOTATION

V	Free stream velocity (m/s)
V_{tip}	Blade tip rotation velocity (m/s)
μ	Advance ratio ($\mu = V/V_{tip}$)
R	Rotor radius
Ω	Rotational velocity (rpm)
b	Number of blades of the rotor
c	Blade chord (m)
σ	Rotor solidity ($\sigma = \frac{bc}{\pi R}$)
S	Rotor disk surface (m ²)
ρ	Air density (kg/m ³)
F_z	Thrust (N)
Z_{bar}	Thrust coefficient ($Z_{bar} = \frac{100 \cdot F_z}{\frac{1}{2} \rho S \sigma (R\Omega)^2}$)

1. INTRODUCTION

Helicopters have always been recognized for their hovering and vertical take-off and landing (VTOL) capabilities. While the demand has increased due to the multiplication of air transport, the military and civil needs cannot be reached by the classical configurations due to 1) a limited maximum speed, roughly around 300 km/h for conventional configurations, 2) a low load capacity, 3) a small autonomy, and 4) a questionable comfort due to vibrations and noises ... In that context, the

compound helicopters have been designed. Including additional rotors and/or lift wings, these setups entail a rotor slow-down allowing the device to reach higher speeds without encountering compressibility issues. This study focuses on the hybrid compound helicopter, equipped with two side propellers mounted on a lift-wing. Two examples are the Eurocopter X3 (Figure 1) that reached the velocity of 472 km/h in 2014, and the Airbus Helicopters RACER (Figure 2) that is expected to have a cruise speed of 400km/h. On top of increasing the maximum cruise speed, the side propellers create an efficient anti-torque while preserving hovering abilities.



Figure 1 - Eurocopter X3



Figure 2 - Airbus Helicopters RACER

However, compound helicopters are subject to complex and important interactions due to the multiplication of rotating elements. Numerical researches have been conducted to study rotor/wing [1]–[5], rotor/fuselage [6]–[8], wing/propeller [9], and rotor/propeller interactions [10], but very few experimental investigations are available to date. In this context, this paper presents the experimental study of aerodynamic rotor/propeller interactions by analyzing the resulting loads of the rotors depending on the configuration.

Experiments took place in the ONERA L2 large size-low speed wind tunnel with a 1/7.7 scale DAUPHIN 365N model and a small-scale propeller. The components were chosen to mimic the Eurocopter X3 configuration. Varying wind speed, rotational speed, and propeller position, the ideal flight conditions were identified.

2. EXPERIMENTAL SETUP

2.1. The Main Rotor

A 1/7.7 scale DAUPHIN 365N model made of glass fiber was used for this study (Figure 2). This test rig has been widely studied at ONERA [11], [12]. The length of the helicopter is 1.467 meters and its height is 0.417 meters. The rotor is fully articulated and equipped with four rectangular blades with the following characteristics: profile OA209, a chord of 0.05 m, linear torsion angle of $-16^\circ/\text{m}$. The blades are made of glass-filled nylon and are geometrically similar to the full-scale helicopter. The rotor diameter is 1.5 meters and is tilted 4° towards the nose of the device.

The blade tip Mach is not maintained compared to the full-scale helicopter, but the thrust coefficient is preserved ($z_{hor} = 14.5$ to mimic a medium flight condition). The nominal rotational speed is 1272 rpm, which corresponds to a blade tip speed of 100 m/s. The advancing side of the rotor is to starboard.



Figure 3 - Installation of the small-scale Dauphin 365N and APC11x06-4 propeller

The mechanical assembly is composed of

- A rotor mast that is geometrically similar to the spheriflex of the SA365 including a hollow shaft, a four-bladed hub, and a swashplate piloted by 3 electric jacks associated with a pitch copying system;
- A motor-reduction unit composed of a variable frequency motor FV76 providing a power of 4 kW for a maximum rotational speed of 1400 rpm, and a gearbox with a freewheel;
- A connecting plate between the support mast, the motorization, the rotor mast, and the fuselage of the device;
- A set of instrumentation composed of a 12-track rotating collector, 2 magnetic topping sensors, a PT100 platinum probe to measure the engine temperature, and a potentiometric track to measure the model's incidence.

The loads are measured using a 6-axis aerodynamic balance, and accelerometers are set in two directions. The collective and cyclic pitch angles are controllable and measurable to mimic real flight scenarios. The blade yaw and drag angles are also measured.

An air-cooling circuit is implemented to limit the motor heating during the campaign. The pressure is set at 2 bars. The loads created by the cooling system are considered negligible. The measurements offset is corrected to encounter the influence of the pressure.

For each test, the data is measured for 30 seconds at a frequency of 3000 Hz. Measurements are recorded and monitored with LabVIEW, also used to set the rotational speeds of the rotating elements. The post-treatment is performed using a house-made python code. The study is conducted in standard atmospheric conditions. The variation of ambient temperature, pressure, and humidity are registered. No correction to the wind speed is applied since the maximal air density variation observed during the campaign is less than 2%.

2.2. The Side Propeller

2.2.1 Equipment

The first step of this experimental study consisted of characterizing the isolated propeller for different flight scenarios. The propellers were chosen to mimic the Eurocopter X3 diameter, thrust, and tip speed.

A 4-blade off-the-shelf propeller supplied by APC Propeller was used. To preserve the geometric ratio between the main rotor and the propeller, the diameter is 0.28 meters (11 inches). The blade

torsion angle is 9°. The blades are made of glass-filled nylon. The geometry of the blade was provided by the supplier, and the 2D airfoil tables were obtained using the ONERA elsA RANS CFD software.

Measures are performed using the AMTI MC3A 6-axis balance. The characteristics are a non-linearity of $\pm 0.2\%$ at full scale and a transverse sensibility lower than 2%. The balance is connected to a GEN5 conditioner. The assembly is also equipped with a resistance thermometer (PT100). A linear temperature correction is applied to correct the divergence of the forces measured by the balance. The coefficients were determined experimentally in different conditions, and the correction was proven efficient.

2.2.2 Preliminary study

The exhaustive characterization of the propeller's performances in different flight conditions [13] allowed the measurement of the loads on the isolated propeller, and the comparison of the results without the influence of the rotor wake. The study of the effect of the side-slip angle on the performances proved that the wall and blockage effects are negligible considering the small dimensions of the propeller. The absence of stall for all flight conditions was also outlined.

To maximize the aerodynamic efficiency of the propeller, a tip cone has been set. A fairing has also been designed to isolate the aerodynamic loads from the flow created by the propeller wake and the wind. This preliminary study proved the efficiency of these devices.



Figure 4 - Isolated small-scale propeller mounted in the L2 subsonic wind tunnel

Studying the side-slip angle also allowed the measurement of the direct effect of the rotor wake in hover. The results of the isolated propeller and the full mounting will be compared in this paper.

2.2.3 Numerical approach

This preliminary work validated the PUMA (Potential Unsteady Methods for Aerodynamics) code used at ONERA. Particularly used in the pre-design phases for fixed and rotating wings, this free wake code is based on a coupling between the kinematic and the free aerodynamic modules.

A rigid body assumption is used to build the kinematic module. The structure is composed of links and articulations, and the hypothesis of a negligible deformation regardless of the external constraints is made to simplify the computation. The aerodynamic module is determined using a free wake model and a lifting line approach.

The computation parameters were based on previous studies. Depending on the case, the last 3 to 5 wake revolutions were averaged and 8 to 15 revolutions were computed. While most of the cases reached convergence with these parameters, for low advance ratio or specific side-slip angles unsteadiness was important. Some numerical parameters had to be modified to stabilize the computation, which might have affected the obtained results.

The free wake approach presents several limitations: 1) only incompressible wakes are considered and 2) the theory is particularly adapted for tapered wings. Considering the very low speeds involved and the geometry of the blades, the up-listed limitations do not interfere with our case.

During the preliminary test campaign, a difference of 10-15% appeared between the numerical and the experimental results. When introducing an important side-slip angle, this divergence reached up to 30% for specific cases. However, considering the calculus hypothesis used in PUMA, the measurement uncertainties, and the very intrusive measurement bench that was not simulated, this approach validated the consistency of PUMA for simple test cases.

2.3. L2 wind tunnel

Experimental studies were conducted in the ONERA large size-low speed L2 wind tunnel. This installation has been in operation since 1968 for naval, industrial, and aeronautical applications with a large panel of measurement techniques.

The test section is 6 meters wide, 2.4 meters high, and 13 meters long. To adjust the assembly, a rotating plate with a diameter of 5.96 meters is

integrated into the wind tunnel floor. The measured drift angle is set with an over-estimated uncertainty of 0.1° . The center of the rotating disk is located 6.5 meters downstream of the honeycomb.

Downstream of the test section, a small divergence to a width of 2.8 meters is observed to fit 18 fans divided into 3 horizontal lines and 6 columns. All together, the fans provide a power of 125 kW, allowing the velocity to reach 19 m/s. The flow is then vented to the rear part of the hall where it freely diffuses to the sides and top before returning to the entrance of the tunnel with a low velocity.

The wind tunnel operates at ambient atmospheric conditions. The humidity, the ambient static pressure, and temperature are measured in the undisturbed air in the hall to evaluate the influence of the atmospheric conditions on the air density. No cooling devices are used to keep the flow at a constant low temperature but, considering the low velocities involved, the natural heat conduction only generates a 5°C per hour temperature increase in continuous operations at full power. The flow passage ensures the cooling of the electric engines of the fans.

The turbulence profile shows values up to 7.6% close to the walls, but less than 3% in the middle of the section. These values depend on the wind speed and the geometry of the tested bench.

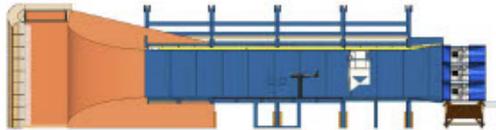


Figure 5 - Scheme of the INTROH bench mounted in the L2 subsonic wind tunnel

3. RESULTS

A parametric study was conducted considering different parameters:

- The wind speed varies from 0m/s to 19m/s, operating through all the L2 capabilities. Considering the nominal rotational speed of the rotor, the equivalent advance ratio can be calculated with $\mu = V/100$. To suppress the inertial effects, a stabilization time is observed for each wind speed change.
- The rotational speed of the propeller varies from 0 rpm to 9000 rpm. The rotational speed is manually set with an uncertainty of ± 30 rpm. The measurement uncertainty is less than 1%.
- The position of the propeller is modified in all three directions.

Considering the experimental constraints, the rotational speed of the helicopter is set at 1100 ± 10 rpm for all the tests. The measurement uncertainty is less than 50rpm at the nominal rotational speed. The rotor thrust (F_{z_rotor}) is set at 99.3 ± 3 N, which corresponds to a thrust coefficient $\bar{c}_T = 14.5$. The longitudinal load (F_{x_rotor}) is set to counterbalance the drag created by the isolated fuselage [± 0.5 N]. The longitudinal flap angle (β_{1s}) is zero [$\pm 0.5^\circ$]. In all the following figures, the 95% confidence interval is plotted in red.

The propeller is placed on the advancing side of the rotor. The nominal position has been determined using the Eurocopter X3 dimensions: 0.14m ahead of the rotor center (one propeller radius), 0.375m away from the fuselage (half a rotor radius), and 0.28m below the rotor head. The positions will be referred to using the following referential: considering \vec{x} from the nose to the tail of the propeller, +1X represents a translation of one propeller radius (0.14m) to the back of the helicopter. In this case, the propeller is aligned with the rotor head. When placed at +2X, the propeller is located 0.14m behind the rotor head. In position -1Y the propeller is moved away from the fuselage. The position -1/2Z allows the study of the interactions when the propeller is moved closer to the ground.

3.1. Influence of the Advance Ratio

Increasing the advance ratio decreases the thrust provided by the propeller (Figure 6). This observation is due to the modification of the local angle of attack of the flow on the propeller blades.

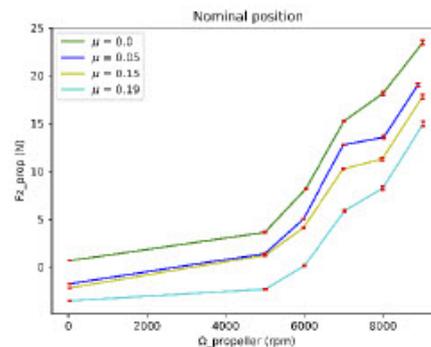


Figure 6 - Influence of the advance ratio on the thrust of the propeller in the nominal position

Indeed, for $\mu = 0.00$, numerical studies [14] predict that the propeller is fully immersed in the rotor wake. The rotor wake creates the equivalent of a 14m/s flow impinging the propeller at 90° . In that case, an important increase of torque variations is

observed on the propeller, while the mean thrust remains unchanged.

The experimental characterization of the isolated propeller depending on the side-slip angle showed that the resulting thrust was increased with a 90° flow. When the propeller is not activated and without the influence of free-stream velocity, the thrust should be zero. This characteristic was not verified during the preliminary study (Figure 7), highlighting possible measurement uncertainties. It has been chosen not to correct the offset during the post-treatment. It can however be seen that the effects at 45° would be superior if the offset was compensated manually.

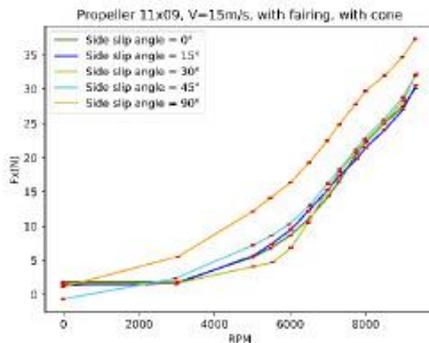


Figure 7 - Influence of the side-slip angle on the thrust of the isolated propeller

When increasing the advance ratio, the influence of the rotor wake on the propeller decreases. For $\mu \geq 0.10$, the numerical approach predicts that the rotor wake does not directly impinge the propeller. Both wakes are pushed towards the tail of the helicopter due to the influence of the freestream velocity. Only minor wake interactions are observed and lead to a small increase of the propeller thrust.

For the intermediary case ($\mu = 0.05$), it is predicted that the propeller is only partially immersed in the rotor wake. In this configuration, a combination of both cases is observed, and a decrease of propeller torque and thrust appears. This numerical result is not entirely verified experimentally since the curves for $\mu = 0.05$ and $\mu = 0.15$ are similar for small rotational speeds.

The study of the isolated propeller (Figure 8) highlights the influence of the freestream velocity on the propeller. In conclusion, the presence of the rotor amplifies the influence of the advance ratio on the resulting thrust for low speeds.

On the other hand, the wind creates a force on the propeller's disk, as shown by the offset of the measures at $\Omega_{propeller} = 0$ rpm. This force is negligible compared to the thrust at high rotational speeds. The curve without wind speed also shows a good initialization of the balance since the measured thrust is null when the propeller is inactive.

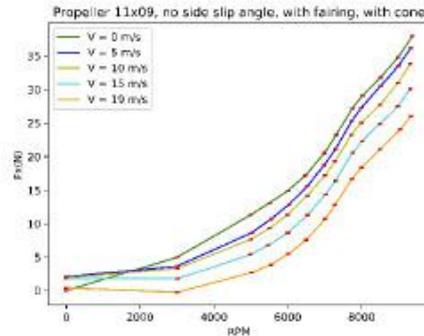


Figure 8 - Influence of the wind speed on the thrust of the isolated propeller

3.2. Influence on the Rotor

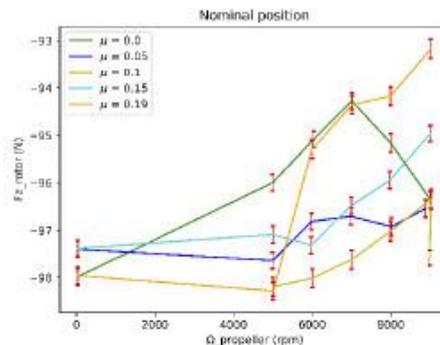


Figure 9 - Influence of the rotational speed of the propeller on the thrust of the rotor

A small influence of the propeller on the rotor has been measured (Figure 9). Sudden variations can be observed, for example for $\mu=0.0$ and $\mu=0.19$. These divergences are consequent to the adaptation of the rotor inlet power to maintain the nominal rotational speed despite the heating of the motor. These variations should not be considered for the analysis.

When increasing the rotational speed of the propeller, the thrust of the rotor decreases by 1% to 3%. On the other hand, the numerical approach predicts that the propeller/rotor interactions lead to a

gain of 2% of the rotor's thrust. In hover, depression is predicted on the rotor disk upstream of the propeller and is compensated by an overpressure zone caused by the propeller wake.

The difference in the results can be explained by the uncertainty of both approaches: in the experimental process measurement uncertainties arise, and the thrust is set manually by the operator with limited precision as shown by the offset of thrust when the propeller is not active. The numerical approach used for this study only considers the two rotors. While the influence of the fuselage has been proven to be small, it may slightly modify the interactional effects. Additionally, the influence of the propeller fairing and support bench is not considered in the numerical approach.

While the 95% interval confidence is small for all the other curves due to the important number of points, the interval is much larger in this study. Considering the uncertainties listed above, it can be considered that the influence of the propeller on the rotor is negligible.

3.3. Influence of the Interactions in Hover

A good correlation is observed between the isolated propeller and the propeller in the nominal position at $\Omega_{propeller} = 0$ rpm, thus proving the good initialization of the balance and the absence of rotor/propeller interactions in that case (Figure 10).

However, the propeller's thrust is up to 30% smaller compared to the isolated propeller. On the other hand, numerical studies predict an increase of 2% to 5% due to the rotor/propeller interactions. The comparison with the numerical approach made during the campaign with the isolated propeller showed a slight overestimation of the measures compared to the computed results. The difference can be explained by experimental and numerical uncertainties. Further tests will be conducted to identify the sources of difference between the two campaigns.

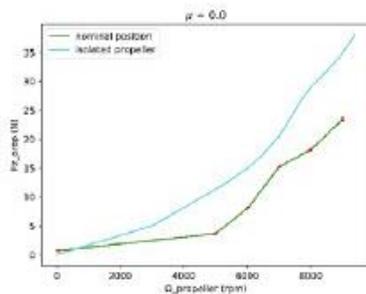


Figure 10 - Influence of the installation on the thrust of the propeller in hover

Performances of the propeller are maximized when the propeller is moved towards the tail of the device (position +2X, Figure 11). The thrust of the propeller is increased at the nominal rotational speed ($\Omega_{propeller} = 7656$ rpm) and reaches the thrust measured on the isolated propeller. The performances for all other rotational velocities remain unchanged.

In the nominal configuration, the propeller is placed one propeller radius (0.14m) ahead of the rotor head, and it is moved 0.14m behind the rotor head in the +2X position. The influence of the rotor wake should be the same in both positions in hover. The peak of thrust observed at the nominal rotational speed might be the result of resonance effects. It can also be observed that the measured thrust when the propeller is inactive is not null. In this study, the propeller is situated under the advancing side of the rotor. It can be guessed that the small thrust measured is due to the influence of the rotation of the rotor blade on the development of the wake.

Further tests will be conducted on the retreating side of the rotor to study the asymmetry of the rotor wake in hover and its influence on the propeller. PIV measurements will also be conducted to verify the homogeneity of the rotor wake in hover. Due to measurement discrepancies, conclusions for the +1X position could not be drawn in hover.

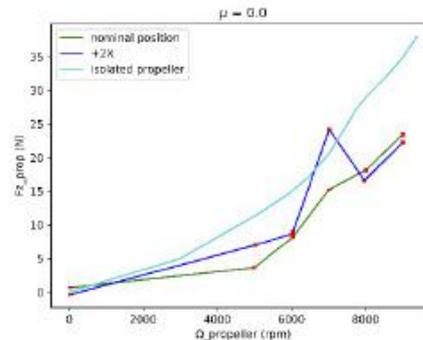


Figure 11 - Influence of the position of the propeller on the thrust in hover

Moving the propeller closer to the ground (-1/2Z) leads to a loss of thrust of 20% for all rotational speeds of the propeller (Figure 12). This observation is due to the limited influence of the rotor wake on the propeller in this configuration. While the propeller is still completely immersed in the rotor wake that is characterized by a constant speed over its entire height, the ground effects might not be negligible. In this case, the rotor wake velocity could be limited by the ground interactions.

The propeller could also be immersed in rotor wake recirculation, therefore modifying the local angle of attack of the flow on the blades. This first study highlights the positive influence of the rotor/propeller interactions in hover at nominal height.

The lateral displacement of the propeller (-1Y) does not influence the performance of the propeller. However, to limit the size of the structure, the nominal lateral position has to be preferred. The divergent point at $\Omega_{propeller}=0rpm$ should not be considered for the analysis. Repeatability tests will be conducted to validate the rest of the measures.

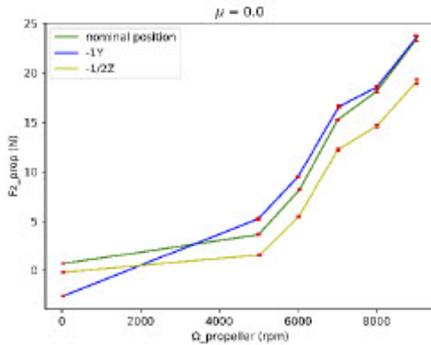


Figure 12 - Influence of the position of the propeller on the thrust in hover

3.4. Influence of the Interactions at High Speeds

The same conclusions as the one in hover can be made: when moving the propeller towards the tail of the helicopter, the thrust is increased at the nominal rotational speed (Figure 13). However, in the position +2X, the resulting thrust for all other rotational speeds is smaller than in the nominal position.

Preliminary studies predicted that no direct interaction between the rotor wake and the propeller for $\mu \geq 0.10$. However, this conclusion might not be verified for the +2X position. Therefore, it can be assumed that the influence of the rotor wake is stronger in this position, causing the small loss of thrust observed.

The study of the influence of the modification of the longitudinal position, therefore, showed that aligning the propeller with the rotor center (position +1X) is beneficial for the performance of the device at high speeds.

It can also be seen that, except for the nominal rotational speed, the thrust of the propeller is 30% smaller than the thrust measured on the isolated bench for all positions. This validates the conclusion

drawn in hover, and the necessity to perform complementary tests.

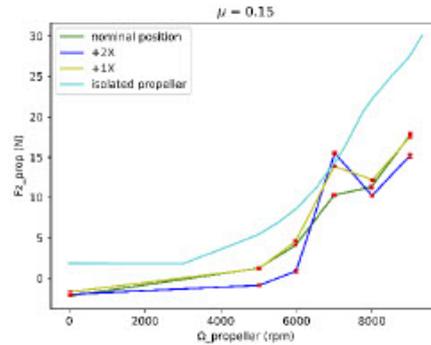


Figure 13 - Influence of the position of the propeller on the thrust at high speeds

At high speeds, the lateral displacement of the propeller does not impact the propeller's performance (Figure 14). However, moving the propeller closer to the ground leads to an increase of thrust at small rotational speeds. This shows a stronger influence of the wind on the propeller due to the absence of interaction between the propeller and the rotor wakes. This observation validates the conclusion made on the influence of the rotor wake on the thrust of the propeller (Figure 6).

At high rotational speeds, moving the propeller closer to the ground does not impact the resulting thrust. This observation validates the hypothesis of ground effects in hover in the position -1/2Z. The absence of direct rotor/propeller interactions in the nominal position at high advance ratios is also highlighted, as predicted by the numerical approach.

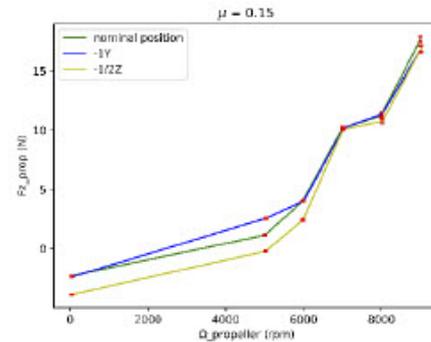


Figure 14 - Influence of the position of the propeller on the thrust at high speeds

The study of the influence of the propeller position on the performances of the device showed that the vertical and the transversal displacement of the propeller are not beneficial. It could however be seen that the performances are increased when the propeller is moved towards the tail of the helicopter. Further tests will be conducted to study the influence of the lateral and vertical displacement in the position +1X, previously identified as beneficial for the performances of the helicopter.

3.5. Discussion

During the campaign, an important divergence has been observed on the propeller's balance. Some test cases were not interpretable, and no repeatability analysis could be conducted. The presented results will be verified in further tests.

A temperature divergence on the propeller's balance has been identified in the preparatory phase. This divergence has been corrected with linear experimentally set parameters, and the correction has been proven to be efficient.

The analysis of the 95% confidence interval shows a good concordance of the measures.

During the tests, it has been observed that the power required to fly for all values of $\mu \geq 0.10$ remains constant. However, the required power is increased by 14% in hover and by 7% at $\mu = 0.05$. This observation highlights the beneficial effect of the wind on the rotor. A similar observation was made on the propeller.

4. CONCLUSION

This study aimed to prove the efficiency of the hybrid compound helicopters and to quantify the influence of the rotor/propeller interactions on the efficiency of the device.

Increasing the advance ratio leads to a reduction of propeller thrust due to the modification of the angle of attack of the flow on the propeller. While the same observation was made for the isolated propeller, this characteristic is enhanced by the rotor/propeller interactions.

Reciprocally, the influence of the propeller on the rotor is negligible and cannot be determined with certainty considering the available tools. The ideal position is therefore determined using only the propeller's data.

Studying the influence of the position of the propeller on the performance of the device highlighted two conclusions: 1) moving the propeller towards the tail of the rotor increases its performance, and 2) moving the propeller away

from the fuselage or closer to the ground is not beneficial. Regarding these results, the +1X position will be preferred for the rest of the study. In this position, the propeller is placed 0.375m away from the fuselage ($y = -0.375\text{m}$), 0.28m below the rotor head ($z = -0.28\text{m}$), and aligned with the rotor center ($x = -0.0\text{m}$).

PIV experiments will be conducted to determine the velocity field around the helicopter for the nominal and the +1X positions. This analysis will question the observations made above. The validity of the measures will be discussed, and the need to replace the propeller balance will be evaluated.

Further tests will be realized to validate the first conclusions and to explore other configurations. The influence of the transversal or vertical displacements in the +1X position will be studied. The propeller will also be installed on the retreating side of the helicopter to highlight the influence of the asymmetric rotor wake.

5. ACKNOWLEDGMENT

The authors gratefully acknowledge the financial support given by ONERA and the region Hauts-de-France. The technical support of Ronan Boisard and François Richez for the numerical study is thanked. Antoine Dazin is also thanked for his help throughout the test campaign.

6. REFERENCES

- [1] M. Orchard et S. Newman, « The fundamental configuration and design of the compound helicopter », *J. Aerosp. Eng.*, vol. 217, no 6, p. 297-315, June 2003, DOI: 10.1243/095441003772538570.
- [2] K. Ferguson et D. Thomson, « Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations », *J. Aircr.*, vol. 52, p. 156-167, Jan. 2015.
- [3] M. Floros et W. Johnson, « Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 54, no 2, p. 22002, Apr. 2009, DOI: 10.4050/JAHS.54.022002.
- [4] F. Frey et al., « Compound Helicopter X 3 in High-Speed Flight: Correlation of Simulation and Flight Test », Philadelphia, PA, May 2019, vol. 75th Annual Forum & Technology Display.
- [5] P. Lorber et al., « Overview of S-97 RAIDER Scale Model Tests », presented at AHS International Forum 72, West Palm Beach, Florida, May 2016.

- [6] O. Rand et V. Khromov, « Compound Helicopter: Insight and Optimization », J. Am. Helicopter Soc., vol. 60, Jan. 2015, DOI: 10.4050/JAHS.60.012001.
- [7] C. M. Russell et W. Johnson, « Conceptual Design and Performance Analysis for a Large Civil Compound Helicopter », presented at AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, CA, Jan. 2012.
- [8] T. C. A. Stokkermans, B. Soemarwoto, M. Voskuil, R. Fukari, L. L. M. Veldhuis, et P. Eglin, « Aerodynamic installation effects of lateral rotors on a novel compound helicopter configuration », Phoenix, Az, may 2018, vol. 74, p. 12.
- [9] J. Thiemeier, C. Öhrle, F. Frey, M. Keßler, et E. Krämer, « Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions », CEAS Aeronaut. J., apr. 2019, doi: 10.1007/s13272-019-00392-3.
- [10] H. Yeo et W. Johnson, « Aeromechanics Analysis of a Compound Helicopter », Phoenix, Az, May 2006, vol. 62nd Annual Forum, p. 16.
- [11] Le Pape A., Gatard J., et Monnier J.-C., « Experimental Investigation of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions », J. Am. Helicopter Soc., vol. 52, no 2, p. 99, Apr. 2007, DOI: 10.4050/JAHS.52.99.
- [12] T. Renaud, M. Smith, M. Potsdam, et D. O'Brien, « Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using Computational Fluid Dynamics », J. Am. Helicopter Soc., vol. 53, no 1, p. 3- 17, Jan. 2008, DOI: 10.4050/JAHS.53.3.
- [13] L. Lefevre et V. Nowinski, « Characterization of the propeller for the experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters », presented at ONERA - DLR Aerospace Symposium, Braunschweig, Germany, Nov 2020.
- [14] R. Boisard, « Aerodynamic investigation of rotor/propeller interactions on a fast rotorcraft », Delft, The Netherlands, Sept. 2018, vol. 13, p. 14.

Presented at 47th European Rotorcraft Forum, United Kingdom, 7-9th September, 2021

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY). Copyright © 2021 by author(s).

7.9. Article VFS

En mai 2022, une publication a été faite au VFS (78th Forum de la Vertical Flight Society) dans le but de présenter les mesures de champs de vitesse réalisées en configuration nominale. Une nouvelle fois, cet article a mis en avant l'originalité du banc d'essai et sa capacité à retranscrire les phénomènes physiques observés sur les configurations à taille réelle. L'influence du paramètre d'avancement sur les interactions a été soulignée. Un résumé des conclusions des mesures PIV a aussi été proposé, et mis en parallèle avec les résultats numériques précédemment obtenus. Cette publication a été soumise pour publication dans le journal de l'AHS (American Helicopter Society).

Experimental Evaluation of the Aerodynamic Rotor/Propeller Interactions on High Speed Helicopters, Efforts and Velocity Fields Measurements

Lauriane Lefevre ^a
Ph. D Candidate
ONERA
Lille, France

Vianney Nowinski ^a
Doctor
ONERA
Lille, France

Jérôme Delva ^a
ONERA
Lille, France

Antoine Dazin ^a
Professor
ENSAM
Lille, France

(a) Univ. Lille, CNRS, ONERA, Arts et Métiers Institute of Technology, Centrale Lille, UMR 9014-LMFL-Laboratoire de Mécanique des Fluides de Lille - Kampé de Fériet, F-59000, Lille, France.

ABSTRACT

This paper focuses on the experimental evaluation of the rotor/propeller interactions for hybrid compound configurations. Experiments are conducted in the ONERA L2 large size-low speed wind tunnel with a 1/7.7 Dauphin 365N model and a four-bladed small-scale propeller. Measurements are realized using two six-component balances, accelerometers, and blade pitch, flap and lead-lag angle sensors. PIV measurements are performed to visualize the velocity fields around the helicopter. Different flight conditions (wind speeds and propeller rotational speeds) have been tested. The comparison of the results obtained with an isolated main rotor and an isolated propeller with the complete assembly highlighted the influence of their interactions on their performances. In hover, the propeller is completely immersed in the rotor wake, and the thrust is therefore maximal. At low speed, the propeller is partially immersed and the flow on the propeller disk is highly asymmetrical. No direct interactions are measured at high speed, where the interactions increase the performances of the propeller due to the increased angle of attack of the flow on the propeller disk.

NOTATION

b	Number of rotor blades
c	Blade chord (m)
Fz	Thrust (N)
R_{prop}	Propeller radius (m)
R_{rotor}	Rotor radius (m)
S	Rotor disk surface (m ²)
V	Free stream velocity (m/s)
V_{tip}	Blade tip rotation velocity (m/s)
\bar{Z}	Thrust coefficient ($\bar{Z} = \frac{100 \cdot Fz}{\frac{1}{2} \rho S \sigma (R\Omega)^2}$)
α	Flow angle ($\alpha = \arctan(V/U)$, °)
μ	Advance ratio ($\mu = V/V_{tip}$)
ρ	Air density (kg/m ³)
σ	Rotor solidity ($\sigma = \frac{b \cdot c}{\pi R_{rotor}}$)
Ω_{prop}	Propeller rotational velocity (rpm)

Ω_{rotor} Rotor rotational velocity (rpm)

INTRODUCTION ¹

Helicopters are widely recognized for their hovering and vertical take-off and landing (VTOL) capabilities. While the demand has increased due to the multiplication of air transport, classical configurations present limitations: 1) a maximum speed limited to around 300 km/h, 2) a low load capacity, 3) a small autonomy, and 4) a questionable comfort due to vibrations and noise.

To increase the maximal reachable speed, the compound helicopters have been created. Including additional lift wings and/or rotor, these setups beget a rotor slow-down allowing the device to reach higher speeds without undergoing compressibility issues taking place on the advancing side of the main rotor on conventional gyroplanes. Amongst the compound configurations, the hybrid helicopter is equipped with two side propellers assembled on a lift-wing. Two examples are the Eurocopter X3 that reached the velocity of 472 km/h in 2014, and the Airbus Helicopters RACER that is expected to have a cruise speed of 400km/h (Figure 1). In this configuration, the

¹Presented at the Vertical Flight Society's 78th Annual Forum & Technology Display, Ft. Worth, TX, USA, May 10-12, 2022., Copyright © 2022 by the Vertical Flight Society. All rights reserved.

propellers have two key functions: 1) providing thrust to increase the maximum speed, and 2) creating an efficient anti-torque to preserve the hovering abilities.



Figure 1 - Eurocopter X3 (left) and Airbus Helicopters RACER (right)

However, this configuration undergoes complex and important interactions between rotating elements. Numerical studies have been conducted on the rotor/wing (Ref. 1, Ref. 2, Ref. 3, Ref. 4, Ref. 5), rotor/fuselage (Ref. 6, Ref. 7), wing/propeller (Ref. 8), and rotor/propeller interactions (Ref. 9), but very few experimental research is available to date (Ref. 10, Ref. 11). In this context, this paper presents the experimental characterization of the aerodynamic rotor/propeller interactions on an hybrid compound helicopter for different flight configurations.

The objective of this study is to estimate the influence of the interactions on the performances of the rotating elements.

To do so, efforts and velocity fields measurements are conducted. Experiments took place in the ONERA L2 large size-low speed wind tunnel with a small-scale DAUPHIN 365N model and a four-bladed propeller.

This paper analyzes efforts measurements for advance ratios up to 0.22. Velocity fields measurements at low ($\mu = 0.06$) and high speeds ($\mu = 0.22$) are also examined. Then, the influence of the advance ratio on the rotor/propeller interactions is presented. For each flight configuration, the influence of the interactions on the rotating elements performances is discussed.

EXPERIMENTAL SETUP

The main rotor

A 1/7.7 scale DAUPHIN 365N helicopter has been used for this study (Figure 2). This glass fiber model has been studied at ONERA since its manufacturing in the 1980's (Ref. 12, Ref.13). The model is 1.467 m long and 0.417 m high. The rotor is fully articulated and equipped with four rectangular blades with the following characteristics: blade section OA209, a chord of 0.05 m, linear twist angle of $-16^\circ/\text{m}$, made of glass-filled nylon. The rotor diameter is 1.5 m and the head is tilted 4° towards the nose of the device.

The thrust coefficient is preserved compared to the full-scale helicopter ($\bar{Z} = 14.5$ to represent a moderate

loading). The nominal rotational speed is 1100 rpm, which corresponds to a blade tip speed of 86 m/s. The measurement uncertainty is less than 50 rpm at the nominal rotational speed. The advancing side of the rotor is on the port side, over the propeller.



Figure 2 - Installation of the full assembly in the L2 wind tunnel

The loads are measured using a 6-axis aerodynamic balance placed under the model, and accelerometers are set in two directions. The balance is custom made, and has been designed to have a measurement uncertainty of less than 1 %.

As for a full-size helicopter, the collective and cyclic pitch angles are controllable and measurable. The blade pitch, flap and lead-lag angles are also monitored. An air-cooling circuit is installed to limit the motor heating during the measurements. The loads created by the pressure are considered negligible. Measurements are monitored via LabVIEW, also used to set the rotational speeds of the rotors. The analysis is performed using a python code. The efforts coordinate system is defined such that \vec{x} is directed towards the tail of the helicopter, \vec{y} towards starboard and \vec{z} towards the ceiling. Important resonance effects have been measured on the helicopter. To ensure the safety of the device, the rotational speed of the main rotor has been chosen to avoid the resonance frequencies.

The side propeller

The propeller (Figure 3) has been chosen to mimic the Eurocopter X3 dimensions, thrust, and tip speed. A four-blade off-the-shelf propeller supplied by APC Propeller has been used. The propeller is made of glass-filled nylon. A diameter of 0.28 m (11 inches) has been chosen to keep the geometric propeller to main rotor diameter ratios between the model and the real configuration. The blade twist is 9° . The geometry of the blade has been provided by the supplier, and the 2D airfoil tables have been obtained using the elsA CFD software (Ref. 14).

Measurements are performed with an AMTI MC3A six-axis balance. It has a non-linearity of $\pm 0.2\%$ at full scale

and a transverse sensibility lower than 2 %. The balance has been calibrated to have a full scale of $F_z = 94 \text{ N}$. The balance is connected to a GEN5 conditioner. The assembly is also equipped with a resistance thermometer (PT100). A temperature divergence has been identified on the propeller balance during the preparatory work. This divergence has been corrected with experimentally determined linear parameters. The efficiency of the correction has been proven.

To obtain a smoother flow, a tip cone has been set. In addition, a fairing has been created to isolate the balance from the flow created by the propeller wake and the wind. A preliminary study proved the efficiency of these devices which are kept for the entire study on the complete assembly.



Figure 3 - Isolated small-scale propeller mounted in the L2 subsonic wind tunnel

For each operating point, averaged values of the efforts have been evaluated among 90 000 consecutive measurements. The 95 % confidence interval plotted in red in the loads figures show the good quality of the averages values presented in the paper.

Strong resonance effects have been identified on the propeller during the preliminary study. To limit the influence on the results, a sixth order low-pass filter has been applied at 150 Hz on the propeller balance measurements to limit the influence of the vibrations on the measures.

L2 wind tunnel

This study has been conducted in the ONERA large size-low speed L2 wind tunnel (Figure 4). This facility is in operation since 1968 for naval, industrial, and aeronautical

applications with a broad panel of measurement techniques. The test section is $6 \times 2.4 \times 13 \text{ m}^3$.

To adjust the assembly position, a rotating plate with a 5.96 m diameter is integrated in the wind tunnel floor. The measured drift angle is set with an uncertainty of less than 0.1° . The center of the rotating disk is located in the middle of the test section, 6.5 m downstream of the honeycomb. In this study, the side-slip angle of the structure has not been modified since the propeller's structure is not centered on the rotating disk.

The air circulation is carried out by eighteen fans divided into three horizontal lines and six columns. All together, the fans power is 125 kW, and they can generate a maximum velocity of 19 m/s in the test section. The flow is then delivered to the rear part of the hall where it freely diffuses to the sides and top before returning to the entrance of the tunnel at a low velocity. Before reentering the test section, the air goes through a honeycomb to limit turbulence and to align the flow in the axial direction. The wind tunnel operates at ambient atmospheric conditions. The humidity, the ambient static pressure, and temperature are measured in the undisturbed air in the hall. Considering the low velocities involved, the natural heat transfers only generates a 5°C per hour temperature increase in continuous operations at full power thanks to the air flow stream that ensures the cooling of the fans electric engines. A maximal air density variation of 2 % has been observed during the test, which is why no correction has been applied. Moreover, Pitot tubes are implemented in the vein to monitor the evolution of the real wind speed during the tests.

The turbulence profile shows values up to 7.6 % close to the walls, and less than 3 % in the middle of the section. These values depend on the wind speed and the geometry of the tested bench. In this study, it has been proven that the blockage effect due to the test bench is small as the propeller disk only covers 0.43 % of the wind tunnel test section.

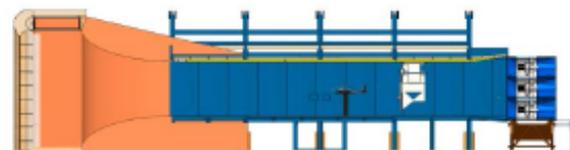


Figure 4 - Scheme of the INTROH bench mounted in the L2 subsonic wind tunnel

SPIV setup

Stereoscopic PIV measurements have been conducted for several flight configurations. The air has been seeded with fine droplets of olive oil. With a density of 0.9137 g/cm^3 , the fluid has proven its ability to not disrupt the natural air flow while effectively reflecting light. The pot used for this campaign produces droplets with a diameter of $10 \mu\text{m}$, and is placed approximately two meters upstream

to the honeycomb to ensure the homogeneity of the seeding in the test section.

The acquisition plane is placed upstream to the propeller. The PIV plane measures 325 mm x 340 mm. The tip of the propeller cone is located at (150 mm, -120 mm), and the tip of the propeller blade is located just over the point of maximum velocity ($y = 20$ mm). The Figure 5 suggests that the main rotor interfere in the measurement window, but the rotation leads to an elevation of the blades. Therefore no interference between the measurement window and the PIV plane is observed during the tests. The plane has a resolution of one vector every 3 mm to 6 mm.

The PIV coordinate system is defined such that \vec{x} is directed towards the tail of the helicopter, and \vec{y} towards the ceiling. The out-of-plane velocity is positive when the particles evolve towards the left side of the helicopter from the pilot's point of view.

For all the velocity fields presented in this article, U is the velocity along \vec{x} and directed towards the tail of the aircraft, V is the vertical velocity directed towards the rotor head, and W the out-of-plane component defined such that a positive velocity is directed towards the rotor blades tip. The in-plane norm of the velocity is calculated with $Norm = \sqrt{U^2 + V^2}$.

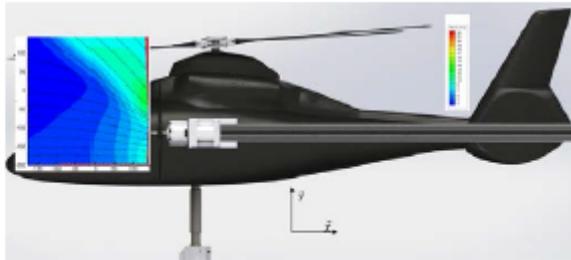


Figure 5 - Scheme of the PIV plane placement on the full assembly

The image acquisition is performed with a laser and two high resolution cameras. The 2 x 400 mJ pulsed laser is activated at a wave length of 532 nm. The acquisition frequency is of 5 Hz, which allows the decoupling the PIV results with the rotor frequency (16.7 Hz) and to focus on the analysis on the rotor wake rather than blade passing unsteady effects. The pulse duration is of 5 ns.

The LaVision 4M cameras have a resolution of 2048 x 2048 pixels. The square pixels measure 7.4 μm x 7.4 μm . Particles therefore extend over 1.5 pixels. The time step is chosen for each wind speed to allow a typical particles displacement of 5 to 6 pixels between the two images. The spatial resolution of the interrogation windows is of 4.7 mm to 4.9 mm depending on the flight configuration. An overlapping of 70% of the interrogation windows is set. The cameras are positioned at a lateral distance of 2.1 m on the

port side of the helicopter. The first camera is positioned at ground level, while the second is placed at 2.055 m height (Figure 6). The cameras cover an angle of about 50°, which allows the determination of the three components of the velocity.



Figure 6 - Implementation of the PIV setup in the L2 wind tunnel during calibration

The ONERA FOLKI software (Ref. 15) is used to reconstruct the velocity fields based on a modified iterative wrapping similar to the dense Lukas-Kanade algorithm (Ref. 16). The window size is of 32 x 32 pixels², which gives a good compromise between the visualization of the local phenomenon and a good correlation. With this tool, the overall uncertainty of the velocity profiles calculated with the Wieneke method is under 5 % on at least 80 % of the PIV plane.

Tests conducted

A parametric study has been conducted to analyze the influence of the flight conditions on the performances of the aircraft. During the campaign, the wind speed varies from 0 m/s to 19 m/s, operating through all the L2 wind tunnel capabilities. Considering the rotational speed of the main rotor, this corresponds to advance ratios from $\mu = 0.00$ to $\mu = 0.22$.

During the efforts measurements, the other parameter studied is the propeller rotational speed varying from 0 rpm to 9500 rpm. Ω_{prop} is set with an accuracy of ± 30 rpm, and measured with an uncertainty of less than 1 %. For each test, the data is recorded at 3000 Hz during 30 seconds.

Velocity fields measurements were also realized for advance ratios ranging from 0.00 to 0.22. All the PIV measurements presented in this article are performed at $\Omega_{rotor} = 1100 \pm 10$ rpm and $\Omega_{prop} = 7500 \pm 30$ rpm. The data are recorded for 10 minutes, allowing 3000 frames per

flight case to be extracted. Unless otherwise noted, the set of velocity field images presented in this paper are average fields over the complete set. Averages are calculated by considering only the points with a cross correlation greater than 0.2, meaning that at least 20% of the particle are observed in both images.

During the entire campaign, three trim conditions are set : the thrust ($F_{x,rotor}$) is of 99.3 N, which corresponds to a thrust coefficient $\bar{Z} = 14.5$. The thrust is set with an uncertainty of ± 3 N. The longitudinal load ($F_{x,rotor}$) is adjusted to compensate the fuselage drag previously identified on the isolated helicopter, with an accuracy of ± 0.5 N. To suppress the lateral effort ($F_{y,rotor}$), the longitudinal flap angle (β_{1s}) is zero [$\pm 0.5^\circ$]. In all the loads figures presented, the 95 % confidence interval is plotted in red.

For all the tests presented in this article, the propeller is placed below the main rotor advancing blade, on the port side of the helicopter. The studied position is similar to what can be observed on the Eurocopter X3: The propeller is placed 0.14 m ahead of the rotor center (one propeller radius), at half a rotor radius laterally (0.375 m), and 0.28 m under the rotor head.

RESULTS

Isolated Main Rotor

A preparatory study has been conducted with HOST (Helicopter Overall Simulation Tool, Ref. 17), a helicopter simulation software used amongst others to perform trim calculation or rotor flight loads estimations. In this study, HOST has been used to predict the commands to impose to reach the objective trim. The numerical predictions are close to the experimental measurements observed as the relative differences are less than 5% (Figure 7).

The differences observed between the numerical and the experimental approaches are explained by 1) the modification of the rotating speed of the main rotor, and 2) an offset created when calibrating the sensors of the model. The offset has been kept for the entire campaign to allow the main rotor to reach the thrust objective set.

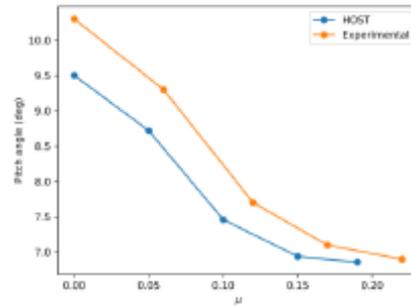


Figure 7 - Experimental and numerical pitch angle of the isolated main rotor depending on the advance ratio

The longitudinal efforts are also observed to determine the fuselage drag depending on the advance ratio (Figure 8). The drag is compensated when piloting the helicopter during the rest of the study.

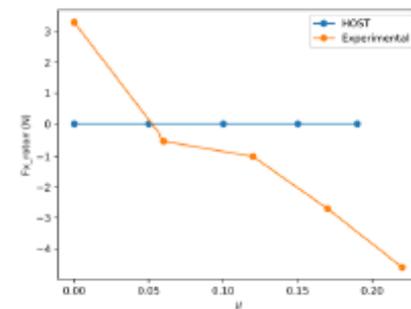


Figure 8 – Experimental and numerical longitudinal effort on the isolated main rotor depending on the advance ratio

Isolated Propeller

The first step of this experimental study consisted in the characterization of the isolated propeller for different flight scenarios (Ref. 18). The experimental characterization of the isolated propeller depending on the side slip angle shows that the resulting thrust is increased by 3 % when the propeller is placed at 90° (Figure 9). This is due to the increased angle of attack on the propeller blades.

Considering that the measures at $\Omega_{prop} = 0$ rpm are the same for all the side slip angles, the wall and blockage effects are considered negligible. This is a consequence of the small dimensions of the propeller ($R = 0.14$ m) compared to the wind tunnel test section.

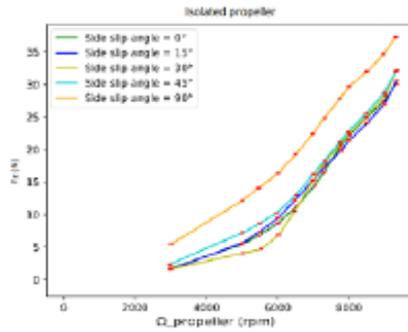


Figure 9 - Influence of the sideslip angle on the thrust of the isolated propeller

The study on the isolated propeller highlighted the loss of thrust as a result of increasing wind speed due to the increase of the angle of attack of the flow on the propeller disk (Figure 10).

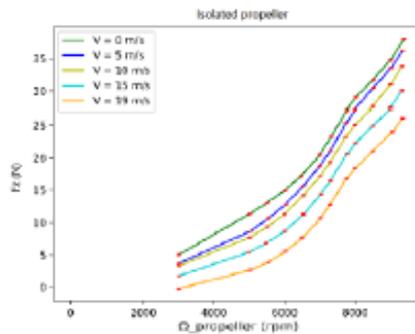


Figure 10 - Thrust of the isolated propeller for different advance ratio

This preliminary study allowed the determination of the efforts on the isolated propeller, and will be used as the reference to evaluate the influence of the rotor wake. Complementary tests highlighted the absence of stall for all flight conditions.

Interactions in Hover

This section presents an investigation of the rotor/propeller interactions for flights at $\mu = 0.0$ and their influence on the performance of the assembly.

As seen on the isolated propeller, increasing the advance ratio leads to a diminution of the propeller thrust and torque. Due to a balance malfunction, the experimental load measurements could not be presented. The numerical studies (Figure 11 from Ref. 19) highlighted a maximum propeller performances in hover. The performances are then minimal at $\mu = 0.05$. For all $\mu \geq 0.10$, the performances remain unchanged.

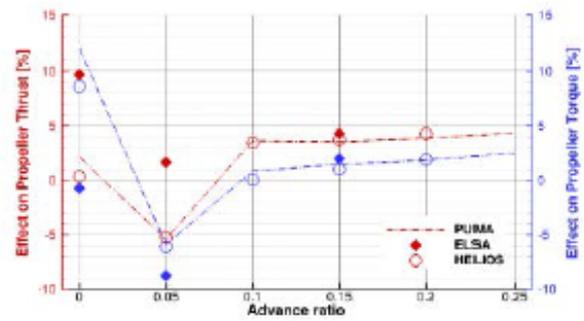


Figure 11 – Numerical estimation of thrust and torque of the mounted propeller for different advance ratios at $\Omega_{prop} = 7632$ rpm (Ref. 19)

In hover, numerical approaches (Ref. 20) predict that the rotor wake evolves at 14 m/s and impinges on the propeller at an angle of 90° (Figure 12). The preliminary studies carried out on the isolated propeller coupled with the numerical results thus put forward the positive influence of the interactions on the performances of the propeller in hover.

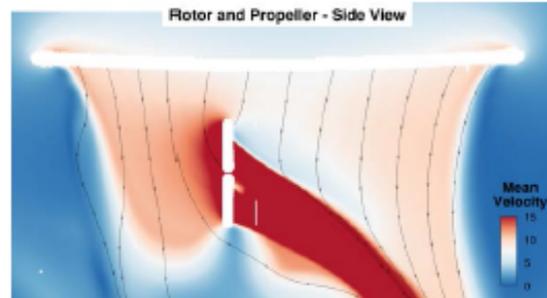


Figure 12 - Numerical estimation of the rotor wake development in hover (Ref. 21)

Knowing that the kettle is placed upstream to the honeycomb, only the activation of the wind tunnel could ensure an homogeneous seeding in the test section. Therefore, no velocity fields measurements could be conducted in hover.

This article will therefore explore experimentally the flow field around the structure for different advance ratios to validate the numerical approach.

Interactions at Low Speed

Efforts measurements showed that low speed flights present intermediate propeller performances. In this context, PIV measurements have been conducted to visualize the interactions between the rotating elements for this flight configuration. The influence of the rotor wake on the inlet conditions of the propeller is here examined to explain the efforts variations observed.

In the upper right corner of the plane of the Figure 13, an acceleration of the in-plane velocity is observed and is clearly due to the rotor wake. Therefore, the figure highlights that the propeller is partially immersed in the rotor wake. The norm of the velocity is increased within the wake, and reaches speeds up to 14 m/s. Whereas the flow is parallel to the \vec{x} axis in the far field, it evolves at an angle of 44° in the rotor wake as highlighted by the streamlines. In the bottom right corner, an acceleration of the flow under the influence of the propeller suction is measured. The suction of the propeller also generates a decrease of the rotor wake angle up to 30° right upstream of the propeller disk.

As seen during the preliminary study on the isolated propeller, increasing the angle of attack maximizes the local thrust. Therefore, for this flight case, the rotor/propeller interactions lead to increased performances on the upper part of the propeller. However, the flow on the propeller is highly asymmetrical, which generates strong vibrations and in-plane loads not presented in the present paper. Overall, the inflow asymmetry leads to decreased thrust and torque of the propeller for this flight configuration.

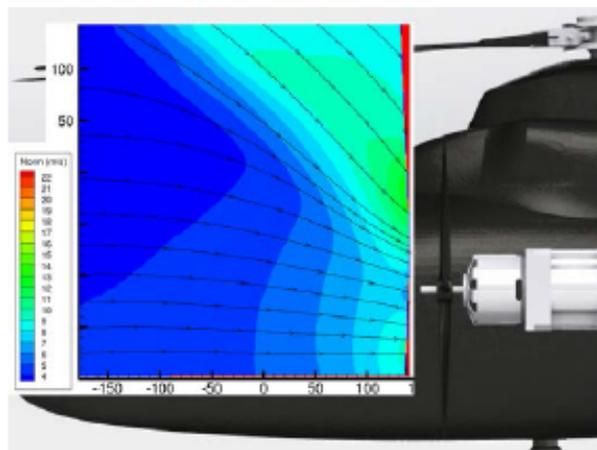


Figure 13 - In-plane velocity field at $\mu = 0.06$

The rotor wake can also be identified by an increased value on the out of-plane velocity color map (Figure 14). \vec{W} is negative inside the rotor wake, which is due to the influence of the rotating direction of the rotor on the flow. In the PIV plane placed under the advancing side of the rotor, this is transcribed by a passage of the blade from the front right to the back left.

The rotor wake boundary is also highlighted. Indeed, the upstream flow evolving at 5 m/s is confronted to the rotor wake whose norm is about 14 m/s. In parallel, the flow inside the wake is lead by the rotor blades and oriented towards the rotor center. Consequently a local winding of the free flow towards the exterior of the rotor disk is observed at the contact region due to the velocity gradient

and the out of-plane component inside the rotor wake. This generates a strong out of-plane velocity under the wake boundary.

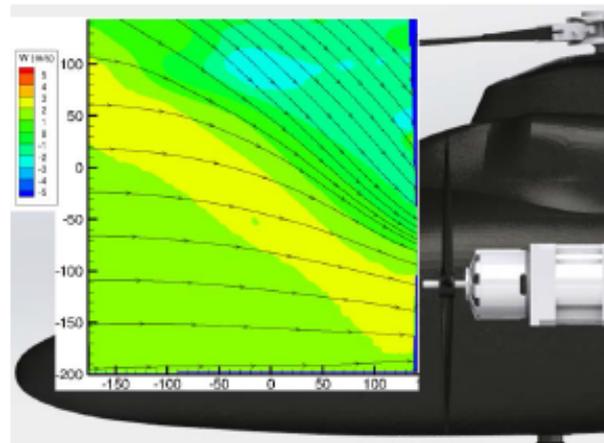


Figure 14 - Out of-plane velocity field at $\mu = 0.06$

A vortex detection analysis has been conducted on the instantaneous images. The Γ^2 -criterion has been chosen as previous studies highlighted the reliability of this method for rotorcraft applications (Ref. 22). The authors identified the value of $2/\pi$ as a threshold to locate the vortex. Therefore only the points with $|\Gamma^2| > 2/\pi$ are plotted in Figure 15, showing one example of instantaneous vortex detection analysis. In this context, strong vortex regions are observed : 1) at the rotor wake boundary, as suggested by the averaged velocity fields images, and 2) under the rotor disk due to the passage of the blade tip vortices.

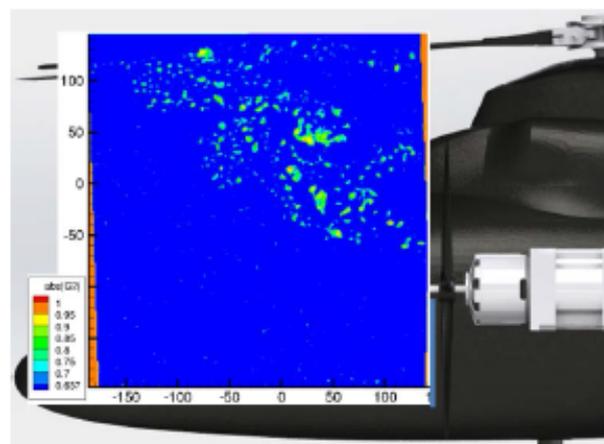


Figure 15 - Instantaneous vortex detection at $\mu = 0.06$

The standard deviation of the velocities is less than 5 % in the undisturbed flow, but is more important for the zones undergoing important circulation. Peaks up to 20 % of the upstream flow are observed at the boundary of the rotor wake due to the strong turbulence.

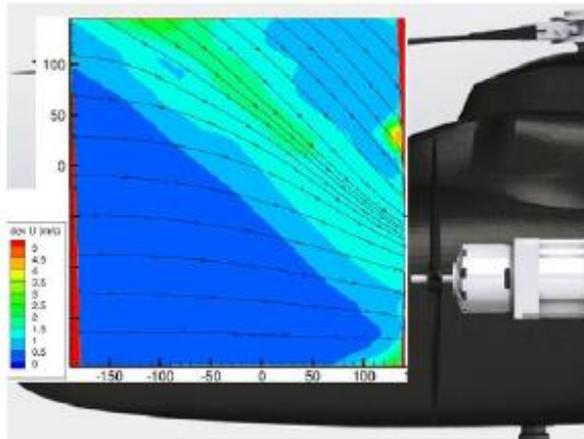


Figure 16 - Standard deviation of U at $\mu = 0.06$

Interactions at High Speed

At high speed, the rotor wake passes well above the propeller and no direct rotor/propeller interactions are measured (Figure 17). Due to the limited influence of the rotor wake on the propeller, the propeller thrust is reduced compared to hover.

At $\mu = 0.22$, an important out of plane velocity is observed on the upper side of the plane: this illustrates the intersection between the rotor wake and the upstream flow. Increasing the wind speed leads to a larger velocity gradient between the two flows, thus increasing the region of important out-of-plane velocity. Once again it is supposed that the out-of-plane velocity is caused by the influence of the rotation direction of the rotor blades sucking the flow towards the back of the plane.

As seen at $\mu = 0.06$ the suction exerted by the propeller generates an increase of the velocity in the lower right corner (Figure 18). Increasing the advance ratio leads to a more important influence of the propeller: while the propeller suction is only measured 0.15 m upstream at $\mu = 0.06$, the free flow on the entire PIV plane is affected at $\mu = 0.22$. A velocity peak is also measured over the propeller blade tip, highlighting the acceleration of the flow inside the rotor wake.

The vortex detection analysis shows no strong values: only noise could be measured with the available tools.

A small standard deviation is measured in the undisturbed flow. Standard deviations up to 20% are measured at the rotor wake boundaries (Figure 20). This figure also illustrates the suction of the flow by the rotor disk at high speed.

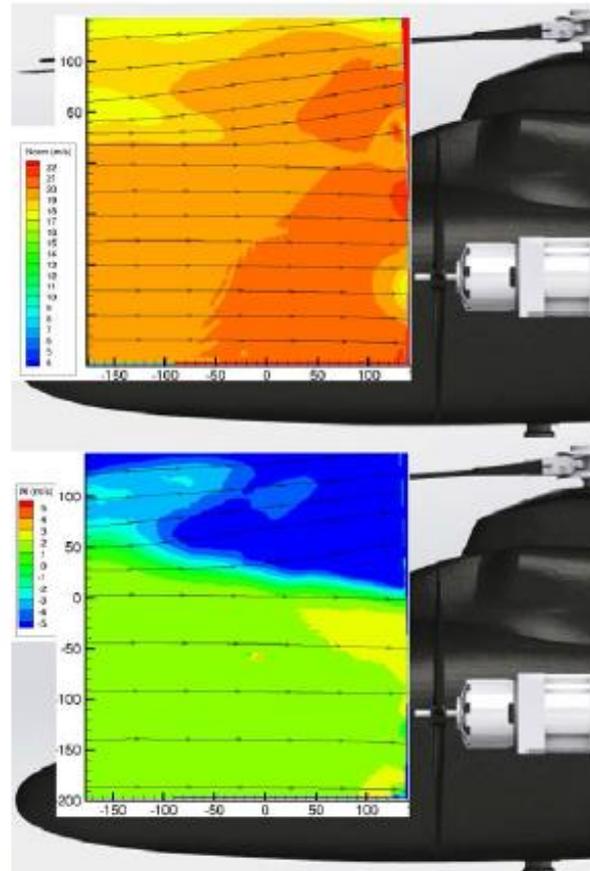


Figure 17 – In-plane norm (top) and out of-plane (bottom) velocity field at $\mu = 0.22$

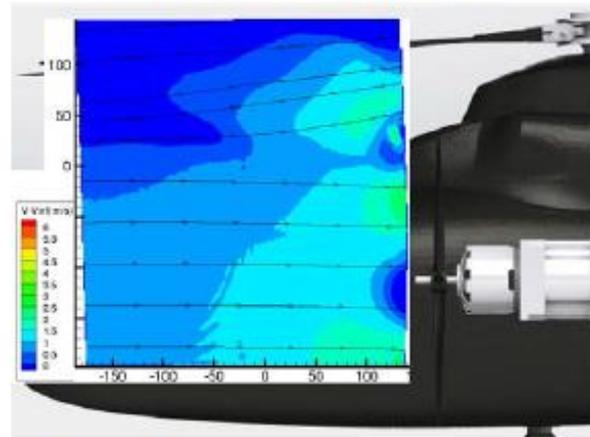


Figure 18 - In plane differential velocity at $\mu = 0.22$

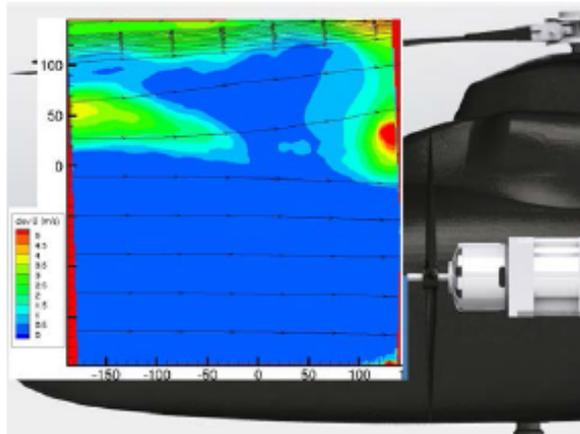


Figure 19 - Standard deviation of U at $\mu = 0.22$

Influence of the Advance Ratio

The evolution of the angle and of the norm of the in-plane velocity under the influence of the rotating elements is presented in Figure 21. The flow angle is defined with $\alpha = \arctan(V/U)$, and is positive when the flow is tilted towards the ground. This analysis is conducted at $x = 140$ mm, just upstream of the propeller.

Increasing the advance ratio leads to a deceleration and a diminution of the flow angle on the upper part of the image. Indeed, at $\mu = 0.06$, angles up to 50° are observed locally inside the rotor wake. A strong acceleration is observed inside the rotor wake: a peak is measured just under the propeller blade tip, where the flow is subject to the rotor wake and the propeller suction.

At $\mu = 0.12$ the rotor wake is still present in the upper part of the image where a small acceleration and angles up to 25° are measured, but no influence on the propeller arise. A deceleration and realignment are then measured at the rotor wake boundary due to the interactions with the free flow.

At $\mu = 0.17$ the rotor wake does not have a strong influence on the development of the flow as the angle remains small on the entire window. At $\mu = 0.22$ a negative angle is observed in the upper part of the plane, highlighting the suction of the flow by the rotor. For all $\mu \geq 0.17$ a flow deceleration is measured on the upper part of the image, just under the rotor disk. This figure therefore highlights the absence of direct rotor/propeller interactions for all $\mu \geq 0.12$.

The lower part of the image underlines the similar propeller suction effect for all advance ratios in the close field. A velocity maximum is observed at around $y = -25$ mm, just under the propeller blade tip. An in-plane angle maximum is also measured at $y = 0$ mm. Velocity and angle peaks are observed at the center of the propeller disk ($y = -130$ mm) due to the sudden loss of local thrust.

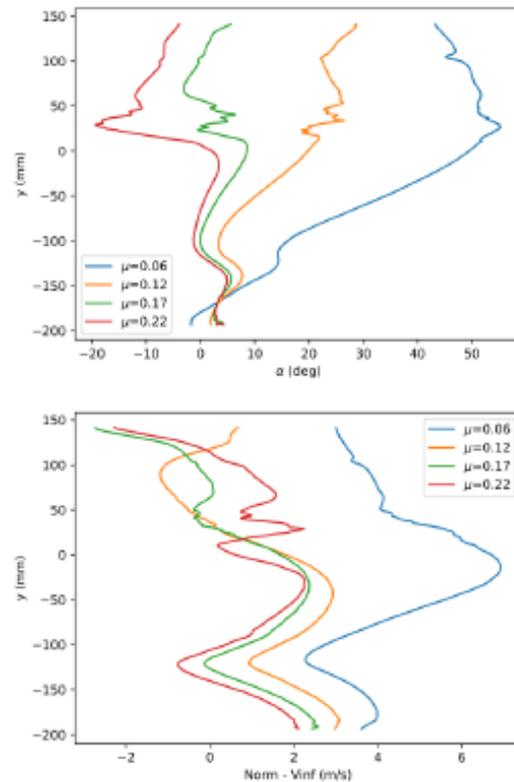


Figure 20 – Angle and norm of the flow for different advance ratio at $x = 140$ mm

CONCLUSIONS

The aim of this study was to identify the influence of the rotor/propeller interactions on the performance of the aircraft, and to validate the numerical approach.

Increasing the advance ratio leads to a decrease in propeller thrust due to the modification of the local angle of attack of the flow on the propeller blades. This phenomena is observable on the isolated propeller, and is increased by the interactions with the rotor wake.

Considering this, the influence of the interactions in hover were examined: the numerical studies predict that the thrust and the torque of the propeller are maximal at $\mu = 0.0$. No experimental velocity field measurements could be performed, but the calculations highlighted that the wake impacts the propeller at 90° with a velocity of 14 m/s. This allows the propeller to ensure an efficient anti-torque and to increase the manoeuvrability of the helicopter.

A detailed analysis of the rotor wake development as a function of the advance ratio has been also carried out.

At $\mu = 0.06$, the effect of the free-flow and the rotor wake are combined. The angle of attack of the flow on the propeller disk is of 30° on the upper part of the propeller immersed in the rotor wake, and about 0° on the lower half which is only subjected to the upstream flow. In this flight case, the thrust is slightly decreased under the influence of the interactions.

Finally, at high speeds ($\mu \geq 0.12$), the rotor wake passes above the propeller and no direct interaction is observed.

High out-of-plane regions have been identified at the rotor wake boundary, and just upstream to the propeller due to the suction exerted. Vortex regions appear under the rotor disk due to the rotor blade tip vortices, and at the rotor wake boundary.

Overall, the numerical and experimental approaches show similar velocity profiles for all the advance ratios. The differences are explained by 1) a slightly modified rotor dynamics, and 2) the different rotor rotational speed set under the experimental constraints.

Further tests will be done to enrich the experimental data base about rotor/propeller interactions. First and foremost, the loads measurements showed some surprising results. Complementary tests will therefore be conducted to verify the repeatability of the measures and to investigate new flight configurations. On the other hand, this article only presents the interactions on the nominal configuration of the Eurocopter X3. It is therefore interesting to investigate the variations of loads and velocity fields for different propeller positions. Additional tests will also be conducted under the retreating side of the rotor to highlight the influence of the rotating direction of the off-plane velocity profile. Complementary PIV tests will also be conducted to measure the velocity fields just downstream of the propeller to examine the wake interactions and the development of the rotor wake towards the tail of the device.

Author contact: Lauriane Lefevre, lauriane.lefevre@onera.fr

ACKNOWLEDGMENTS

The authors gratefully acknowledge the financial support given by ONERA and the region Hauts-de-France. The technical support of Ronan Boisard and François Richez for the numerical study is also thanked.

REFERENCES

- [1] M. Orchard and S. Newman, « The fundamental configuration and design of the compound helicopter », *J. Aerosp. Eng.*, vol. 217, no 6, p. 297-315, June 2003, doi: 10.1243/095441003772538570.
- [2] M. Floros and W. Johnson, « Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter Configuration », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 54, no 2, p. 22002, avr. 2009, doi: 10.4050/JAHS.54.022002.
- [3] K. Ferguson and D. Thomson, « Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations », *J. Aircr.*, vol. 52, p. 156-167, Jan. 2015.
- [4] P. Lorber *et al.*, « Overview of S-97 RAIDER Scale Model Tests », in *AHS International Forum 72*, West Palm Beach, Florida, May 2016.
- [5] C. Öhrle *et al.*, « Compound Helicopter X 3 in High-Speed Flight: Correlation of Simulation and Flight Test », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 66, no 1, p. 1-14, Jan. 2021, doi: 10.4050/JAHS.66.012011.
- [6] O. Rand and V. Khromov, « Compound Helicopter: Insight and Optimization », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 60, janv. 2015, doi: 10.4050/JAHS.60.012001.
- [7] C. M. Russell and W. Johnson, « Conceptual Design and Performance Analysis for a Large Civil Compound Helicopter », in *AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*, San Francisco, CA, Jan. 2012.
- [8] J. Thiemeier, C. Öhrle, F. Frey, M. Keßler, and E. Krämer, « Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions », *CEAS Aeronaut. J.*, Apr. 2019, doi: 10.1007/s13272-019-00392-3.
- [9] H. Yeo and W. Johnson, « Aeromechanics Analysis of a Compound Helicopter », in *American Helicopter Society 62nd Annual Forum*, Phoenix, Az, May 2006.
- [10] L. Lefevre, V. Nowinski, J. Delva, and A. Dazin, « Experimental Evaluation of the Aerodynamic Rotor/Propeller Interactions in Hybrid Compound Helicopters », in *47th European Rotorcraft Forum*, sept. 2021.
- [11] T. C. A. Stokkermans, « Aerodynamics of Propellers in Interaction Dominated Flowfields », PhD thesis, TU Delft, Delft, The Netherlands, 2020.
- [12] Le Pape A., Gatard J., and Monnier J.-C., « Experimental Investigation of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 52, no 2, p. 99, Apr. 2007, doi: 10.4050/JAHS.52.99.

- [13] T. Renaud, M. Smith, M. Potsdam, and D. O'Brien, « Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using Computational Fluid Dynamics », *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 53, no 1, p. 3-17, Jan. 2008, doi: 10.4050/JAHS.53.3.
- [14] L. Cambier and J.-P. Veullot, « Status of the elsA Software for Flow Simulation and Multi-Disciplinary Applications », in 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi: 10.2514/6.2008-664.
- [15] F. Champagnat, A. Plyer, G. Le Besnerais, B. Leclaire, S. Davoust, and Y. Le Sant, « Fast and accurate PIV computation using highly parallel iterative correlation maximization », *Exp. Fluids*, vol. 50, no 4, p. 1169, Mar. 2011, doi: 10.1007/s00348-011-1054-x.
- [16] G. Le Besnerais and F. Champagnat, « Dense optical flow by iterative local window registration », in IEEE International Conference on Image Processing 2005, Sept. 2005, vol. 1, p. I-137. doi: 10.1109/ICIP.2005.1529706.
- [17] B. Benoit, A.-M. Dequin, K. Kampa, W. Grünhagen, P.-M. Basset, and B. Gimonet, « HOST, a General Helicopter Simulation Tool for Germany and France », Jan. 2000.
- [18] L. Lefevre and V. Nowinski, « Characterization of the propeller for the experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters », in Onera - DLR Aerospace Symposium, Braunschweig, Germany, Nov. 2020.
- [19] R. Boisard and J. W. Lim, « Aerodynamic analysis of rotor/propeller wakes interactions on high speed compound helicopter », in 47th European Rotorcraft Forum, UK, Sept. 2021.
- [20] R. Boisard, « Aerodynamic investigation of rotor/propeller interactions on a fast rotorcraft », Delft, The Netherlands, Sept. 2018, vol. 13, p. 14.
- [21] R. Boisard, « Numerical Analysis of Rotor/Propeller Aerodynamic Interactions on a High-Speed Compound Helicopter », Vertical Flight Society, Oct. 2021. doi: 10.4050/JAHS.67.012005.
- [22] F. De Gregorio and A. Visingardi, « Vortex detection criteria assessment for PIV data in rotorcraft applications », *Exp. Fluids*, vol. 61, no 8, p. 179, Aug. 2020, doi: 10.1007/s00348-020-03012-7.

7.10. Article Experiments in Fluids

Un article a été publié au journal Experiments in Fluids. Comme pour les publications précédentes, le fonctionnement du banc d'essai a été détaillé et la validité des outils de mesure a été mise en avant. L'objectif de cet article est d'offrir une comparaison des mesures de champs de vitesse en position nominale et en position reculée pour différentes configurations de vol. L'influence du paramètre d'avancement sur les interactions a aussi été soulignée pour les deux configurations étudiées.



Experimental velocity fields evaluation of the rotor/propeller interactions for high-speed helicopters with different propeller positions

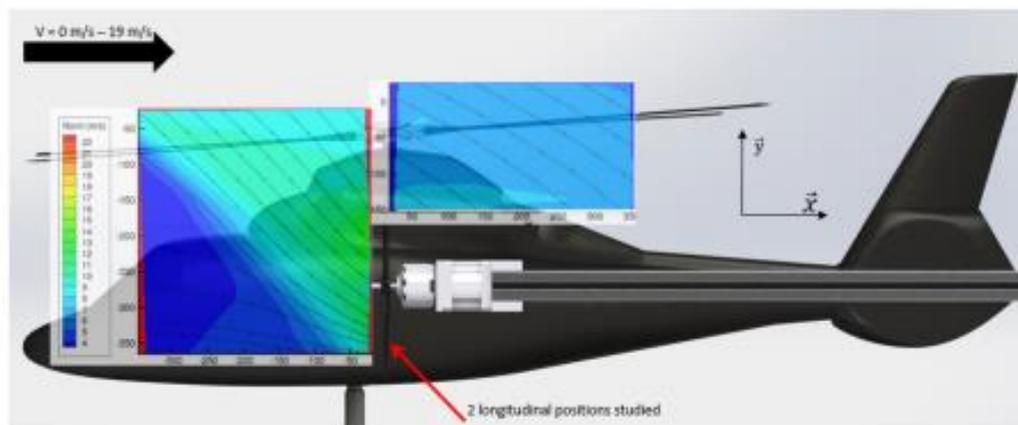
Lauriane Lefevre¹ · Vianney Nowinski¹ · Jérôme Delva¹ · Antoine Dazin¹

Received: 13 June 2022 / Revised: 14 November 2022 / Accepted: 27 November 2022
© The Author(s), under exclusive licence to Springer-Verlag GmbH Germany, part of Springer Nature 2022

Abstract

The goal of this paper is to experimentally study the effect of the propeller position on the interaction between the rotor and the propeller on a compound helicopter configuration. Experiments are conducted in the ONERA L2 large-size low-speed wind tunnel with a 1/7.7 Dauphin 365 N model and a four-bladed small-scale propeller. PIV measurements have been used to visualize the velocity fields around the helicopter and to study changes to the flow field under the rotor up- and downstream of the propeller. Different flight conditions (wind speeds and propeller position) are tested. At low speed, the propeller is partially immersed and the flow on the propeller disk is highly asymmetrical. In this flight configuration, moving the propeller toward the tail of the device increases the interactions and the thrust of the propeller. No direct interactions of the two rotating parts are measured at high speed for all the configurations tested.

Graphical Abstract



Abbreviations

b	Number of rotor blades
c	Blade chord (m)
C_T	Thrust coefficient ($C_T = \frac{100 \cdot F_z}{\frac{1}{2} \rho S \pi (R\Omega)^2}$)

✉ Lauriane Lefevre
Lauriane.lefevre@onera.fr

¹ Univ. Lille, CNRS, ONERA, Arts Et Métiers Institute of Technology, Centrale Lille, UMR 9014-LMFL - Laboratoire de Mécanique des Fluides de Lille - Kampé de Fériet, 59000 Lille, France

F_z	Thrust (N)
R_{prop}	Propeller radius (m)
R_{rotor}	Rotor radius (m)
S	Rotor disk surface (m ²)
V	Free stream velocity (m/s)
V_{tip}	Blade tip rotation velocity (m/s)
α	Flow angle [$\alpha = \arctan(V/U)$, °]
μ	Advance ratio ($\mu = V/V_{tip}$)
ρ	Air density (kg/m ³)
σ	Rotor solidity ($\sigma = \frac{bc}{\pi R_{rotor}}$)

Published online: 12 December 2022

Springer

Ω_{prop} Propeller rotational velocity (rpm)
 Ω_{rotor} Rotor rotational velocity (rpm)

1 Introduction

Helicopters are widely recognized for their hovering and vertical take-off and landing (VTOL) capabilities. While the demand has increased due to the multiplication of air transport, classical configurations present limitations such as a maximum speed limited to around 300 km/h. At high speed, conventional helicopters can indeed undergo compressibility issues on the advancing blade and negative lift on the retreating side of the main rotor. This restricted speed limits the adaptability of the helicopters to a wider range of missions.

In this context, the compound helicopters have been designed to increase the maximum flight speed. Including additional lift wings and/or rotors, these setups lead to a rotor slow-down allowing the vehicle to reach higher speeds while maintaining a minimal rotor drag. Multiple configurations have been designed that may include a tail propeller, a lift wing, tilt rotors, and tandem or coaxial compound helicopters. Among the compound configurations, the hybrid helicopter is equipped with two side propellers mounted on a lift wing. Two examples are the Eurocopter X3 that reached the velocity of 472 km/h in 2014 and the Airbus Helicopter RACER that is optimized for a cruise speed of 400 km/h (Fig. 1). In this configuration, the propellers have two key functions: (1) providing thrust to increase the maximum speed and (2) creating an efficient anti-torque to preserve the hovering abilities.

However, the addition of multiple rotating elements leads to complex and important interactions. Numerical studies have been conducted on the rotor/wing (Orchard and Newman 2003; Floros and Johnson 2009; Ferguson and Thomson 2015; Lorber et al. 2016; Öhrle et al. 2021), rotor/fuselage (Rand and Khromov 2015; Russell and Johnson 2012), wing/propeller (Thiemeier et al. 2019), and rotor/propeller interactions (Boisard 2018, Boisard 2021, Boisard 2022, Boisard and Lim 2021, Yeo and Johnson 2007), but few experiments include research data available for validation (Stokkermans 2020; Lefevre et al. 2021). However, Stokkermans does not study the influence of the position of the propeller on the



Fig. 1 Eurocopter X3 (left) and airbus helicopters RACER (right)

aerodynamic interactions, nor does his study entail velocity fields' measurements on the full device. In this context, this paper experimentally evaluates the aerodynamic rotor/propeller interactions for the hybrid compound helicopter in different flight configurations.

More precisely, the objective of this study is to estimate the influence of the position of the propeller on the interactions between the rotating elements for different flight configurations.

To do so, velocity fields are measured using PIV. Experiments were conducted in the ONERA L2 large-size low-speed wind tunnel with a 1/7.7 small-scale DAUPHIN 365 N model and a four bladed propeller.

This paper analyzes velocity fields at low and moderate speeds ($\mu=0.06$ and $\mu=0.22$). Measurements are realized for a relative position of the propeller to the helicopter similar to the Eurocopter X3 ($x=0.14$ m upstream of the rotor head) and in a configuration where the propeller is aligned with the rotor center. The influence of the advance ratio on the rotor/propeller interactions is presented for each configuration.

A previous study detailed the behavior of the flow in the nominal position for different advance ratios (Lefevre et al. 2022). The comparison of the results obtained with an isolated main rotor and an isolated propeller with the complete assembly highlighted the influence of their interactions on their performances. The cited article also shows that, at low speed, the propeller is partially immersed and the flow on the propeller disk is highly asymmetrical. No direct interactions are measured at $\mu=0.22$. The following article will highlight the influence of the propeller's position on the flow field up- and downstream of the propeller.

2 Experimental setup

2.1 The main rotor

A 1/7.7 scale DAUPHIN 365 N helicopter made of glass fiber has been used for this study (Fig. 2). This model has



Fig. 2 Installation of the full assembly in the L2 wind tunnel

been characterized at ONERA since its manufacturing in the 1980s (Le Pape et al. 2007; Renaud et al. 2008). The small-scale helicopter is 1.467 m long and 0.417 m high. The rotor is fully articulated and equipped with four glass-filled nylon rectangular blades with the following characteristics: blade section OA209, a chord of 0.05 m, linear twist angle of $-16^\circ/\text{m}$. The rotor diameter is 1.5 m, and the head is tilted 4° toward the nose of the device.

The thrust coefficient is the same as the full-scale helicopter ($\bar{Z} = 14.5$ to represent a moderate loading). The main rotor nominal rotational speed is 1100 rpm, which corresponds to a blade tip speed of 86 m/s. The setting accuracy is of ± 10 rpm, and the measurement uncertainty is less than 50 rpm. The propeller is placed under the advancing blade, on the port side of the helicopter.

As for a full-size helicopter, the collective and cyclic pitch angles are controllable and measurable. The blade pitch, flap, and lead-lag angles are also monitored. The influence of the propeller on the dynamic of the rotor has therefore been shown small. An air-cooling circuit is installed to limit the motor heating.

To ensure the safety of the device, the rotational speed of the main rotor has been chosen to avoid the resonance frequencies.

2.2 The side propeller

The four-blade off-the-shelf propeller (Fig. 3) has been chosen to mimic the Eurocopter X3 dimensions, thrust, and tip speed. The propeller, supplied by APC propeller, is made of glass-filled nylon. A diameter of 0.28 m (11 inches) has



Fig. 3 Isolated small-scale propeller mounted in the L2 subsonic wind tunnel

been chosen to conserve the geometric propeller to main rotor diameter ratios between the model and the real configuration. The blade twist, defined as the modification in stagger from root to tip, is 9° . The geometry of the blade has been provided by the supplier, and the 2D airfoil tables have been obtained using the elsA CFD software (Cambier and Veuillot 2008).

A spinner on the hub has been set on the shaft end to obtain a smoother flow. A fairing has been designed to isolate the balance from the flow created by the propeller wake and the wind. A preliminary study on the isolated propeller efforts proved the efficiency of these devices (Lefevre and Nowinski 2020). All the results presented herein are measured at $\Omega_{prop} = 7500 \pm 30$ rpm.

2.3 L2 wind tunnel

This study has been conducted in the ONERA large-size low-speed L2 wind tunnel (Fig. 4). This open-circuit installation has been in operation since 1968 for naval, industrial, and aeronautical applications with a broad panel of measurement techniques. The test section measures $6 \text{ m} \times 2.4 \text{ m} \times 13 \text{ m}$.

The air circulation is carried out by eighteen fans divided into three horizontal lines and six columns. All together, the fans can generate a maximum velocity of 19 m/s in the test section. The flow then freely diffuses to the sides and top before returning to the entrance of the tunnel. Upstream to the test section inlet, the air flows through a honey comb to limit turbulence and to align the flow in the axial direction.

The wind tunnel operates at ambient atmospheric conditions. The humidity, ambient static pressure and temperature are measured in the undisturbed air in the hall. Since a maximum air density variation of 2% has been calculated during the campaign, no correction has been applied. Considering the low velocities involved, the natural heat transfers only generates a 5°C per hour temperature increase in continuous operations at full power thanks to the air flow stream that ensures the cooling of the fans electric engines. Nevertheless, Pitot tubes are set in vein to monitor the evolution of the wind speed and prevent any variation during the measurements.



Fig. 4 Scheme of the INTRON bench mounted in the L2 subsonic wind tunnel

The tunnel boundary layer profile shows turbulence values up to 7.6% close to the walls. The turbulence intensity is less than 3% in the middle of the section. No blockage effect is observed.

2.4 Tests conducted

A parametric study has been conducted to analyze the influence of the propeller's position on the performances of the aircraft. During the campaign, the wind speed was varied from $U=5$ to 19 m/s, operating through all the L2 wind tunnel capabilities. Considering the rotational speed of the main rotor, this corresponds to advance ratios from $\mu = U/V_{tip} = 0.06$ to 0.22.

Velocity fields measurements were realized for two longitudinal positions. The nominal position is similar to what can be observed on the Eurocopter X3: The propeller is placed 0.14 m ahead of the rotor center (one propeller radius), at half a rotor radius laterally (0.375 m), and 0.28 m under the rotor head. The position +1X is obtained when moving the propeller by one blade radius toward the tail of the helicopter and aligning it with the rotor center.

The data are recorded for 10 min, allowing the acquisition of 3000 PIV maps per flight case. The images presented in this paper are averaged over the complete set. Averages are calculated by considering only the points with a cross-correlation greater than 0.2, meaning that at least 20% of the particle are observed in both images. The 95% confidence interval is under 0.1 m/s (less than 2% of the lowest value of the wind speed) over the entire map (Fig. 5).

During the entire campaign, three trim conditions are set: the thrust $F_{z,rotor} = 99.3$ N, which corresponds to a dimensionless loading $\bar{z} = 14.5$. The thrust is set with an accuracy of ± 3 N. The longitudinal load is adjusted to compensate the fuselage drag previously identified on the isolated helicopter (± 0.5 N). $F_{x,rotor}$ is therefore chosen to suppress the fuselage

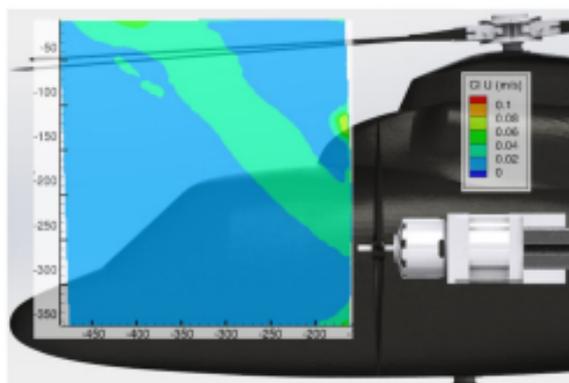


Fig. 5 95% confidence interval in nominal position at $\mu=0.06$ (upstream plane)

influence on the setting of the flight conditions. To suppress the lateral effort ($F_{y,rotor}$), the longitudinal flap angle (β_{1s}) is zero [$\pm 0.5^\circ$].

2.5 SPIV setup

Stereoscopic PIV measurements have been conducted. The air has been seeded with fine droplets of olive oil. With a density of 0.9137 g/cm³, the fluid has proven its ability to not disrupt the air flow while effectively reflecting light. Droplets with a diameter of 10 μm are created approximatively two meters upstream to the honeycomb, ensuring the homogeneity of the seeding in the test section.

Two acquisition planes are studied: One is placed upstream to the propeller and the second downstream. The PIV planes measure 325 mm \times 340 mm, with a resolution of one vector every 3–6 mm. The PIV plane is centered at the main rotor center. For the upstream plane, the tip of the propeller cone is located at (-140 mm, -280 mm) in nominal position and at (0 mm, -280 mm) in backward position.

For the downstream plane, the study is conducted in the +1X position. In the downstream plane, the interference of the rotor blades with the cameras compromised the validity of the lower part of the image. Therefore, only the upper 150 mm will be analyzed in the article.

Figure 6 suggests that the main rotor intersects the measurement window (Johnson 2016), but the rotation leads to an elevation of the blades: Flap angles up to 6° are measured at the rotor blade root. The tip displacement has not been measured, but it is assumed that the blades' stiffness prevents blade deformation. Therefore, no interference between the measurement window and the PIV plane is observed during the tests.

The coordinate system is defined such that \vec{U} is the velocity along \vec{x} and directed toward the tail of the aircraft, \vec{V} is the vertical velocity directed toward the rotor head, and \vec{W} is the out-of-plane component defined such that a positive velocity is directed toward the left side of the helicopter from the pilots point of view. The in-plane norm of the velocity is calculated with $Norm = \sqrt{U^2 + V^2}$.

The acquisition is performed with a laser and two high-resolution cameras. The 2×400 mJ pulsed laser is activated at a wave length of 532 nm. The acquisition frequency is 5 Hz, which allows the decoupling of the PIV measurements with the rotor frequency (16.7 Hz) and to focus on the analysis on the rotor wake rather than blade passing unsteady effects. Therefore, unsteady artifacts are not captured in this experiment. The pulse duration is of 5 ns.

The LaVision 4 M cameras have a resolution of 2048×2048 pixels. The square pixels measure 7.4 $\mu\text{m} \times 7.4$ μm , and the particles extend over 1.5 pixels. The time step is chosen for each wind speed to allow a typical particles displacement of 5–6 pixels between

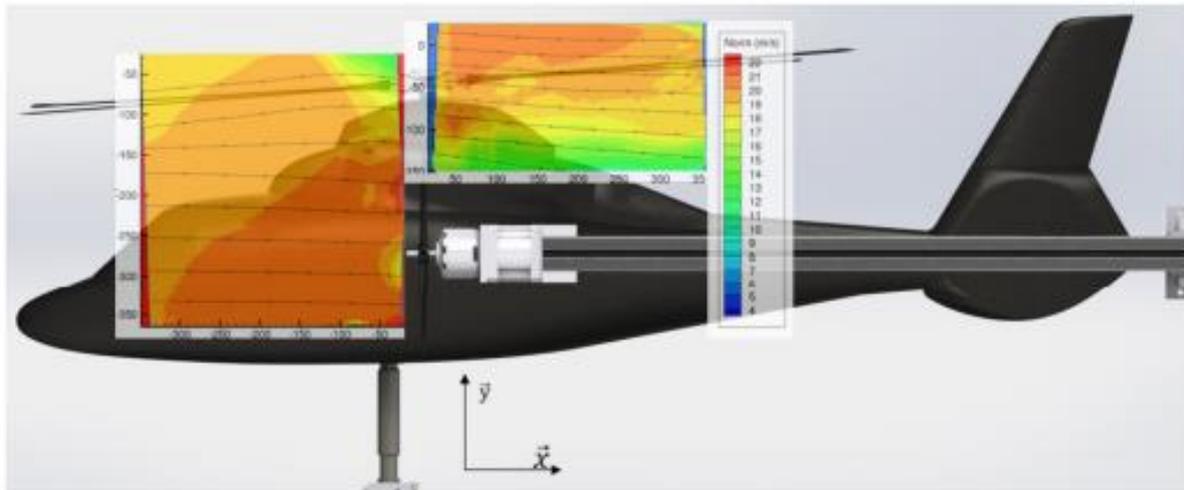


Fig. 6 Scheme of the PIV plane placement on the full assembly



Fig. 7 Implementation of the PIV setup in the L2 wind tunnel during calibration

the two images. The spatial resolution of the interrogation windows is of 4.7–4.9 mm depending on the flight configuration. An overlapping of 70% of the interrogation windows is set for the post-treatment. The cameras are positioned at a lateral distance of 2.1 m on the port side of the helicopter. The first camera is positioned at ground level, while the second is placed at 2.055 m height (Fig. 7). The cameras cover an angle of about 50°.

The ONERA FOLKI software (Champagnat et al. 2011) is used to reconstruct the velocity fields based on a modified iterative wrapping similar to the dense Lukas–Kanade algorithm (Le Besnerais and Champagnat 2005). The window size is of 32×32 pixels². Most of the results that are presented are averaged velocity maps over the

3000 instantaneous interrogations obtained for each flow configuration.

3 Results

3.1 Low speed flight

This section is focusing on the averaged velocity fields obtained at low flight speed ($\mu = 0.06$).

A study was first conducted at $\Omega_{\text{prop}} = 0$ rpm to present a base case, without the influence of the propeller on the flow (Fig. 8). This study was performed in the +1X position, but similar conclusions could be drawn in the nominal position. This case can directly be compared to the results presented in Fig. 9, where the propeller is rotating at $\Omega_{\text{prop}} = 7500$ rpm.

Regardless of the propeller activation, the upstream flow evolves at 5 m/s. A slight acceleration of the free flow is measured up to 0.20 m ahead of the propeller when $\Omega_{\text{prop}} = 7500$ rpm (Fig. 9).

On the other hand, while the rotor wake evolves at 45° when $\Omega_{\text{prop}} = 0$ rpm, it is straightened under the influence of the propeller suction and reaches an angle of about 30° at the rotor wake boundary just upstream of the propeller. The suction effect of the propeller on the development of the rotor wake and on the free flow is therefore clearly highlighted.

The influence of the propeller is also underlined by the out-of-plane velocity profile (Figs. 8, 9-right). The out-of-plane flow profile inside the rotor wake remain unchanged regardless of the propeller activation, but the rotor wake boundary is more pronounced with a steeper velocity gradient between the wake and the free flow when the propeller

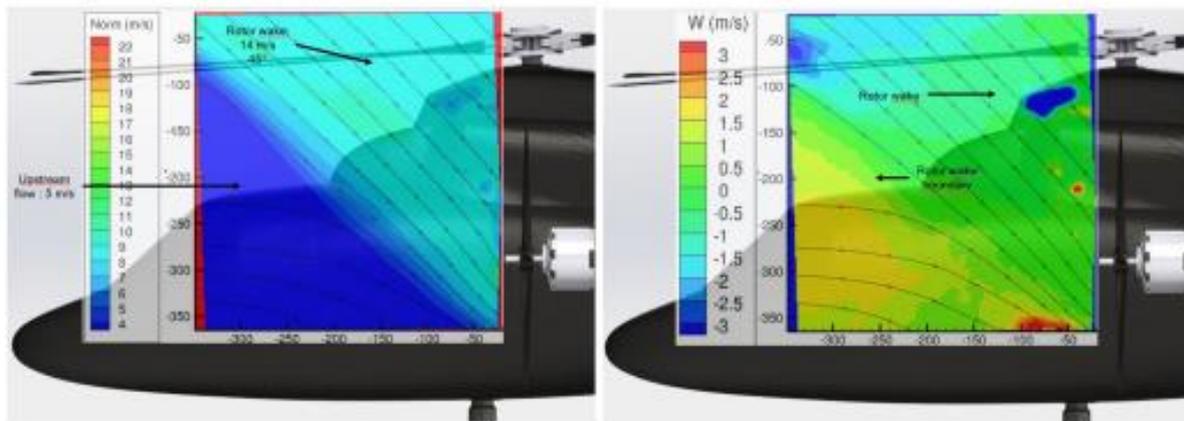


Fig. 8 Averaged 3D velocity field in +1X position at $\mu=0.06$ and $\Omega_{\text{top}}=0$ rpm (upstream plane). Norm of the in-plane velocity (left) and out-of-plane velocity W (right)

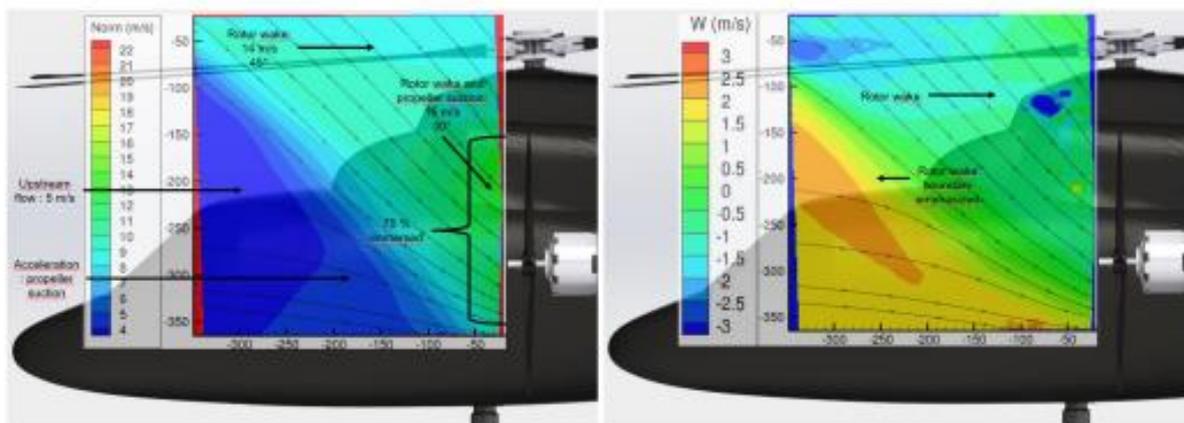


Fig. 9 Averaged 3D velocity field in +1X position at $\mu=0.06$ (upstream plane). Norm of the in-plane velocity (left) and out-of-plane velocity W (right)

is activated. This highlights the influence of the rotation of the propeller blades on the free flow.

Figures 9 and 10 present the comparison of the flows between the nominal and the +1 X positions at $\mu=0.06$. The upper part of the rotor wake remains unchanged: The wake evolves at an angle of about 45° directed toward the upper part of the propeller.

In nominal position, the distance between the rotor wake front and the propeller is 0.14 m smaller. Therefore, when moved toward the tail of the helicopter, a larger part of the propeller disk is immersed in the rotor wake. Balance measurements (Lefevre et al. 2021) showed an increase in propeller thrust by 2%, which can be explained by the larger angle of attack of the flow on most of the propeller disk. The

characterization of the isolated propeller indeed showed an increase by up to 30% of the thrust when the angle of attack of the flow is increased.

The off-plane velocity distribution is slightly different between the two configurations. While \bar{W} is almost constant outside of the wake boundary in the nominal position, an out-of-plane velocity decrease is measured on the lower part of the image in the +1X position. This observation is caused by the stronger interaction between the rotating elements in the +1X position: The rotor wake is therefore realigned under the stronger influence of the propeller suction in backward position. The off-plane velocity profile inside the rotor wake is however similar for both configurations.

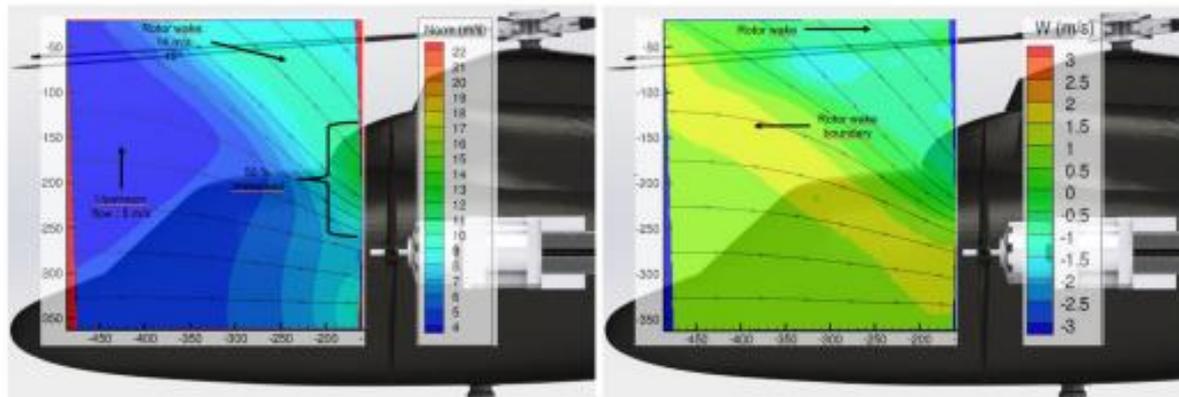


Fig. 10 Averaged 3D velocity field in nominal position at $\mu=0.06$ (upstream plane). Norm of the in-plane velocity (left) and out-of-plane velocity W (right)

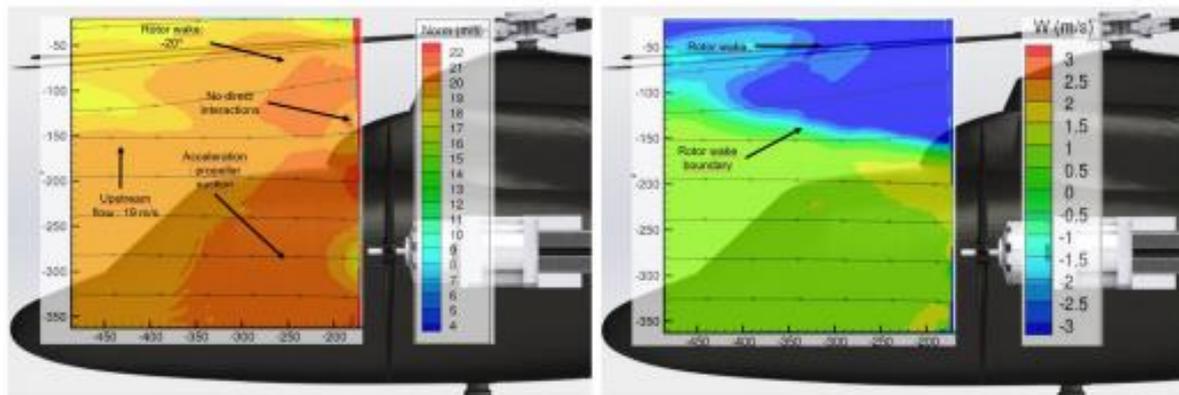


Fig. 11 In-plane norm (left) and out-of-plane (right) velocity field at $\mu=0.22$ in nominal position

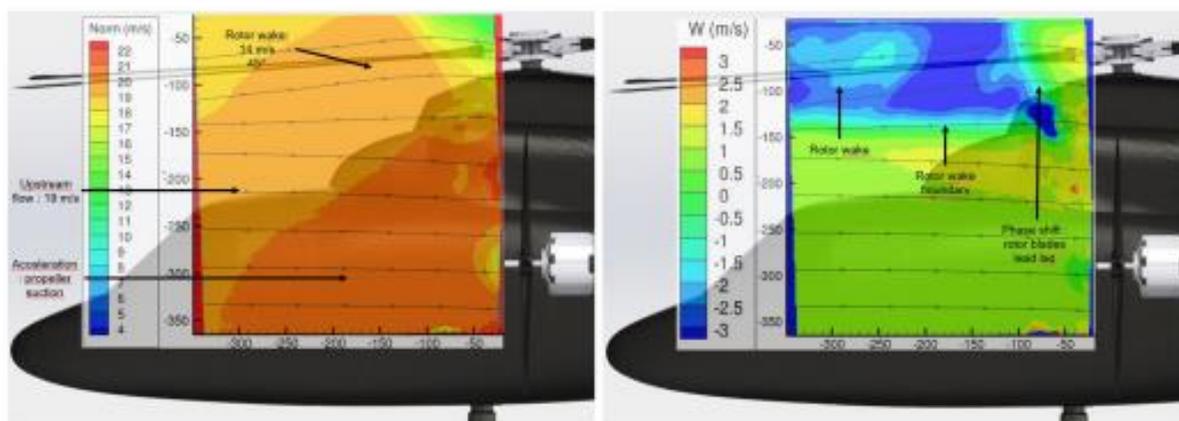


Fig. 12 3D velocity field at $\mu=0.22$ in +1X position (upstream plane)

3.2 Medium speed flight

The results at medium speed flight are presented in Figs. 11 and 12 for $\mu=0.22$. At these operating conditions, the rotor wake passes well above the propeller: The flow is indeed sucked upstream of the rotor head. Since the PIV plane is translated between the two positions to follow the propeller, it is highlighted that the velocity fields do not depend on the propeller position. Figures 11 and 12 thus demonstrate once again the negligible influence of the propeller on the rotor at high speeds.

For both positions, an important off-field velocity appears in the rotor wake. The limit of the negative off-plane velocity is highlighted in the +1X position, where the propeller disk (placed at $x=160$ mm) is aligned with the rotor center. It is supposed that the off-plane negative velocity is a consequence of the rotation direction of the rotor: The PIV plane being placed under the advancing side of the main rotor, the blades evolve from the front right to the back left. In

this context, a sign change is expected at the rotor head. However, the blades lead-lag mobility leads to a slight lag, explaining why the negative velocity appears at $x=80$ mm in the +1X position.

The propeller suction is also observed in the lower right corner, where an acceleration of about 5% of the upstream velocity is measured. The suction affects the flow up to 0.3 m upstream of the propeller. Increasing the advance ratio or moving the propeller toward the tail of the device leads to stronger influence of the propeller suction. As for the study at low speed, an in-plane velocity peak is also measured just under the propeller tip for all the tested configurations.

A study of the velocity field just downstream of the propeller is also conducted (Fig. 13), where the boundary of the rotor wake is highlighted. Like for the study at $\mu=0.06$, the velocity norm inside the rotor wake is similar over the entire observed window. Therefore, the propeller/rotor interaction is constant in this area, as underlined by the deviation of the streamlines.

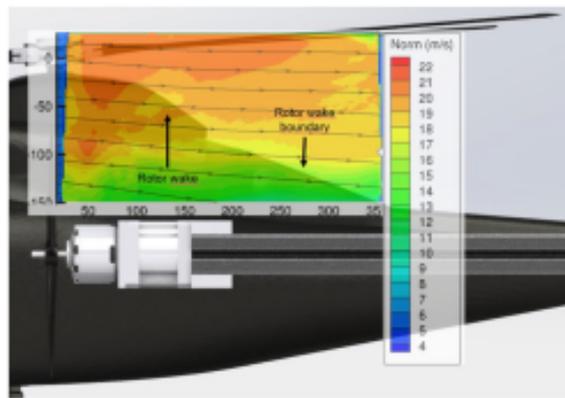


Fig. 13 3D velocity field at $\mu=0.22$ in +1X position (downstream plane)

3.3 Influence of the advance ratio

Figures 14 and 15 present the evolution of the in-plane velocity profile under the influence of the rotating elements for different advance ratios and for two propeller positions. The flow angle is defined with $\alpha = \arctan(V/U)$. The profile are extracted just upstream of the propeller. In the following figures, the propeller extends up to $y=20$ mm.

For both propeller positions, increasing the advance ratio leads to a realignment of the flow. A clear change is observed between $\mu=0.06$ and 0.12: This points out the limit between low and high speeds.

At low speed, the evolution of the flow is similar on the upper part (for $y > 0$ mm) of the window for both propeller positions. However, when the propeller is moved toward the tail of the rotor, a stronger acceleration and a more important flow angle are observed on the lower half of the

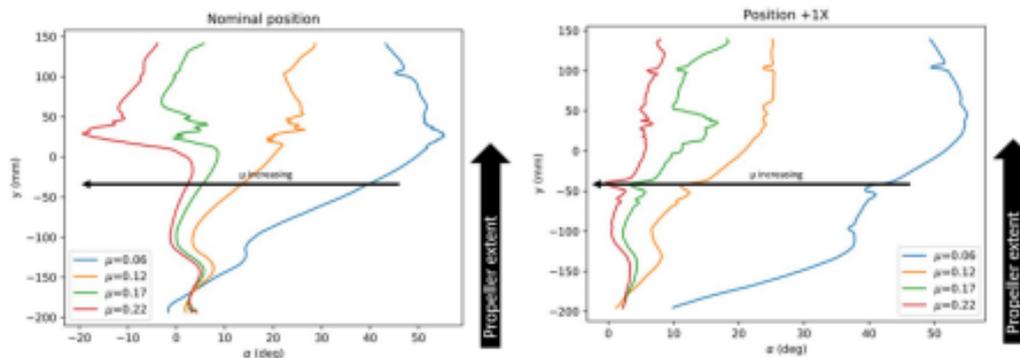


Fig. 14 Flow angle in nominal (left) and +1X (right) position for different advance ratios

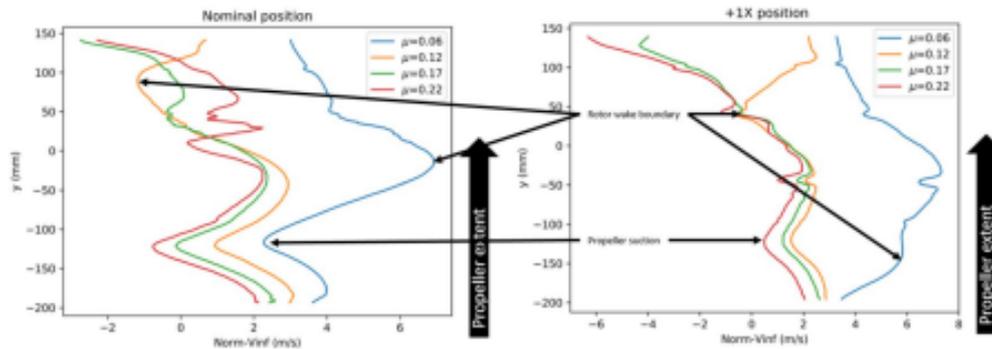


Fig. 15 Velocity profile in nominal (left) and +1X (right) position for different advance ratios

plane. Indeed, the study at low speed highlighted that the rotor wake covers the majority of the height of the plane just upstream of the propeller in this position. For both configurations, the limit of the propeller suction is measured at $y = -170$ mm.

At $\mu = 0.12$, the flow is slightly accelerated in the upper part of the image under the influence of the rotor wake for both propeller positions. The limit of the rotor wake is clearly visible at $y = 100$ mm for the nominal position and $y = 50$ mm when the propeller is pushed toward the tail of the rotor. For $\mu \geq 0.17$, a slight deceleration is observed on the upper part of the window under the influence of the rotor wake suction.

For all configurations with $\mu \geq 0.12$, the angle of the flow on the upper part of the interrogation window is slightly increased when the propeller is pushed toward the tail of the rotor. This is due to the more important distance between the front blade and the measurement plane, allowing the rotor wake to settle. The velocity profile is similar at high speed on the lower part of the window, only subject to the propeller suction. In both configurations, the absence of direct interactions between the rotors for $\mu \geq 0.12$ is underlined.

4 Conclusion

This study aimed to identify experimentally the influence of the propeller on the aerodynamic rotor/propeller interactions. Two configurations were tested: one mimicking the Eurocopter X3 where the propeller is placed 0.14 m upstream of the rotor center, and one where the propeller is moved aft toward the tail of the helicopter and aligned with the rotor head.

At $\mu \geq 0.12$, no direct interactions are observed on the averaged flow field. Moving the propeller toward the tail

of the rotor therefore does not influence the interactions between the rotors.

At low speeds ($\mu = 0.06$), the propeller is partially immersed inside the rotor disk. Therefore, moving the propeller toward the tail of the device increases the rotor/propeller interactions, leading to increased propeller thrust.

For all flight configurations, the propeller does not greatly modify the wake of the main rotor. However, the influence of the propeller on the upstream flow is not negligible as it begets an acceleration and a deviation of the flow. These characteristics, however, do not impact the performances of the rotors.

Acknowledgements The technical support of Ronan Boisard and François Richez for the numerical study is thanked.

Author contributions L.L. (corresponding author) contributed to tests, writing, reviewing, and editing. V.N. contributed to supervision, tests, and reviewing. J.D. contributed to tests and reviewing. A.D. contributed to reviewing. All authors approved the version to be published.

Funding The authors gratefully acknowledge the financial support given by ONERA and the Région Hauts-de-France.

Data availability The data that support the findings of this study are available from the corresponding author, upon reasonable request.

Declarations

Conflict of interest The authors declare that they have no known competing financial interests or personal relationships that could have appeared to influence the work reported in this paper.

Ethics approval and consent to participate Not applicable.

Consent for publication The authors confirm that this work is original and has not been published elsewhere, nor is it under consideration for publication elsewhere, and consent for the publication in *Experiments in Fluids*.

References

- Boisard R (2018) Aerodynamic investigation of rotor/propeller interactions on a fast rotorcraft. In: 44th European rotorcraft forum. Delft
- Boisard R (2021) Numerical analysis of rotor/propeller aerodynamic interactions on a high-speed compound helicopter. In: 77th vertical flight society forum
- Boisard R (2022) Numerical analysis of rotor/propeller aerodynamic interactions on a high-speed compound helicopter. *J Am Helicopter Soc* 67(1):1–15
- Boisard R, Lim JW (2021) Aerodynamic analysis of rotor/propeller wakes interactions on high speed compound helicopter. In: 47th European rotorcraft forum
- Cambier L, Vuillot JP (2008) Status of the ElsA software for flow simulation and multi-disciplinary applications. In: 46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. American Institute of Aeronautics and Astronautics
- Champagnat F, Plyer A, Le Besnerais G, Leclaire B, Davoust S, Le Sant Y (2011) Fast and accurate PIV computation using highly parallel iterative correlation maximization. *Exp Fluids* 50(4):1169
- Floros M, Johnson W (2009) Performance analysis of the slowed-rotor compound helicopter configuration. *J Am Helicopter Soc* 54(2):22002
- Ferguson K, Thomson D (2015) Performance comparison between a conventional helicopter and compound helicopter configurations. *J Aerosp Eng G* 229(13):2441–2456
- Johnson RW (ed) (2016) Handbook of fluid dynamics. Crc Press
- Le Besnerais G, Champagnat F (2005) Dense optical flow by iterative local window registration. In: IEEE international conference on image processing 2005, vol 1. pp 1–137
- Le Pape A, Gatard J, Monnier J-C (2007) Experimental investigation of rotor-fuselage aerodynamic interactions. *J Am Helicopter Soc* 52(2):99
- Lefevre L, Nowinski V (2020) Characterization of the propeller for the experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters. In: ONERA-DLR annual symposium
- Lefevre L, Nowinski V, Delva J, Dazin A (2021) Experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters. In: 47th European rotorcraft forum
- Lefevre L, Nowinski V, Delva J, Dazin A (2022) Experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions on high speed helicopters, efforts and velocity fields measurements. In: 78th vertical flight society forum. Fort Worth
- Lorber P, Law G, O'Neill J, Aircraft S, Matalanis C, Bowles P, United Technologies Research Center (2016) Overview of S-97 RAIDER scale model tests. In: 72nd AHS international forum. West Palm Beach
- Öhrle C, Frey F, Thiemeier J, Keßler M, Krämer E, Embacher M, Cranga P, Eglin P (2021) Compound helicopter X 3 in high-speed flight: correlation of simulation and flight test. *J Am Helicopter Soc* 66(1):1–14
- Orchard M, Newman S (2003) The fundamental configuration and design of the compound helicopter. *J Aerosp Eng G* 217(6):297–315
- Rand O, Khromov V (2015) Compound helicopter: insight and optimization. *J Am Helicopter Soc. AHS 69th annual forum. Phoenix*
- Renaud T, Smith M, Potsdam M, O'Brien D (2008) Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using computational fluid dynamics. *J Am Helicopter Soc* 53(1):3–17
- Russell C, Johnson W (2012) Conceptual design and performance analysis for a large civil compound helicopter. In: AHS vertical lift aircraft design conference. San Francisco
- Stokkermans TCA (2020) Aerodynamics of propellers in interaction dominated flowfields. Ph.D. Thesis. TU Delft, Delft
- Thiemeier J, Öhrle C, Frey F, Keßler M, Krämer E (2019) Aerodynamics and flight mechanics analysis of airbus helicopters compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions. *CEAS Aeronaut J* 11(1):49–66
- Wieneke B (2015) PIV uncertainty quantification from correlation statistics. *Meas Sci Technol* 26(7):074002
- Yeo H, Johnson W (2007) Aeromechanics analysis of a heavy lift slowed-rotor compound helicopter. *J Aircr* 44(2):501–508

Publisher's Note Springer Nature remains neutral with regard to jurisdictional claims in published maps and institutional affiliations.

Springer Nature or its licensor (e.g. a society or other partner) holds exclusive rights to this article under a publishing agreement with the author(s) or other rightsholder(s); author self-archiving of the accepted manuscript version of this article is solely governed by the terms of such publishing agreement and applicable law.

7.11. Article ICAS

Dans le cadre du groupe de travail Européen de l'AG25, un article a été publié à l'ICAS (International Council of Aeronautical Sciences) 2022. L'AG25 regroupe des acteurs allemands (DLR et université de Stuttgart), italiens (CIRA et Polimi), grecs (NTUA), britanniques (université de Glasgow) et français (ONERA) autour de l'étude des interactions rotor/rotor pour les hélicoptères grande vitesse et les multi rotors. Cet article a pour objectif de résumer les avancées numériques et expérimentales obtenues dans le cadre de ce groupe de travail.

Rotor / Rotor aerodynamic interactions – A Garteur Action Group

R. Boisard¹, L. Lefevre¹, T. Zhang², G. Barakos², A. Visingardi³, F. Lößle⁴, A. Kostek⁴, T. Andronikos⁵, M. Keßler⁶, R. Wickersheim⁶, A. Colli⁷, G. Gibertini⁷, A. Zanotti⁷

¹ ONERA, the French Aerospace Lab, France

² University of Glasgow, United Kingdom

³ CIRA, Italy

⁴ DLR, Germany

⁵ National Technical University of Athens, Greece

⁶ University of Stuttgart, Germany

⁷ Politecnico di Milano, Italy

Abstract

The paper presents the objectives, the activities and the results obtained in a self-funded research project carried out by the AG-25 “Rotor-rotor wakes Interactions” consortium of the Rotorcraft Group of Responsables in the GARTEUR framework. The formation of this Action Group was motivated by the observation that new high-speed compound and multi-rotor rotorcraft concepts are spreading out and aerodynamic interactions between rotating parts is important for vehicle performance and stability, especially at low speed. However, there are very few experiments available to improve the understanding and consequences of such interactions and to validate and improve numerical methods. Three research centers: ONERA (France), CIRA (Italy), DLR (Germany), and four universities: Politecnico di Milano (Polimi) (Italy), University of Glasgow (UoG) (United Kingdom), National Technical University of Athens (NTUA) (Greece) and University of Stuttgart (IAG) (Germany), joined their efforts to fill this gap through common research activities. In particular, three experimental investigations were conducted to study different kinds of rotor / rotor interactions. Two are representative of a fast rotorcraft similar to the Airbus Helicopter RACER, and one of a multicopter vehicle. The measurements include loads on the rotating parts, PIV in the flowfield, as well as noise radiation. The numerical activities aimed at reproducing most of the experimental matrices and comparing different levels of fidelity (ranging from BEM tools up to unsteady RANS CFD). The outcomes of this study are the acquisition of experimental databases and a better understanding of the physics of rotor / rotor interactional aerodynamics. Furthermore, there is a significant validation and improvement of the current numerical tools, and extraction of best practices for the prediction of future high speed and multicopter rotorcraft performance, noise and stability.

Keywords: GARTEUR AG25, High speed Helicopter, Multicopter, Experiment, Computations

1. Introduction

Most conventional helicopters use several rotors, e.g., the classical helicopter with a main rotor and a tail-rotor, the tandem configuration with two side-by-side rotors, and helicopters with co-axial rotors, or tilt-rotors. In the context of the development of high speed compound helicopters, the main rotor cannot be used as an efficient propulsive device at high speed, and most of the time a propeller has to be added to reach high advancing velocities. This multiplicity of rotors is also common in the field of UAVs, where the lifting function is more and more distributed on several rotors (sometimes more than 4). The simultaneous use of rotating blades distributed around the airframe on potentially different planes of rotation (Figure 1 and Figure 2) adds significant aeromechanical complexity and may lead to complex unsteady interactions between the wakes of

the rotors and propellers. It is reasonable to assume that such interactions, of aerodynamic nature, can have a significant impact on vibrations, on radiated noise and on aerodynamic performance, especially but probably not exclusively, at low speed conditions.

Aerodynamic interactions between rotors and fixed surfaces have already been studied over several years. Main rotor – fuselage interactions are now well known, thanks to validated numerical tools and experimental results [1], [2]. Also, the aerodynamic interactions between the helicopter and the ground have been extensively studied (ground effect [3], [4], brown-out, etc). More recently, an Action Group (AG22) focused on the forces generated by helicopter wakes on surrounding obstacles in the context of flight in confined areas [5], [6].

Main rotor – tail rotor interactions are also well documented. For example, they were part of the European project GoAHEAD and the associated numerical studies by several European organizations [7].



Figure 1 : Sikorsky S-97 Raider



Figure 2 : Airbus Helicopter RACER

Rotor-rotor interactions are less documented but some literature on the subject provides interesting inputs about wake interaction phenomena. For example, an experimental study carried out by US Army, simulated co-axial and tandem configurations [8], [1] but it was unfortunately limited to hover cases.

It seems that very little attention has been paid to rotor-propeller aerodynamic interactions. The most exhaustive study of compound helicopter with side propellers was performed back in the sixties [9]. The study was limited to relatively high advance ratio for which wakes interactions are minimal and only a full aircraft was used (main rotor, fuselage, wing and propeller) introducing lots of interactions and making it difficult to understand the consequence of each component wake. More recently, small scale experiments were conducted by Sikorsky and UTRC on a configuration similar to the X2 and the Raider [10]. But experiment is not widely available and only speeds above 105 kts were investigated.

Even if rotor-rotor or rotor-propeller interactions can nowadays be numerically addressed by high order aerodynamic tools (CFD), such approaches are expensive in terms of CPU time due to the differences in rotating speed between the main rotor and the propeller. Also, the rotor and propeller wakes have to be propagated with high accuracy over long distances, further increasing the CPU cost. Moreover, at low speed, flow phenomena tend to be highly unsteady and results must be averaged over a long period of time. Therefore, there is a need for low order models to be used in pre-design phases of advanced rotorcraft vehicles in combination with comprehensive and CFD codes. Developing such low-order models requires adequate experimental databases to validate CFD or free-wake models. However, a survey of the available literature highlights the lack of such experimental databases at least in the open domain.

An exploratory group (EG-36) was created with the aim to promote activities which could contribute to fill these gaps. EG36 proposed the creation of an action group (AG25) gathering a team of researchers willing to investigate, both numerically and experimentally rotor / propeller wake

interactions on high speed rotorcraft operating at low speed conditions.

The time scale for the AG25 is three years, starting in November 2019 during which the following activities were planned:

- Application and possible improvement of computational tools for the study of rotor / propeller wakes interactions
- Setting up some cost effective wind tunnel test campaigns aiming at producing experimental database for the validation of numerical methodologies
- Final validation and assessment of the numerical methodologies

2. Experimental Activities

The experimental investigations were performed during several wind tunnel campaigns, complementary to each other, in order to analyze different aspects of the flow physics of the aforementioned aerodynamic interactions. PoliMi and ONERA worked on configurations similar to the X3 or RACER high speed helicopters with one main rotor and one or two side propellers. The PoliMi experiment is Mach-scaled while this is not the case for the ONERA configuration. The DLR experiment is representative of a multicopter similar to a large UAV. The following section describes the different experiments.

2.1 Rotor/propeller interactions test rig (ONERA)

The ONERA experiment is focused on aerodynamic interactions that occur on fast rotorcraft configurations similar to the X3 or RACER of Airbus Helicopters. The experimental setup is based on a helicopter model and a small scale four bladed propeller. The helicopter model is a DAUPHIN 365 N of 1/77 scale, equipped with a fully articulated four bladed rotor with collective and cyclic pitch controls. The rotor radius is 0.75m and the nominal rpm is 1270 (rotor tip speed~100m/s). The propeller is manufactured by the APC company (APC11x9-4), and is a four bladed propeller with a diameter of approximately 28cm (11 inches). Experiments are carried out in the ONERA L2 large-size low-speed wind tunnel (Figure 3), which is an open-circuit wind tunnel with a closed test section of 6m width, 2.4m height and 13m long. During the experiment, the wind speed varied between 0 $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$ to 19 $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$. Measurements were performed using two six axis balances (one for the main rotor and one for the propeller), accelerometers and rotor blades pitch, yaw and lag angle sensors. Thermometers and topers were also implemented to monitor the behavior of the rotors. PIV measurements were also done in planes perpendicular to the propeller disc directly upstream and downstream of its position for different wind speeds (Figure 4).



Figure 3: ONERA test rig mounted in the L2 Wind-Tunnel (ONERA-Lille)

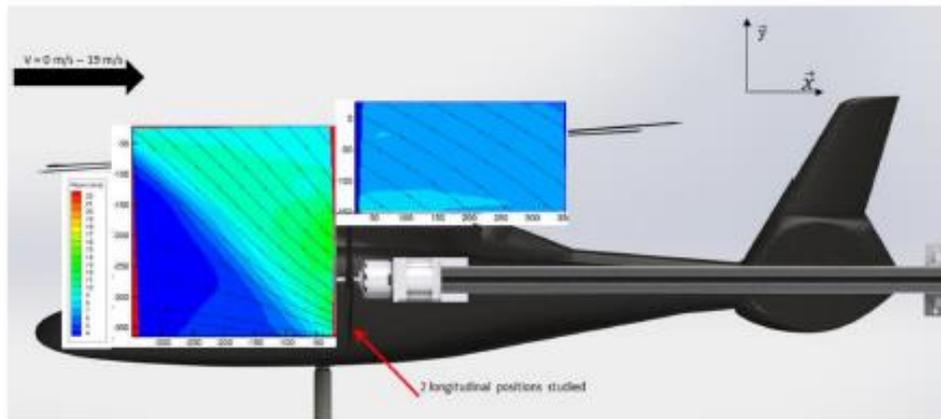


Figure 4 : ONERA PIV planes scheme (ONERA - Lille)

2.2 Mach scaled rotor/propeller interactions test rig (PoliMi)

The PoliMi wind-tunnel test rig (Figure 5) is composed of a five-bladed, fully-articulated main rotor, mounted on a whirl tower and equipped with rectangular, untwisted NACA 0012 blades; and two five-bladed side propellers, with blades from manufacturer varioPROP, both right- and left-handed. The whirl tower and rotor assembly is made available courtesy of Leonardo Helicopters. The main rotor, with a radius of 0.855 m, is equipped with sensors for the measure of the blades' pitch, flap and lag angles, and with a load cell for the measure of the loads on the rotor. Each propeller has a radius of 0.15 m and is powered by a Skorpion electrical motor and is connected to a Futek load cell for thrust and torque measurement. The propellers are set in a pusher configuration, similar to the one found in recent high-speed rotorcraft design, such as the RACER. The propellers were preliminary tested in the "S. de Ponte", closed-circuit wind tunnel at PoliMi with a test section 1 m wide and 1.5 m high. Thrust and torque were measured to assess the adequacy of the setup (Figure 6) The results of the preliminary performance measurements on the isolated PoliMi propeller are shown in Figure 7, indicating the adequacy of the system for the rotor/propellers interaction study.

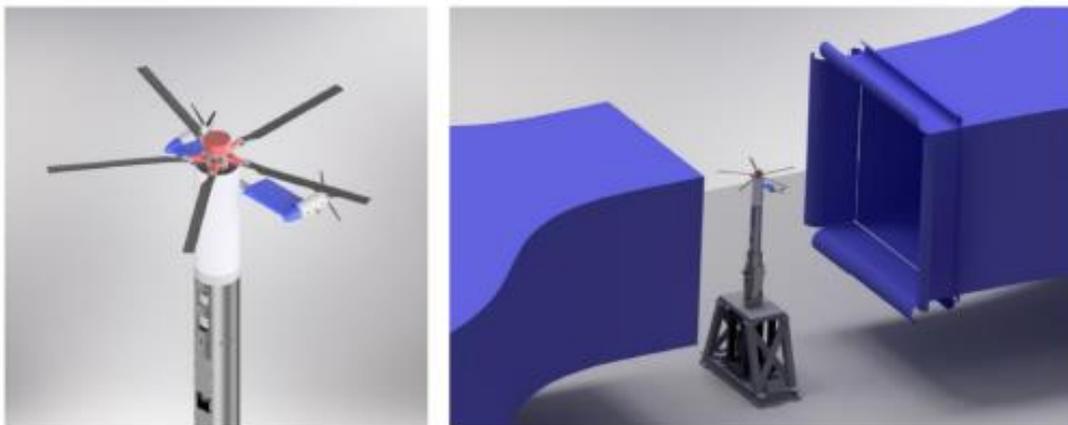


Figure 5 : Schematics of the PoliMi full rig, detail of the rotor-propellers assembly (left) and wind tunnel configuration for testing (right).



Figure 6 : PoliMi propellers, assembly detail (left) and wind tunnel testing (right).

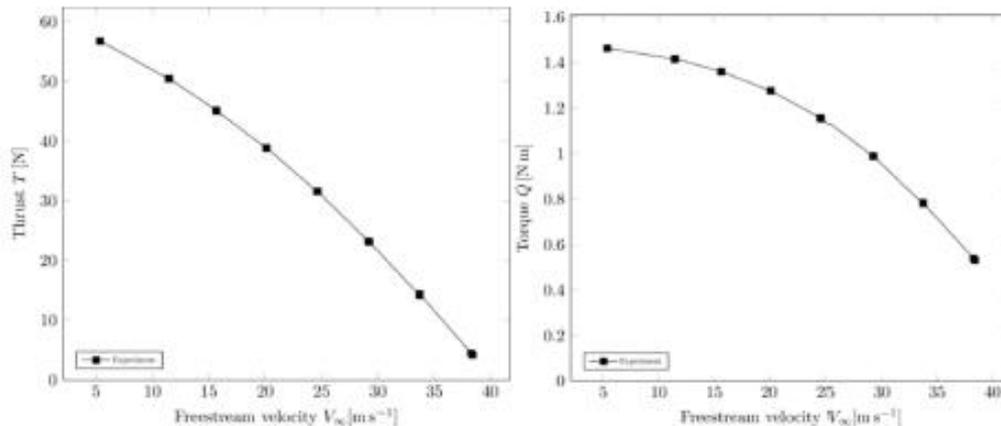


Figure 7 : Experimental data of thrust (left) and torque (right) for the isolated PoliMi propeller.

Experimental tests of the full compound configuration will be performed in the Large Wind Tunnel at PoliMi (GVPM). A “T-shape” test rig configuration is used (Figure 5) in order to open the possibility to add wings to improve similarities with actual rotorcraft and future investigation of interactions between rotor / propeller and wings. The GVPM is a closed-circuit wind tunnel with test section 4 m wide, 3.84 m high and 5 m long, and open test section configuration for rotorcraft testing. The test campaign will include low to moderate advance ratio conditions, with free-stream velocity from different azimuthal directions, with a particular focus on side wind. The experiment will be Mach scaled (contrary to the ONERA experiment), with the main rotor nominal RPM of 2245, for a tip speed of 201 m/s, while the propellers nominal RPM are 12800. Measurement will be performed of all the rotor’s blades angles, of the loads on the main rotor and on each of the propellers. Particle Image Velocimetry (PIV) will also be employed for the measurement of the flowfield.

The main outcomes expected from the full rotor/propellers experiment include the measurements of the effects of the rotor wake interaction on the performance of the propellers and of the dependence of these effects on the direction of the incoming wind; moreover, the flowfield PIV measurement will allow to study the mechanisms of the interaction.

2.3 Multirotor interactions test rig (DLR)

In recent years the use of multicopters in urban areas has rapidly gained in importance because of their broad field of application. Due to the new nature of this subject, the use of several small rotors in multicopters raises new questions about aerodynamics and aeroacoustics of small rotor blades

and rotor-rotor-interaction. The intent of DLR experiment is to improve the understanding of such interactions. In a first step single rotor aerodynamics was studied in a wind tunnel experiment. The measured data served as validation for computational results. The experiment was conducted at DLR's rotor test stand Göttingen (RTG), which is an Eiffel-type wind tunnel with open test section. For the measurements, a nozzle outlet of 1.6m x 0.8m was chosen in order to reach flow velocities up to 23m/s. Different two- and three-bladed rotors with diameters between 30.5cm and 62.2cm were installed vertically in the test section on a rotatable support system allowing variations of rotor tilt angle between -30° and 30° . The rotor was driven by a 180W brushless DC motor. An overview of the configuration is given in Figure 8. For thrust and torque measurements the drive unit was equipped with load sensors. Additionally, a background oriented Schlieren (BOS) setup was applied in order to visualize tip vortices in the rotor wake. The rotors' noise emissions were measured with an innovative microphone array consisting of 512 micro-electro-mechanical systems (MEMS) microphones. Beamforming algorithms can be applied to the acoustic data in order to localize noise sources (results from the acoustic measurements will not be shown in this paper). Further experiments with configurations consisting of up to four rotors which can be controlled in phase are planned. In a second step, experiments with multicopter configurations with up to four rotors that can be controlled in phase are conducted in the RTG. The investigation includes the variation in relative distances between the rotors for the plus and cross configuration. The experimental setup of a plus positioning can be seen in Figure 9.

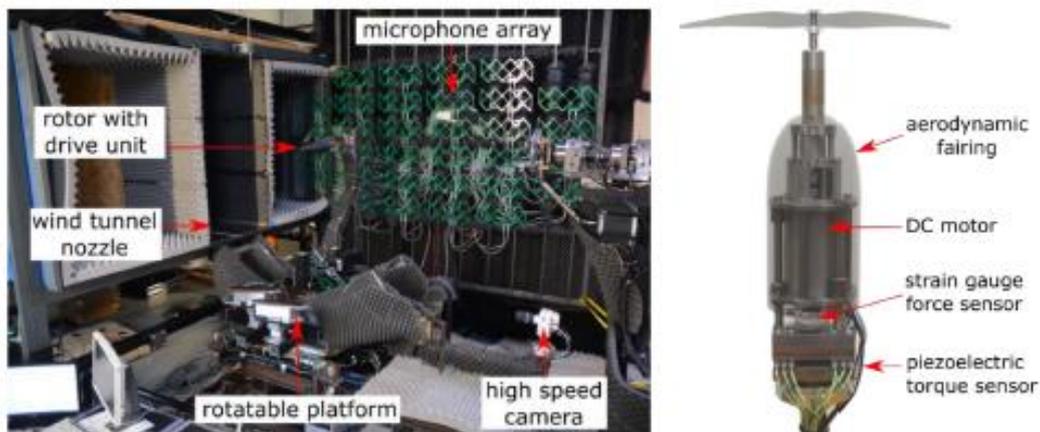


Figure 8: Experimental setup in RTG

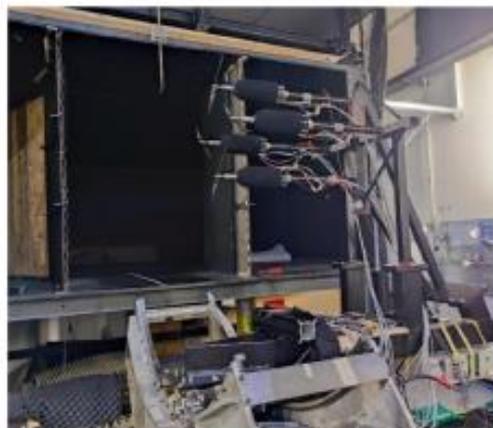


Figure 9: Experimental multicopter setup

3. Numerical methods

The numerical investigations of the “Rotor – Propeller wakes Interactions” are performed by each partner applying in-house-developed or commercial computational tools. The kind of modelling used is ranging from simple Blade Element Momentum theory based tools up to full unsteady Reynolds average Navier Stokes computations. A brief overview of each partner’s tools capabilities is given in the following sections.

3.1 ONERA numerical methods

ONERA computational results shown in this work were obtained with two different tools. The first one is the PUMA code developed at ONERA. It is based on a coupling between aerodynamic module (lifting line, free wake) and a kinematic module (multi-body). It is a well-suited tool to predict wake – obstacle interactions [11] and wake – wake interactions [12]. The airfoil data needed for the lifting line computations were computed using elsA CFD solver [13] for a constant Reynolds number over Mach number corresponding to the rotor scale. Concerning the numerical parameters used for the computations, they are based on ONERA previous experience on the use of PUMA for helicopter rotors and propellers and parametric study. PUMA was used to compute both ONERA and DLR experiments. In all the computations only the blades were taken into account without any fuselage or test rig model. Depending on the test advance ratio, between 5 to 15 wake revolutions were kept in order to compute the induced velocities and between 15 to 40 rotor revolutions were computed to ensure acceptable convergence, with an averaging of the final loads over several revolutions.

The second tool is the elsA CFD solver. It is an unsteady Navier-Stokes code [13] able to simulate any kind of helicopter configuration and perfectly accounting for wake interactions. Computations can be either fully unsteady with all the bodies meshed, or using some approximations (actuator disc, unsteady volume source terms, ...). In the current work, the ONERA experiment was simulated using elsA and fully unsteady computations were performed. Propeller and main rotor blade were meshed using a body fitted approach and immersed in a Cartesian background grid automatically generated using octree technique. The background grid extended up to roughly 10 rotor diameters in the farfield. The mesh was refined in the vicinity of the blades up to a level of approximately 9% of the blade chord. Depending on the test cases (advance ratio and isolated or installed configuration), the final meshes count from 300 million points to 440 million points. For the time marching a 2nd order implicit backward finite differences scheme was used, solved by a Newton algorithm. To ensure good accuracy the number of Newton sub-iterations was set to 25 and a physical time step corresponding to an azimuthal angle of 0.1° on the main rotor was used throughout the whole computations. Due to the low velocities involved in these computations, a version of the 2nd order AUSM+P scheme adapted to low Mach number flow was used. K- ω Kok model was used for the turbulence with Zheng limiter and SST correction. Computations were performed in the absolute velocity formulation using an absolute reference frame.

3.2 University of Glasgow numerical methods

The University of Glasgow adopted high-fidelity CFD and hybrid methods for the accurate prediction of the complex interactional aerodynamics of the ONERA configuration. The in-house Helicopter Multi-Block (HMB3) [14], [15] CFD code was used. The code has been widely used in previous simulations of rotorcraft and rotary-wing flows [16], [17], [18]. HMB3 solves the Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS) equations in integral form using the Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) formulation for time-dependent domains. The governing equations are discretized using a cell-centered finite volume approach on a multi-block, structured grid. The convective fluxes are evaluated using Osher’s approximate Riemann solver, while the viscous terms are discretized using a second-order central difference scheme. The 3rd order MUSCL (Monotone Upstream-

centered Schemes for Conservation Laws) approach was used to provide high-order accuracy in space. For unsteady calculations, the implicit dual-time stepping approach was adopted, and the chimera/overset grid method [19], [20] was extensively used in this work. For turbulence modelling, most simulations in the current work were performed with the $k-\omega$ SST [21] model.

Since initial numerical and experimental results of the ONERA configuration suggested that the main rotor sees negligible effects from the interaction, the current study evaluated the actuator disk (AD) representation of the main rotor for the modelling of complex interactional aerodynamics. In this hybrid approach, the actuator disk model resulted in a much-reduced computational cost. It has been widely used as alternative modelling option for edge-wise rotors [22], [23] and propellers [24]. In the present work, the actuator disk model was implemented as equivalent momentum and energy sources injected into the flow-field. In unsteady simulations, a time-dependent Gaussian function redistributed the initial pressure jump to conform with the time-resolved blade location [25]. This approximated the time-resolved blade motions, thereby allowing for better resolution of tip/root vortices and of the induced aerodynamics. Since the momentum sources are now on the discrete rotor blades, this model is often referred to as the actuator line (AL) approach. A convergence study [26] was performed using different grid sizes and time step sizes, and most simulations were then carried out using the medium grid of 18.9 million cells at a step size of 1 degree per step for the propeller.

3.3 CIRA numerical methods

CIRA aerodynamic simulations were carried out by using the medium-fidelity code RAMSYS [27], which is an unsteady, inviscid and incompressible free-wake vortex lattice boundary element methodology solver for multi-rotor, multi-body configurations developed at CIRA. It is based on Morino's boundary integral formulation [28] for the solution of Laplace's equation for the velocity potential ϕ . The surface pressure distributions are evaluated by applying the unsteady version of Bernoulli equation, which is then integrated to provide the forces and moments on the configuration and the surrounding obstacles. A computational acceleration is obtained by applying the module for symmetrical flows and geometries implemented in the solver and the parallel execution via the OpenMP API.

3.4 DLR numerical methods

DLR numerical simulations of chosen cases from the experimental investigation were performed using panel code UPM (Unsteady Panel Method) utilizing free-wake approach ([29], [30]). UPM offers solutions of potential flow problems and includes additional corrections for viscosity effects. The code is capable of calculating aerodynamics characteristics of rotors with arbitrary geometry and motion. The obtained pressure distribution can be easily applied as an input for noise prediction code APSIM (Aeroacoustic Prediction System based on Integral Methods). Geometrical properties of the different propellers were identified from spanwise cuts of 3D-scanned propellers and then used to prepare a paneled surface with PANGEN software. These geometric properties were also shared with all the partners in order for them to base their computation on the exact same geometry. A post-processing correction of torque values helped to account for profile drag contribution, neglected in potential flow.

3.5 NTUA numerical methods

NTUA employed the CORAL code (Comprehensive Rotorcraft Analyses Lab) [31], which is a joint effort of Roma Tre – RM3 University, National Technical University of Athens-NTUA, Carleton University's Rotorcraft Research Group – CU under the coordination of Kopter Germany, a member of Leonardo group. CORAL includes tools for the combined aeroelastic and aero-acoustic analyses of helicopter configurations. The aerodynamic part of the code consists of models of varying fidelity

including free wake vortex particle modules and a URANS hybrid CFD module. Application of each of the modules depends on the scope of the analyses, in terms of time efficiency and/or accuracy. The free vortex wake models solve the inviscid-incompressible-unsteady flow equations around lifting/or non-lifting bodies which can be treated either as lifting Lines, lifting Surfaces or thick panel bodies (lifting and non-lifting). The CFD module is a hybrid one based on the strong coupling of an Eulerian and a Lagrangian [32] model. The Eulerian part solves the compressible flow equations on meshes (structured and/or unstructured) confined in a limited space around the solid bodies. Both fully resolved [33] and actuator line representations [33] of lifting bodies can be considered in the analyses. The Lagrangian part is based on particle representations (particles carrying mass, vorticity, dilatation etc.) and solves the flow equations in material formulation in the far field. In the context of this study, simulations were conducted only on the rotor / propeller interaction configuration (ONERA). For the isolated propeller, computations have been performed using both the free wake module, considering the blades either as lifting Lines, lifting Surfaces and thick panel Bodies and the hybrid CFD module, considering the blades as Actuator Lines. The main rotor and the main rotor-propeller interaction simulations are performed using the free wake module, considering the blades as lifting surfaces.

3.6 IAG numerical methods

IAG applied its proven high-fidelity CFD simulation framework, primarily consisting of the flow solver FLOWer [34], originally developed by DLR and significantly extended by IAG over the last two decades [35]. The URANS framework allows high order WENO discretization in space, arbitrary relative motions of individual component grids by the Chimera method, fluid-structure coupling at the blades as well as the airframe [36] including appropriate mesh deformation [37], flight mechanical trim of control degrees of freedom for free flight or wind tunnel conditions to achieve a specified flight state, adaptive mesh refinement [38] and acoustic evaluation by means of Ffowcs Williams-Hawkings integration as a post processing step. Many more tools for pre-processing the geometry and grids, and for automatically evaluating the obtained data for meaningful quantities afterwards complement the highly parallelized flow solver to form a strong and productive ecosystem.

The first-principles approach with fully resolved blade geometry at the rotor and propeller alike allows for reliable and accurate results for novel configurations like the compound helicopter RACER [39] or the generic one considered here without any need for specific tuning of empirical corrections. In the current investigation, no structure data is available, and consequently no fluid-structure coupling applied. Control angles are prescribed at the experimental values, so no trim process is executed.

4. Overview of the GARTEUR AG25 outcomes

At the time of writing, PoliMi experiments were not yet available due to some issues with the setting up of the test rig. However, ONERA and DLR experiments are well advanced. In this section a comparison of the ONERA and DLR experiment with various numerical tools, along with some analysis of the physics of the flowfield is performed. The main objective of this paper is to give an overview of the GARTEUR AG25, therefore only some key outputs are shown. If the reader is interested, deeper analysis about each configuration, both on the experimental and numerical point of view, can be found in the literature (see Dissemination section).

4.1 Rotor/propeller interactions (ONERA experiment)

The propeller and main rotor geometries from ONERA configuration were available early in the AG25 project; therefore it is the experiment that was the most studied through numerical activities.

In Figure 10, a comparison between the different partner's computations of the isolated propeller from ONERA experiment is shown. An overall good agreement on the trends of the thrust with

respect to the freestream velocity can be seen between all numerical tools and experiments. However, some scattering of the results can also be observed. It should be pointed out that the propeller is operating in a condition which leads to some detached flow and recirculation bubble on a large part of the suction part of the blade. This makes the prediction of the loads more difficult and largely dependent on the choice made for the numerical parameters of the solver. The CFD solvers (ElsA, Flower, HMB3) and the solvers which rely on 2D airfoil data's computed using CFD (PUMA, MapFlow, CORAL) are performing very well compared to experiment. Panel methods (UPM, RAMSYS) feature the largest discrepancies.

To limit the effect of such scattering between the different tools, all the analysis of the rotor / propeller interactions will be performed in terms of installation effects, which can be defined as:

$$\frac{(InstalledValue - IsolatedValue)}{IsolatedValue} \times 100.$$

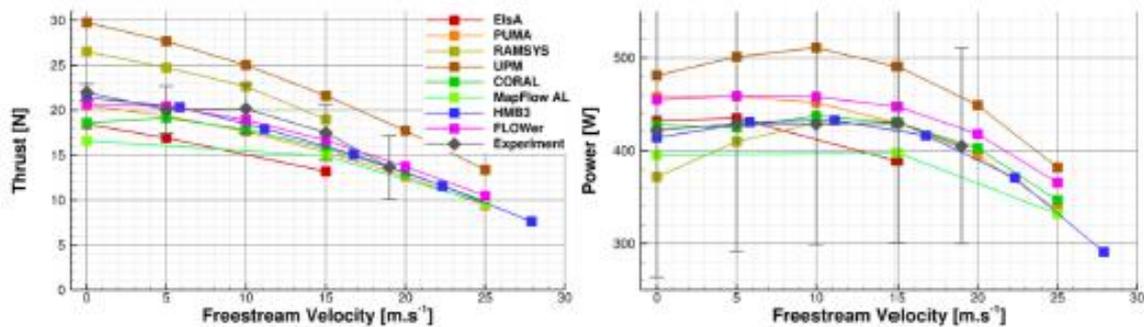


Figure 10: Comparison between computations and experiment of the isolated propeller thrust and power from ONERA experiment

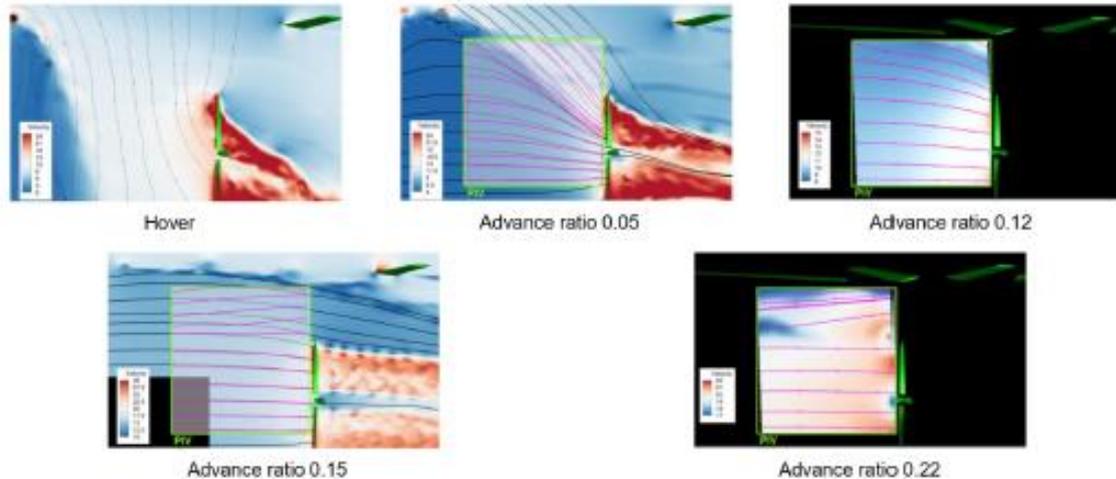


Figure 11: Flow streamline comparison between elsA CFD solver and PIV measurement at different advance ratio

Experiment and numerical activities focus on the effect of the freestream velocities, with a range of advance ratio from hover to 0.19. As observed in Figure 11, increasing the advance ratio reduces the interactions between the main rotor wake and the propeller. For advance ratio above 0.10 the rotor wake does not directly interact with the propeller and only minor wake interactions are observed. At advance ratio 0.05 the propeller is only partially immersed in the rotor wake. In hover the propeller is fully immersed in the rotor wake and important interactions and loads fluctuations are expected on the propeller. For all these freestream conditions it can be observed that the rotor /

propeller wake interactions occur in a very similar manner between the CFD computation and the experiment. At advance ratio 0.05, there is a very good agreement in terms of the portion of the propeller disc that is impinged by the rotor wake.

In order to get an estimation of the effect of the propeller on the main rotor loads, in the computations the same rotor trim was applied in both isolated and installed computations which was not the case in experiment. Figure 12 is showing this effect on the main rotor thrust as a function of the advance ratio estimated by the different numerical tools. All tools agree on the fact that there is almost no effect of the propeller on the main rotor thrust. The change is below 1% over the freestream velocity, except at 5m.s^{-1} . At 5m.s^{-1} there is more effect (up to 4%) but also more discrepancies between the different solvers, and does not seem to be an effect of the level of modelling since the free wake code PUMA is performing similarly to the unsteady CFD solver FLOWer, and another freewake code, RAMSYS, performs closely to ElsA which is an unsteady CFD solver.

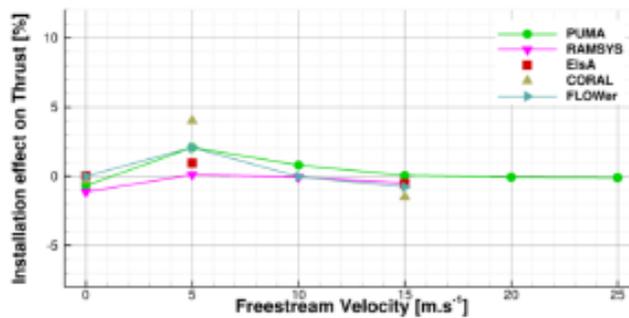


Figure 12: Comparison of the installation effect on the main rotor thrust

Figure 13 shows a comparison of the installation effect on the propeller thrust. When the propeller is outside the main rotor wake, all tools agree reasonably well. For freestream velocities of 10m.s^{-1} and above an increase of the propeller thrust of 3 to 5% is expected. More discrepancies are observed at lower velocities. But overall the trends are similar with a constant gain in thrust above 10m.s^{-1} , a decrease of this gain at 5m.s^{-1} and a re-increase at hover.

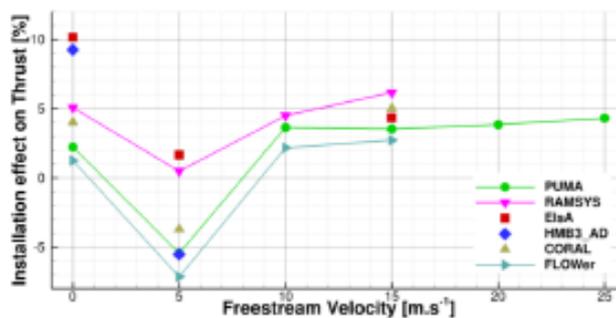


Figure 13: Comparison of the installation effect on the main rotor (left) and propeller (right) thrust (Numerical results)

4.2 Multirotor interactions (DLR experiment)

The KDE rotor series served as an interesting subject of presented study, for which propellers in three different sizes were chosen ($12.5 \times 4.3''$, $18.8 \times 6.3''$ and $24.5 \times 8.1''$), each type both 2 and 3 bladed. The investigation included the effects of wind tunnel velocity and RPM variation, as well as the influence of changing tilt angle of the rotors. While the multicopter experiment is currently running, experimental and numerical investigation of the isolated configuration was already

performed.

Figure 14 is illustrating the comparison of the performances between experiment and different numerical tools from DLR, ONERA, CIRA and IAG for isolated KDE12 propeller at 12.9 m.s^{-1} and 5400 RPM as a function of the tilt angle. An overall very good agreement between all numerical tools and experiment can be observed on the thrust. At high positive tilt angle, interaction of the propeller blades with their own wake is increasing, leading to more discrepancies between the different levels of numerical modelling. Concerning the power, more discrepancies can be observed, but the overall experimental trends are still captured by all the tools. UPM and RAMSYS are panel methods, therefore they can not natively include the viscous effects on the power explaining the larger discrepancies observed. In UPM a postprocessing correction is applied which, as seen on the figure, largely improves the results. At high tilt angle, when blade – wake interaction is important, PUMA (free wake) computation behaves similarly to FLOWer (unsteady CFD) but does not follow exactly the experiment trends.

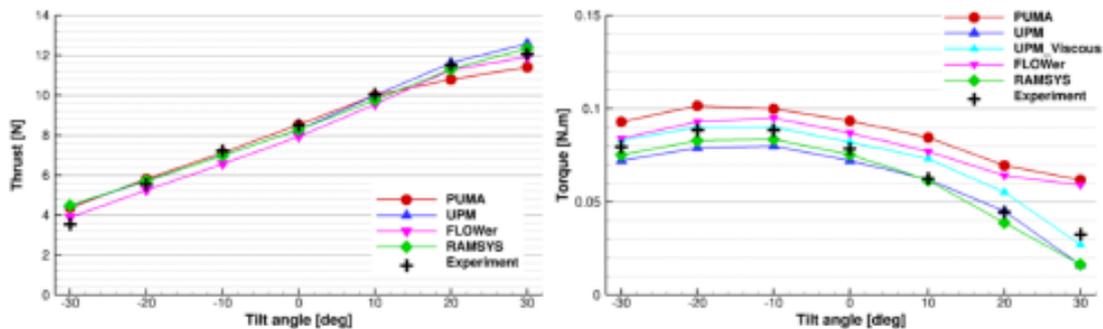


Figure 14: Comparison between experiment and numerical simulations of the KDE12 2 bladed isolated propeller at RPM 5400 and 12.9 m.s^{-1}

Figure 15 is illustrating the comparison of the performances between experiment and the different numerical tools for isolated KDE12 propeller at 12.9 m.s^{-1} and -10° tilt angle as a function of the RPM. A very good agreement is observed in terms of thrust, with only a small underestimation for the unsteady CFD solver FLOWer. More scattering is observed on the torque evaluation but the trend with respect to RPM is still correctly captured. PUMA and FLOWer feature some overestimation of the torque while the panel methods (UPM and RAMSYS) show an underestimation. Including the viscous effect in UPM gives very good agreement with respect to experiment.

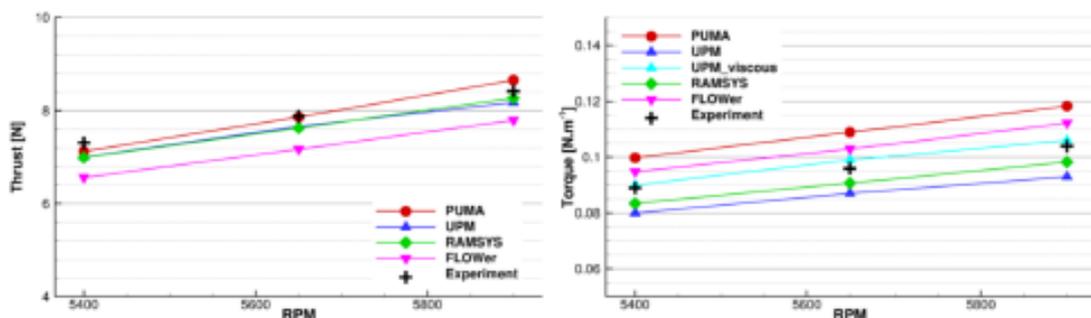


Figure 15: Comparison between experiment and numerical simulations of the KDE12 2 bladed isolated propeller at -10° tilt angle and 12.9 m.s^{-1}

Figure 16 is illustrating the comparison of the performances between experiment and different numerical tools for isolated KDE12 propeller in its 3 blade version at 12.9 m.s^{-1} and 5650 RPM as a

function of the tilt angle. Concerning the thrust, accuracy is similar to the one observed on the two bladed rotor. All numerical tools provide a very good agreement with respect to experimental trends, even at high tilt angle where the blade / wake interaction is increased due to the larger number of blades. Concerning the power, more discrepancies are observed. The overall experimental trends are correctly captured, but at high tilt angle most of the numerical tools are predicting an important loss of power. PUMA is the only tool that approximately follows the experimental behavior.

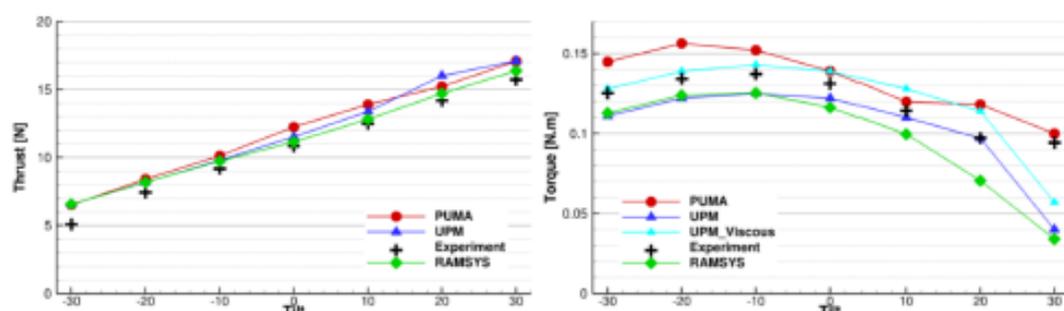


Figure 16: Comparison between experiment and numerical simulations of the KDE12 3 bladed isolated propeller at RPM 5650 and 12.9 m.s^{-1}

5. Dissemination

This paper aims to be an overview of the GARTEUR AG25 activities; therefore it focuses mainly on the objective of the group and the major outcomes that could be expected. More discussions about the results and the physical phenomena involved in rotor / rotor wake interactions can be found in more technical papers that were already released by the different partners of the group.

The Onera experimental setup was the first one to be available; therefore a lot of information is already available in the literature. Details about the experimental setup can be found in [46], [47], [48]. An analysis of the pre-test computations of the installed configuration is available in [12],[26],[43],[42]. Following the analysis of the rotor / propeller interaction, this setup was also used as a starting point for optimization of high speed rotorcraft configurations in [40], [41].

While the DLR experiment on multicopter configuration is still running, details on experiments with an isolated rotor are available in [44]. Furthermore, two papers about experiments and simulations of small rotors are currently under review [45], [49].

6. Conclusions

The present paper described the objectives and major outcomes at the date of writing of the GARTEUR Action Group AG25 research project dealing with rotor / rotor wake interactions. The project started in November 2019 and has a duration of three years with the conclusion planned for the end of 2022.

The experimental activities consist of wind tunnel test campaigns conducted in the ONERA, DLR and PoliMi test facilities. The main objective was to produce some experimental databases for different kind of rotor / rotor interactions to validate numerical tools and improve the understanding of such phenomena. All these experiments are still running and more results will be issued in the coming months.

Most of the partners were also involved in numerical investigations during which in-house or commercial computational tools were applied. This investigation compares codes with each other and with experiment, to improve them if needed and to outline the limitations of the different levels of modelling used. The computations also give access to details that may not be easy to observe in experiment, improving the understanding of the interactions. The computational activities are still

ongoing for most partners.

Finally, a consistent dissemination activity is promoted by the project with different papers presented at conferences or published in relevant scientific journals. Several works are already published, or are currently under preparation and are about to appear in the coming months.

7. Contact Author Email Address

mailto:ronan.boisard@onera.fr

8. Copyright Statement

The authors confirm that they, and/or their company or organization, hold copyright on all of the original material included in this paper. The authors also confirm that they have obtained permission, from the copyright holder of any third party material included in this paper, to publish it as part of their paper. The authors confirm that they give permission, or have obtained permission from the copyright holder of this paper, for the publication and distribution of this paper as part of the ICAS proceedings or as individual off-prints from the proceedings.

9. References

- [1] A. Le Pape, J. Gatard, J-C. Monnier: "Experimental Investigations of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions Using a Helicopter Powered Model", 30th European Rotorcraft Forum, Marseille, France, 14-16 September, 2004.
- [2] B.G. van der Wall, A. Bauknecht, S.N. Jung, Y.H. You: "Semi-Empirical Physics-Based Modeling of Fuselage-Rotor and Fuselage-Wake Interferences for Comprehensive Codes", 70th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Canada, May 20-22, 2014.
- [3] A. Filippone, R. Bakker, P.M. Basset, B. Rodriguez, R. Green, B. Kutz, F. Bensing, A. Visingardi: "Helicopter Wakes in Confined Spaces, including Ground Effect", 37th European Rotorcraft Forum, Vergiate and Gallarate, Italy, 13-15 September, 2011.
- [4] M. Ramasamy, M. Potsdam, G. K. Yamauchi: "Measurements to Understand the Flow Mechanisms Contributing to Tandem-Rotor Outwash", 71th Annual Forum of the American Helicopter Society, Virginia Beach, USA, May 21-23, 2015.
- [5] Visingardi, A., Gallas, Q., Gibertini, G., Zagaglia, D., Green, R.B., Giuni, M., "Wind tunnel test campaigns Report," Deliverable GARTEUR_HC-AG22_WP2.D1, December 2017.
- [6] Visingardi, A., Schwarz, T., Schmid, M., Bakker, R., Voutsinas, S., Andronikos, T., Riziotis V., Boisard, R., Gibertini, G., Barakos, G., Chirico, G., Tan, J., "Final Validation of Codes Report," Doc. GARTEUR_HC-AG22-WP3.D1, January 2018.
- [7] G.N. Barakos, R. Steijl, M. Woodgate, "CFD for Rotorcraft Recent Progress and new Challenges with the GoAhead case", 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St Petersburg, Russia, 8-11 September, 2014.
- [8] M. Ramasamy: "Measurements Comparing Hover Performance of Single, Coaxial, Tandem, and Tilt-Rotor Configurations", 71th Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, USA, May 20-22, 2013.
- [9] Bain, L. J., Landgrebe, A. J., "Investigation of Compound Helicopter Aerodynamic Interference Effects", USAAVLABS Technical Report 67-44, November 1967.
- [10] P. Bowles et al. "A Model-Scale Wind-Tunnel Study of Main Rotor/Propeller Interference", 72nd AHS annual forum, West Palm Beach, Florida, May 17-19, 2016.
- [11] R. Boisard, "Aerodynamic Investigation of a Helicopter rotor Hovering in the Vicinity of a Building", 74th AHS annual forum, Phoenix, Arizona, USA, May 14-17, 2018.
- [12] R. Boisard, "Aerodynamic Investigation of Rotor – Propeller Interactions on a Fast Rotorcraft", 44th European Rotorcraft Forum, Delft, The Netherland, September, 18-20, 2018.
- [13] L. Cambier, S. Heib, S. Plot, "The ONERA elsA CFD software: input from research and feedback from industry," *Mechanics & Industry*, 14, pp 159-174, 2013.
- [14] R. Steijl, G. N. Barakos and K. Badcock, "A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 51, pp. 819-847, 2006.

- [15] M. Biava, M. Woodgate and G. N. Barakos, "Fully implicit discrete-adjoint methods for rotorcraft applications," *AIAA Journal*, vol. 54, p. 735–749, 2015.
- [16] A. F. Antoniadis, D. Drikakis, B. Zhong, G. Barakos, R. Steijl, M. Biava, L. Vigevano, A. Brocklehurst, O. Boelens, M. Dietz and others, "Assessment of CFD methods against experimental flow measurements for helicopter flows," *Aerospace Science and Technology*, vol. 19, p. 86–100, 2012.
- [17] R. Steijl and G. N. Barakos, "CFD analysis of complete helicopter configurations—lessons learnt from the GOAHEAD project," *Aerospace Science and Technology*, vol. 19, p. 58–71, 2012.
- [18] A. J. Garcia and G. N. Barakos, "Numerical simulations on the ERICA tiltrotor," *Aerospace Science and Technology*, vol. 64, p. 171–191, 2017.
- [19] M. Jarkowski, M. A. Woodgate, G. N. Barakos and J. Rokicki, "Towards consistent hybrid overset mesh methods for rotorcraft CFD," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 74, p. 543–576, 2014.
- [20] T. Zhang and G. Barakos, "High-fidelity Numerical Investigation of Ducted Propeller Aero-dynamics/Acoustics and Adjoint-based Design Optimisation," in *77th Annual Forum of the Vertical Flight Society*, 2021.
- [21] F. R. Menter, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, vol. 32, pp. 1598-1605, 1993.
- [22] D. M. O'Brien Jr, "Analysis of computational modeling techniques for complete rotorcraft configurations," 2006.
- [23] G. N. Barakos, T. Fitzgibbon, A. N. Kusyumov, S. A. Kusyumov and S. A. Mikhailov, "CFD simulation of helicopter rotor flow based on unsteady actuator disk model," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 33, pp. 2313-2328, 2020.
- [24] T. Stokkermans, N. van Arnhem, T. Sinnige and L. Veldhuis, "Validation and Comparison of RANS Propeller Modeling Methods for Tip-Mounted Applications," *AIAA Journal*, vol. 57, pp. 1-15, December 2018.
- [25] T. Zhang and G. N. Barakos, "Toward Vehicle-Level Optimization of Compound Rotorcraft Aerodynamics," *AIAA Journal*, 60(3), pp. 1937-1957. (doi: 10.2514/1.J061032).
- [26] R. Boisard and J. W. Lim, "Aerodynamic Analysis of Rotor/Propeller Wakes Interactions on High Speed Compound Helicopter," in *47th European Rotorcraft Forum (virtual)*, 2021.
- [27] A. Visingardi, A. D'Alascio, A. Pagano, P. Renzoni, "Validation of CIRA's rotorcraft aerodynamic modelling system with DNW experimental data," in: *22nd European Rotorcraft Forum*, Brighton, UK, 1996, <http://hdl.handle.net/20.500.11881/3171>.
- [28] L. Morino, "A general theory of unsteady compressible potential aerodynamics," *NASA Technical Reports NASA-CR-2464*, 1974, <https://ntrs.nasa.gov/citations/19750004821>.
- [29] S.R. Ahmed and V.T. Vidjaja. "Unsteady Panel Method Calculation of Pressure Distribution on BO105 Model Rotor Blades". In: *Journal of the American Helicopter Society* 43.1 (Jan.1998), pp. 47-56.
- [30] J. Yin. "Prediction - and its Validation - of the Acoustics of Multiblade Rotors in Forward Flight Utilising Pressure Data from a 3-D Free Wake Unsteady Panel Method". In: *20th European Rotorcraft Forum*. Amsterdam, Netherlands, Oct. 1994.
- [31] F. Nitzsche, C. Spieß, R. Leibbrandt, M. Gennaretti, G. Bernardini, J. Serafini, F. Porcaccia, V. Riziotis, G. Papadakis, N. Spyropoulos, A. Siami, D. Hilewit, M. Rafiee, "A new comprehensive analysis tool for the preliminary design and design evaluation of helicopters – The CORAL", *47th European Rotorcraft Forum (virtual)*, 2021.
- [32] G. Papadakis and S. G. Voutsinas, "In view of accelerating CFD simulations through coupling with vortex particle approximations," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 524, no. 1, 2014.
- [33] N. Spyropoulos, G. Papadakis, J. M. Prospathopoulos, and V. A. Riziotis, "Investigating the level of fidelity of an actuator line model in predicting loads and deflections of rotating blades under uniform free-stream flow," *Applied Sciences*, vol. 11, p. 12097, Dec 2021.
- [34] Kroll, N. and Eisfeld, B. and Bleeke, H.M., The "Navier-Stokes code FLOWer", in A. Schüller (ed.), "Portable Parallelization of Industrial Aerodynamic Applications (POPINDA)", *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, vol. 71, 1999.
- [35] Kowarsch, U. and Öhrle, C. and Hollands, M. and Keßler, M. and Krämer, E., "Computation of Helicopter Phenomena Using a Higher Order Method", in: Wolfgang E. Nagel and Dietmar H. Kröner and Michael M. Resch (eds.), "High Performance Computing in Science and Engineering '13", 2013.
- [36] U. Schäferlein (né Kowarsch) and M. Keßler and E. Krämer, "Aeroelastic Simulation of the Tail Shake

- Phenomenon”, *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 63(3), 2018.
- [37] P. Kranzinger and M. Keßler and Ewald Krämer), “Advanced CFD-CSD coupling – Generalized, high performant, radial basis function based volume mesh deformation algorithm for structured, unstructured and overlapping meshes”, in: 40th European Rotorcraft Forum, Southampton, UK, 2014.
- [38] C. Öhrle and U. Schäferlein and M. Keßler and E. Krämer, “Higher-order Simulations of a Compound Helicopter using Adaptive Mesh Refinement”, in: 74th Annual Forum of the Vertical Flight Society, Phoenix, Arizona, 2018.
- [39] J. Thiemeier and C. Öhrle and F. Frey and M. Keßler and E. Krämer, “Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions”, *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 11(1), 2020.
- [40] T. Zhang, G. N. Barakos, “Aerodynamic Simulation and Adjoint-based Optimisation of Rotorcraft Configurations” 47th European Rotorcraft Forum, UK (Virtual), 2021
- [41] T. Zhang, G. N. Barakos, “Towards Vehicle-level Optimisation of Compound Rotorcraft Aerodynamics”, *AIAA Journal*, 60(3), pp. 1937-1957. (doi: 10.2514/1.J061032)
- [42] T. Zhang, G. N. Barakos, “High-fidelity Numerical Investigations of Rotor-Propeller Aerodynamic Interactions”, *Aerospace Science and Technology*, 124, 107517. (doi: 10.1016/j.ast.2022.107517)
- [43] Boisard R., “Numerical Analysis of Rotor / Propeller aerodynamic interactions on a high speed compound helicopter”, *Journal of the American Helicopter Society*, Volume 67, Number 1, January 2022, pp. 1-15, DOI: 10.4050/JAHS.67.012005
- [44] Lößle F., Kostek A., Schmid R.: Experimental measurement of a UAV rotor's acoustic emission. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, Vol. (2020)
- [45] A. A. Kostek, F. Lößle, R. Wickersheim, M. Keßler, R. Boisard, G. Reboul, A. D. Gardner: Experimental investigation of UAV rotor aeroacoustics and aerodynamics with computational cross-validation. 48th European Rotorcraft Forum (2022)
- [46] L. Lefevre, J. Delva, V. Nowinski, “Experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters” 47th European Rotorcraft Forum, Sep 2021, Virtuel, France. (hal-03386087)
- [47] L. Lefevre, V. Nowinski, “Characterization of the propeller for the experimental evaluation of the aerodynamic rotor/propeller interactions in hybrid compound helicopters”, ODAS Onera-DLR Aerospace Symposium ODAS, Nov 2020, Braunschweig, Germany. (hal-03104009)
- [48] L. Lefevre, J. Delva, V. Nowinski, A. Dazin, “Experimental Evaluation of the Aerodynamic Rotor/Propeller Interactions on High Speed Helicopters, Efforts and Velocity Fields Measurements”, 78th VFS Annual Forum, Fort Worth, Tx, USA, May 10-12, 2022.
- [49] F. Lößle, A. A. Kostek, C. Schwarz, R. Schmid, A. D. Gardner, M. Raffel: Aerodynamics of Small Rotors in Hover and Forward Flight. 48th European Rotorcraft Forum (2022)

LISTE DES FIGURES

<i>Figure 1.1 – Airbus Helicopters X3 (gauche) et RACER (droite)</i>	3
<i>Figure 2.1 - Premiers hélicoptères de l'histoire de l'aviation</i>	12
<i>Figure 2.2 – Schéma du torseur aérodynamique de l'hélicoptère en vol</i>	14
<i>Figure 2.3 - Tête rotor</i>	15
<i>Figure 2.4 - Schéma des principales composantes d'un hélicoptère</i>	16
<i>Figure 2.5 - Schéma de la tête rotor</i>	17
<i>Figure 2.6 - Articulations des pales d'un hélicoptère</i>	17
<i>Figure 2.7 - Zones avançantes et reculantes du disque rotor en vol d'avancement</i>	19
<i>Figure 2.8 - Développement du sillage rotor en fonction de la vitesse d'avancement Estimation issue du calcul CFD sur le rotor isolé</i>	21
<i>Figure 2.9 - Visualisation des échappements du moteur ([13])</i>	22
<i>Figure 2.10 - Simulation des tourbillons de bout de pale [15]</i>	22
<i>Figure 2.11 - Flux d'air simplifié avec (gauche) et sans (droite) effet de sol</i>	23
<i>Figure 2.12 - Lockheed Cheyenne AH-56 (gauche) et McDonnell XV-1 Convertiplane (droite)</i>	26
<i>Figure 2.13 - Bell Boeing V-22 Osprey (gauche) et Bell V-280 Valor (droite)</i>	27
<i>Figure 2.14 - Bristol Type 192 Belvedere (haut, gauche), Boeing CH-47 Chinook (droite)</i>	28
<i>Figure 2.15 - Hélicoptère tandem à forte charge admissible (NASA)</i>	29
<i>Figure 2.16- Canadair CL-84 (gauche) et Dufour Aerospace aErO3 (droite)</i>	29
<i>Figure 2.17 - Kamov Ka-50 (gauche), et Kamov Ka-32A-12 (droite)</i>	30
<i>Figure 2.18 - Airbus Helicopters RACER (gauche) et Eurocopter X3 (droite)</i>	31
<i>Figure 2.19 - Distribution du coefficient de force normale sur le disque du rotor en vol stationnaire (gauche)</i>	34
<i>Figure 2.20- Sikorsky / Boeing SB-1 Defiant (gauche) et Sikorski S97 (droite)</i>	35
<i>Figure 3.1 - Maquette DAUPHIN montée en veine</i>	38
<i>Figure 3.2 - Schéma de la maquette DAUPHIN 365N</i>	39
<i>Figure 3.3 - Vue d'un vérin équipant la tête rotor (gauche) et schéma d'implantation des vérins (droite)</i>	40
<i>Figure 3.4 - Photographies des capteurs intégrés à la tête rotor</i>	40
<i>Figure 3.5 - Balance D91 et son étendue de mesure</i>	41
<i>Figure 3.6 - Implantation des prises de pression sur la maquette DAUPHIN</i>	41
<i>Figure 3.7 - Coloration des pales pour assurer la calibration du rotor principal</i>	43
<i>Figure 3.8 - Propulseur APC 11x09-4 (sans cône ni carénage)</i>	44
<i>Figure 3.9 – Vue (haut) et caractéristiques techniques (bas) du nouveau capteur de force de la partie hélice</i>	45
<i>Figure 3.10 - Carénage du moteur et de la balance 2 axes vu du dessus (gauche) et de côté (droite)</i>	45
<i>Figure 3.11 –Soufflerie subsonique L2</i>	46
<i>Figure 3.12 - Visualisation de l'écoulement autour de la maquette par tomoscopie</i>	48
<i>Figure 3.13 - Maillage de la géométrie 3D d'une pale sous PUMA</i>	50
<i>Figure 4.1 - Installation pour la caractérisation vibratoire de l'hélicoptère en soufflerie L2</i>	56

Figure 4.2 – Exemple de schéma des déformées du quatrième mode de résonance de l'hélicoptère	57
Figure 4.3 – Exemple de réponse à une sollicitation latérale	57
Figure 4.4 - Définition du système d'axe utilisé pour les mesures d'efforts	58
Figure 4.5 – Schéma du plan de vue utilisé pour les mesures de champ de vitesse en position nominale	62
Figure 4.6 - Montage de calibration PIV en soufflerie L2	63
Figure 4.7 - Intervalle de confiance à 95 % à $\mu = 0,06$	64
Figure 4.8 – Exemples d'évolution des coefficients de force aérodynamique en fonction de l'azimut, moyenné sur 460 tours	66
Figure 4.9 - Histogramme et valeurs statistiques des essais à différents paramètres d'avancement μ	68
Figure 4.10 - Articulations des pales d'un hélicoptère	68
Figure 4.11 –Processus de post-traitement des capteurs d'angle de la tête rotor	70
Figure 4.12 – Analyse des harmoniques des angles rotor	70
Figure 4.13 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0$	71
Figure 4.14 – Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,06$	72
Figure 4.15 - Comparaison des coefficients de forces de la maquette Dauphin à $\mu = 0,12$	72
Figure 4.16 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,17$	73
Figure 4.17 - Comparaison des coefficients d'efforts de la maquette Dauphin à $\mu = 0,22$	73
Figure 4.18 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,0$	74
Figure 4.19 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,06$	75
Figure 4.20 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,12$	75
Figure 4.21 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,17$	75
Figure 4.22 - Comparaison des angles principaux de la tête rotor à $\mu = 0,22$	76
Figure 4.23 - Comparaison des efforts numériques/expérimentaux en fonction du paramètre d'avancement μ	77
Figure 4.24 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l'angle de pas en fonction du paramètre d'avancement μ	79
Figure 4.25 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l'angle de battement en fonction du paramètre d'avancement μ	79
Figure 4.26 – Comparaison des composantes numériques/expérimentales de l'angle de trainée en fonction du paramètre d'avancement μ	80
Figure 4.27 - Influence de la vitesse de rotation du propulseur sur la traction du rotor pour différents paramètres d'avancement	81
Figure 4.28 - Influence de la vitesse sur les performances du propulseur isolé	83
Figure 4.29 - Carénage du moteur et de la balance 2 axes vu du dessus (gauche) et de côté (droite)	83
Figure 4.30 - Influence du carénage sur les performances du propulseur pour différentes vitesses d'avancement	84
Figure 4.31 - Etude de la répétabilité des mesures sur le propulseur isolé en fonction de la vitesse d'avancement	84
Figure 4.32 - Comparaison des mesures effectuées avec les deux balances pour différentes vitesses d'avancement	85
Figure 4.33 - Influence de l'angle de dérapage sur la traction du propulseur isolé	86
Figure 4.34 - Influence des interactions sur la traction du propulseur en vol stationnaire	87

Figure 4.35 - Pression sur le fuselage gauche lorsque le propulseur est à l'arrêt	88
Figure 4.36 - Pression sur le fuselage droit lorsque le propulseur est à l'arrêt	89
Figure 4.37 - Pression sur le fuselage en vol stationnaire lorsque le propulseur gauche est activé à vitesse nominale	90
Figure 4.38 - Estimation numérique du développement des sillages en vol stationnaire ([63]) Les marques roses représentent la position virtuelle du propulseur	91
Figure 4.39 - Vitesse dans le plan du propulseur sous l'influence du souffle rotor en vol stationnaire (URANS)	92
Figure 4.40 - Influence de la vitesse d'avancement sur la traction du propulseur isolé (gauche) et monté (droite)	93
Figure 4.41 - Influence du montage sur les performances du propulseur à $V = 5 \text{ m/s}$	93
Figure 4.42 - Pression sur le fuselage à basse vitesse lorsque le propulseur est activé à vitesse nominale	95
Figure 4.43 - Estimation numérique du développement des sillages en vol à $\mu = 0,05$ ([7]) Les marques roses représentent la position virtuelle du propulseur	96
Figure 4.44 - Vitesse dans le plan de l'hélice sous l'influence du souffle rotor à $\mu = 0,05$ (URANS, [7])	96
Figure 4.45 - Champ de vitesse dans le plan à $\mu = 0,06$	97
Figure 4.46 - Champ de vitesse hors plan à $\mu = 0,06$	98
Figure 4.47 - Circulation moyenne (gauche) et instantanée (droite) à $\mu = 0,06$	99
Figure 4.48 - Détection des tourbillons par le critère Γ_2 sur une image instantanée à $\mu = 0,06$	99
Figure 4.49 - Corrélation moyenne à $\mu = 0,06$	100
Figure 4.50 - Ecart-type du champ de vitesse plan à $\mu = 0,06$	101
Figure 4.51 - Influence du montage sur la traction du propulseur à grande vitesse	102
Figure 4.52 - Pression sur le fuselage à grande vitesse lorsque le propulseur est activé à vitesse nominale	103
Figure 4.53 - Estimation numérique du développement des sillages en vol à $\mu = 0,15$ ([7])	104
Figure 4.54 - Vitesse dans le plan de l'hélice sous l'influence du sillage rotor à $\mu = 0,15$ (URANS, [7])	104
Figure 4.55 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,12$	105
Figure 4.56 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,17$	106
Figure 4.57 - Champs de vitesse 3D à $\mu = 0,22$	106
Figure 4.58 - Estimation numérique du chargement du disque rotor à $\mu = 0,15$ ([75]) La ligne rose représente la position virtuelle du propulseur	107
Figure 4.59 - Norme de vitesse rapportée à la vitesse d'avancement $\mu = 0,12$ (haut, gauche), $\mu = 0,17$ (haut, droite) et $\mu = 0,22$ (bas)	108
Figure 4.60 - Ecart-type des champs de vitesse longitudinaux $\mu = 0,12$ (haut, gauche), $\mu = 0,17$ (haut, droite) et $\mu = 0,22$ (bas)	109
Figure 4.61 - Circulation instantanée à $\mu = 0,22$	109
Figure 4.62 - Angle et norme de l'écoulement pour différents paramètres d'avancement à $x = -175 \text{ mm}$	111
Figure 5.1 - Représentation des différentes positions du propulseur par rapport à l'hélicoptère	115
Figure 5.2 - Influence de la position du propulseur sur la traction en vol stationnaire	116
Figure 5.3 - Prises de pression pour les trois positions longitudinales en vol stationnaire	118
Figure 5.4 - Mesures de pression sur le fuselage en fonction de la position latérale et verticale	119
Figure 5.5 - Influence de la position gauche/droite du propulseur	120

Figure 5.6 - Pression sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur en vol stationnaire	122
Figure 5.7 - Influence de la position du propulseur, droite de l'hélicoptère	123
Figure 5.8 - Traction du propulseur en fonction de la vitesse de rotation du propulseur à $\mu = 0,06$	124
Figure 5.9 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position du propulseur à faible paramètre d'avancement	126
Figure 5.10 - Influence de la position gauche/droite du propulseur sur sa traction à $\mu = 0,06$	127
Figure 5.11 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur à faible paramètre d'avancement	129
Figure 5.12 - Traction du propulseur en fonction de la vitesse de rotation du propulseur à $\mu = 0,06$ lorsque l'hélice est à droite	129
Figure 5.13 - Champs de vitesse sur le plan amont en position +1X à $\mu = 0,06$ lorsque le propulseur à l'arrêt	131
Figure 5.14 - Champs de vitesse sur le plan amont en position +1X à $\mu = 0,06$ lorsque le propulseur est activé	131
Figure 5.15- Champs de vitesse sur le plan amont à $\mu = 0,06$ en position nominale	131
Figure 5.16 - Influence de la position du propulseur gauche sur la traction en vol à grande vitesse	132
Figure 5.17 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position du propulseur à grand paramètre d'avancement	134
Figure 5.18 - Influence de la position du propulseur gauche/droit sur la traction en vol à grande vitesse	135
Figure 5.19 - Pressions sur le fuselage en fonction de la position gauche/droite du propulseur à grand paramètre d'avancement	137
Figure 5.20 - Influence de la position de propulseur droit sur sa traction à grande vitesse	138
Figure 5.21 - Champs de vitesse 3D sur le plan amont à $\mu = 0,12$ en position nominale (haut) et +1X (bas)	139
Figure 5.22 - Champs de vitesse 3D sur le plan amont à $\mu = 0,17$ en position nominale (haut) et +1X (bas)	140
Figure 5.23 - Champs de vitesse sur le plan amont à $\mu = 0,22$ en position nominale (haut) et +1X (bas)	140
Figure 5.24 - Angle de l'écoulement en position nominale (gauche) et +1X (droite) pour différents paramètres d'avancement à $x = x_{prop} + 20 \text{ mm}$	142
Figure 5.25 - Profil de vitesse en position nominale (gauche) et +1X (droite) pour différents paramètres d'avancement à $x = x_{prop} + 20 \text{ mm}$	142
Figure 7.1 - Montage de l'hélice propulsive dans L2 (essai à +30°, hélice 11x09 avec carénage et avec cône)	7-2
Figure 7.2 – Diagramme de Campbell sans vent, avec (gauche) et sans hélice (droite)	7-4
Figure 7.3 - Amplitude vibratoire en fonction du régime de l'hélice avec et sans hélice	7-5
Figure 7.4 - Montage complet avec plaque isolante entre le moteur et la balance	7-6
Figure 7.5 - Détermination du coefficient de correction de la traction en fonction de la température	7-7
Figure 7.6 - Etude de la répétabilité des mesures de traction	7-8
Figure 7.7 - Etude de la répétabilité des mesures d'efforts latéraux	7-9
Figure 7.8 - Carénage et son positionnement autour de l'ensemble balance/moteur	7-9
Figure 7.9 - Cône d'hélice	7-10
Figure 7.10 - Montage de l'hélice sans (gauche) et avec (droite) le cône et le carénage	7-10
Figure 7.11 – Influence du carénage et du cône d'hélice sur la traction moyenne en fonction du régime de l'hélice	7-11
Figure 7.12 - Influence du cône d'hélice sur les vibrations en fonction du régime de l'hélice	7-12
Figure 7.13 - Traction moyenne en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies	7-13

Figure 7.14 - Efforts latéraux moyens en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies _____	7-14
Figure 7.15 - Moments moyens en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies _____	7-15
Figure 7.16 - Amplitude des vibrations en fonction du régime de l'hélice pour différentes vitesses infinies _____	7-16
Figure 7.17 – Influence de l'angle de dérapage sur la traction moyenne en fonction du régime de l'hélice _____	7-17
Figure 7.18 - Influence de l'angle de dérapage sur les efforts latéraux en fonction du régime de l'hélice _____	7-18
Figure 7.19 - Influence de l'angle de dérapage sur l'amplitude vibratoire en fonction du régime de l'hélice _____	7-18
Figure 7.20 – Panneaux de sillage colorés par la circulation pour une implantation à $\psi = 0^\circ$ (gauche) et à $\psi = 90^\circ$ (droite) pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$ et $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$ _____	7-19
Figure 7.21 - Traction moyenne en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques _____	7-20
Figure 7.22 - Efforts moyens dans le plan en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques _____	7-20
Figure 7.23 - Amplitude vibratoire en fonction du régime de rotation pour des dérapages symétriques _____	7-21
Figure 7.24 – Influence du calage de l'hélice sur la traction moyenne en fonction du régime de rotation _____	7-22
Figure 7.25 – Influence du calage de l'hélice sur les efforts latéraux en fonction du régime de rotation _____	7-22
Figure 7.26 – Influence du calage de l'hélice sur l'amplitude vibratoire en fonction du régime de rotation _____	7-22
Figure 7.27 – Influence de la vitesse d'avancement sur la traction en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques _____	7-24
Figure 7.28 - Influence de la vitesse d'avancement sur le couple M_x en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques _____	7-24
Figure 7.29 - Influence de l'angle de dérapage sur la traction en fonction du régime de rotation pour les données expérimentales et numériques _____	7-25
Figure 7.30 - Incidence locale en fonction de l'azimut et de l'envergure pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$, $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$ et $\psi = 15^\circ$ _____	7-26
Figure 7.31 – Panneaux de sillage libre colorés par la circulation pour $V_{inf} = 10 \text{ m/s}$, $\Omega = 8000 \text{ tr/mn}$ et $\psi = 0^\circ$ _____	7-27

LISTE DES TABLEAUX

<i>Tableau 3.1 - Comparaison des caractéristiques expérimentales/réelles du Dauphin</i>	<i>42</i>
<i>Tableau 3.2 - Caractéristiques de la balance MC3A</i>	<i>44</i>
<i>Tableau 4.1 - Intervalle de temps d'acquisition en fonction de la vitesse de vent.....</i>	<i>62</i>

BIBLIOGRAPHIE

- [1] Ferguson, Kevin, and Douglas Thomson. "A performance analysis of compound helicopter configurations." *70th Annual Forum of the AHS*, Montreal, Canada. 2014.
- [2] Ferguson, Kevin, and Douglas Thomson. "Performance comparison between a conventional helicopter and compound helicopter configurations." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 229.13 (2015): 2441-2456.
- [3] Ferguson, Kevin, and Douglas Thomson. "Flight dynamics investigation of compound helicopter configurations." *Journal of Aircraft* 52.1 (2015): 156-167.
- [4] Ferguson, Kevin, and Douglas Thomson. "Maneuverability assessment of a compound helicopter configuration." *Journal of the American Helicopter Society* 61.1 (2016): 1-15.
- [5] Boisard, R. "Aerodynamic investigation of rotor/propeller interactions on a fast rotorcraft." (2018).
- [6] Leishman, Gordon J. *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*. Cambridge university press, 2006.
- [7] Boisard, Ronan. "Numerical analysis of rotor/propeller aerodynamic interactions on a high-speed compound helicopter." *Journal of the American Helicopter Society* 67.1 (2022): 1-15.
- [8] Stokkermans, T. C. A. "Aerodynamics of Propellers in Interaction Dominated Flowfields: An Application to Novel Aerospace Vehicles." (2020).
- [9] Barakos, G. N., R. Steijl, and M. Woodgate. "CFD for Rotocraft-Recet Progress and New Challenges with the GOAHEAD case." *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St Petersburg, Russia. 2014.
- [10] Raletz, Roger. *Théorie Élémentaire De L'Hélicoptère 2E Éd.* Éditions Cepaduès, 2009.
- [11] Ishak, Iskandar Shah, Shuhaimi Mansor, and Tholudin Mat Lazim. "Experimental research on helicopter tail shake phenomenon." *Jurnal Mekanikal* (2008).
- [12] Keßler, Manuel, and Ewald Krämer. "Aeroelastic simulation of the tail shake phenomenon." *Journal of the American Helicopter Society* 63.3 (2018): 1-17.
- [13] Kowarsch, Ulrich, et al. "Aeroacoustic simulation of a complete H145 helicopter in descent flight." *Journal of the American Helicopter Society* 61.4 (2016): 1-13.
- [15] Castells, Camille. « Étude phénoménologique du décrochage dynamique sur un rotor d'hélicoptère en vol d'avancement. » Diss. Sorbonne université, 2020.
- [16] Bauknecht, Andre, et al. "Flow measurement techniques for rotor wake characterization on free-flying helicopters in ground effect." *AIAA Scitech 2019 Forum*. 2019.
- [17] Visingardi, A., et al. "Helicopter Wakes in Confined Spaces Including Ground Effects." *European Rotorcraft Forum*, Milan, Italy. 2011.
- [18] Rovere, Federico, George Barakos, and Rene Steijl. "Safety analysis of rotors in ground effect." *Aerospace Science and Technology* (2022): 107655.
- [19] Roche, Julian. "Aerodynamic trade study of compound helicopter concepts." (2015).
- [20] Ormiston, Robert A. "Revitalizing Advanced Rotorcraft Research—and the Compound Helicopter: 35th AHS Alexander A. Nikolsky Honorary Lecture." *Journal of the American Helicopter Society* 61.1 (2016): 1-23.

- [21] Sugawara, H., and Y. Tanabe. "A study of rotor/wing aerodynamic interaction at high speed flight on a compound helicopter." *6th Asian/Australian Rotorcraft Forum & Heli Japan*. 2017.
- [22] Sugawara, Hideaki, and Yasutada Tanabe. "Numerical Investigation of Rotor/Wing Aerodynamic Interactions at High Advance Ratios." *Journal of Aircraft* 56.6 (2019): 2285-2298.
- [23] Floros, Matthew W., and Wayne Johnson. "Performance Analysis of the Slowed-Rotor Compound Helicopter Configuration." *Journal of the American Helicopter Society* 54.2 (2009): 22002-22002.
- [24] Orchard, M., and S. Newman. "The fundamental configuration and design of the compound helicopter." *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part g: journal of aerospace engineering* 217.6 (2003): 297-315.
- [25] Buehler, Michael, and S. J. Newman. "The aerodynamics of the compound helicopter configuration." *The Aeronautical Journal* 100.994 (1996): 111-120.
- [26] Yeo, Hyeonsoo, and Wayne Johnson. "Aeromechanics analysis of a compound helicopter." *Army Research Development and Engineering Command Moffett Field CA Aviation Aeroflight Dynamics Directorate*, 2006.
- [27] He, Chengjian, and Nischint Rajmohan. "Modeling the aerodynamic interaction of multiple rotor vehicles and compound rotorcraft with viscous vortex particle method." *Proceedings of AHS 72nd Annual Forum*. Vol. 18. 2016.
- [28] Sugawara, Hideaki, Yasutada Tanabe, and Masaharu Kameda. "Effect of lift-share ratio on aerodynamic performance of winged compound helicopter." *Journal of Aircraft* 58.5 (2021): 997-1009.
- [29] Yeo, Hyeonsoo, and Wayne Johnson. "Optimum design of a compound helicopter." *Journal of aircraft* 46.4 (2009): 1210-1221.
- [30] Ghiringhelli, Gian Luca, et al. "Multi-body analysis of a tiltrotor configuration." *Nonlinear Dynamics* 19.4 (1999): 333-357.
- [31] Acree Jr, C. W., Hyeonsoo Yeo, and Jeffrey D. Sinsay. "Performance optimization of the NASA large civil tiltrotor." *National Aeronautics and Space Administration Moffett Field CA AMES Research Center*, 2008.
- [32] McVeigh, Michael A., William K. Grauer, and David J. Paisley. "Rotor/airframe interactions on tiltrotor aircraft." *Journal of the American Helicopter Society* 35.3 (1990): 43-51.
- [33] Potsdam, Mark A., and Roger C. Strawn. "CFD simulations of tiltrotor configurations in hover." *Journal of the American Helicopter Society* 50.1 (2005): 82-94.
- [34] Zanotti, Alex, Riccardo Piccinini, and Matteo Tugnoli. "Numerical Investigation of the Rotor-Rotor Aerodynamic Interaction of EVTOL Configurations by a Mid-Fidelity Approach." *47th European Rotorcraft Forum (ERF 2021)*. 2021.
- [35] Ramasamy, Manikandan, Mark Potsdam, and Gloria K. Yamauchi. "Measurements to understand the flow mechanisms contributing to tandem-rotor outwash." *Annual Forum and Technology Display*. No. ARC-E-DAA-TN21861. 2018.
- [36] Yeo, Hyeonsoo, and Wayne Johnson. "Aeromechanics analysis of a heavy lift slowed-rotor compound helicopter." *Journal of Aircraft* 44.2 (2007): 501-508.
- [37] Ramasamy, Manikandan. "Measurements comparing hover performance of single, coaxial, tandem, and tilt-rotor configurations." *AHS 69th Annual Forum*. Vol. 31. 2013.
- [38] Walsh, D., et al. "High airspeed testing of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator" *American Helicopter Society 67th Annual Forum*, Virginia Beach, VA. 2011.

- [39] Walsh, D., et al. "High airspeed testing of the Sikorsky X2 Technology™ demonstrator" *American Helicopter Society 67th Annual Forum*, Virginia Beach, VA. 2011.
- [40] Stokkermans, Tom, et al. "Aerodynamic installation effects of lateral rotors on a novel compound helicopter configuration." *AHS International 74th Annual Forum & Technology Display*. 2018.
- [41] Öhrle, Constantin, et al. "Compound helicopter X 3 in high-speed flight: correlation of simulation and flight test." *Journal of the American Helicopter Society* 66.1 (2021): 1-14.
- [42] Bain, Lawrence J., and Anton J. Landgrebe. "Investigation of compound helicopter aerodynamic interference effects." *United Technologies Corp Stratford Ct Sikorsky Aircraft Div*, 1967.
- [43] Robb, Raymond L. "Hybrid helicopters: compounding the quest for speed." *Vertiflite* 52.2 (2006).
- [44] M. Hirschberg, « X2, X3, S97 and X-49: The battle of the compounds is joined » (2010).
- [45] Rand, Omri, and Vladimir Khromov. "Compound helicopter: Insight and optimization." *Journal of the American Helicopter Society* 60.1 (2015): 1-12.
- [46] Öhrle, Constantin, et al. "Compound helicopter X 3 in high-speed flight: correlation of simulation and flight test." *Journal of the American Helicopter Society* 66.1 (2021): 1-14.
- [47] Russell, Carl, and Wayne Johnson. "Conceptual design and performance analysis for a large civil compound helicopter." *AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference*. No. ARC-E-DAA-TN4612. 2012.
- [48] Witkowski, Dave P., Alex KH Lee, and John P. Sullivan. "Aerodynamic interaction between propellers and wings." *Journal of Aircraft* 26.9 (1989): 829-836.
- [49] M. Blacha, "RACER - Manufacturing and test status », 47th European Rotorcraft Forum" (2021).
- [50] Öhrle, Constantin, et al. "Coupled and Trimmed Aerodynamic and Aeroacoustic Simulations for Airbus Helicopters' Compound Helicopter RACER." *Journal of the American Helicopter Society* 64.3 (2019): 1-14.
- [51] Frey, Felix, et al. "Aerodynamic Interactions on Airbus Helicopters' Compound Helicopter RACER in Hover." *Journal of the American Helicopter Society* 67.1 (2022): 1-17.
- [52] Frey, Felix, et al. "Aerodynamic interactions on airbus helicopters' compound helicopter RACER in cruise flight." *Journal of the American Helicopter Society* 65.4 (2020): 1-14.
- [53] Thiemeier, Jakob, et al. "Aerodynamics and flight mechanics analysis of Airbus Helicopters' compound helicopter RACER in hover under crosswind conditions." *CEAS Aeronautical Journal* 11.1 (2020): 49-66.
- [54] P. Fargette, « Essai de vibration d'une maquette DAUPHIN motorisée », ONERA, Rapport technique 11/3732 et 14/3732 (1993).
- [55] P. L. Mesthe et M. Daubrosse, « Maquette motorisée de l'hélicoptère Dauphin 365 – Mesures de pressions stationnaires, pesées aérodynamiques et visualisations pariétales », ONERA, Rapport technique 5/3732 AY et 18/3732 AN (1992, 1995).
- [56] Pape, A. Le, J. Gatard, and J-C. Monnier. "Experimental Investigations of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions." *Journal of the American Helicopter Society* 52.2 (2007): 99-109.
- [57] Cambier, Laurent, and Jean-Pierre Veuillot. "Status of the elsa software for flow simulation and multi-disciplinary applications." *46th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*. 2008.
- [58] Fischer, Jan. "Simulation & Analysis of the Aerodynamic Interactions between Distributed Propellers and Wings." (2017).

- [59] Ortun, B. "A coupled RANS/lifting-line analysis for modelling the aerodynamics of distributed propulsion." *AHS Aeromechanics & Design for Transformative Vertical Flight* (2018): 16-18.
- [60] Ortun, Biel, et al. "Aero-propulsive and structural methods for pre-design of distributed propulsion aircraft." *AEGATS 2018*. 2018.
- [61] Mudry, Michel. *La théorie générale des nappes et filaments tourbillonnaires et ses applications à l'aérodynamique instationnaire*. Diss. 1982.
- [62] Cantwell, Brian J., *Applied aerodynamics*, Diss 2014.
- [63] Boisard, R., et al. "Rotor/Rotor aerodynamic interactions—A Garteur Action Group." (2022).
- [64] Öhrle, Constantin, et al. "Higher-order simulations of a compound helicopter using adaptive mesh refinement." *Proceedings of the 74th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Phoenix, AZ. 2018.
- [65] Benoit, Bernard, et al. "HOST, a general helicopter simulation tool for Germany and France." *Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society*. Vol. 56. No. 2. 2000.
- [66] Barlow, Jewel B., William H. Rae, and Alan Pope. *Low-speed wind tunnel testing*. John Wiley & sons, 1999.
- [67] Champagnat, Frédéric, et al. "Fast and accurate PIV computation using highly parallel iterative correlation maximization." *Experiments in fluids* 50.4 (2011): 1169-1182.
- [68] Le Besnerais, Guy, and Frédéric Champagnat. "Dense optical flow by iterative local window registration." *IEEE International Conference on Image Processing 2005*. Vol. 1. IEEE, 2005.
- [69] Wieneke, Bernhard. "PIV uncertainty quantification from correlation statistics." *Measurement Science and Technology* 26.7 (2015): 074002.
- [70] Gomit, Guillaume, et al. "Démarche d'estimation des incertitudes en PIV basée sur la méthode GUM." *16ème Congrès Francophone de Techniques Laser pour la mécanique des fluides*. 2018.
- [71] Foucaut, J. M., et al. "Characterization of different PIV algorithms using the EUROPIV synthetic image generator and real images from a turbulent boundary layer." *Particle image velocimetry: recent improvements*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2004. 163-185.
- [72] Delva, J., « Rapport Technique INTROH 2021 », Onera (2021).
- [73] Ferlisi, Carlo. *Rotor wake modelling using the vortex-lattice method*. Ecole Polytechnique, Montreal (Canada), 2018.
- [74] De Gregorio, Fabrizio, and Antonio Visingardi. "Vortex detection criteria assessment for PIV data in rotorcraft applications." *Experiments in Fluids* 61.8 (2020): 1-22.
- [75] Boisard, Ronan, and Joon W. Lim. "Aerodynamic analysis of rotor/propeller wakes interactions on high speed compound helicopter." *47th European Rotorcraft Forum*. 2021.
- [76] Renaud, T., et al. "Navier-Stokes computations of a complete helicopter configuration accounting for main and tail rotors effects." *ONERA, TP no. 2003-142* 2003.142 (2003).
- [77] Renaud, Thomas, et al. "Evaluation of Isolated Fuselage and Rotor-Fuselage Interaction Using Computational Fluid Dynamics." *Journal of the American Helicopter Society* 53.1 (2008): 3-17.

