République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université Ammar Telidji
Faculté de technologie
Département de Génie
Mécanique

Domaine : Sciences et Technologies

Spécialité : Génie Mécanique

Option : Energétique

Etude CFD de l'écoulement aérodynamique autour d'une hélice d'avion en mouvement

Réalisé par:

BENYETTOU ABDENOUR EL HACHEMI
BASLIMAN MOHAMMED YOUCEF

Examiné par Les jury :

Nom et Prénom	Fonction	Grade
Bensayeh Khaled	**Président de jury**	**Pr**
Ghernaout Badiaa	**Examinateur**	**Pr**
Hamdi Nassereddine	**Encadreur**	**MAA**

Promotion 2026

الإهداء

الحمد لله حمداً كثيراً طيباً مباركاً فيه، الذي منحني القوة والصبر لإتمام هذا العمل.

أهدي هذا الجهد المتواضع إلى أغلى الناس على قلبي:

إلى والدي العزيزين، والدتي ووالدي، اللذين كانا سندي في هذه الحياة، وكان حبهما وتضحياتهما ودعاؤهما نوراً يضيء دربي في كل المراحل.

إلى إخوتي وأختي الأعزاء، الذين لم يبخلوا علي بالدعم والتشجيع في كل خطوة من خطوات هذه الرحلة.

إلى أصدقائي الأوفياء، الذين كانوا رفقاء الدرب، وشاركوا معي لحظات الفرح والصبر طوال مسيرتي.

إلى كل من قدم لي يد العون، وساندني، وآمن بقدراتي خلال هذه الفترة.

إلى جميع أساتذة قسم الهندسة الميكانيكية، الذين لم يبخلوا بعلمهم وتوجيهاتهم.

وخاص ةً إلى مشرفي، الأستاذ الدكتور حمدي نصر الدين، الذي رافقني بتوجيهاته القيمة وتشجيعه المستمر، وكان له دور كبير في إتمام هذا العمل.

.

Liste des figures
Abréviation
Nomenclature
Liste des tableaux
Résumé ; abstract ; mots clé

ملخص

Sommaire

INTRODUCTION GENERALE..... 1

I ÉVOLUTION TECHNOLOGIQUE DES HÈLICES AÉRONAUTIQUES… 3

I.1 Introduction……... 4

I.2 Historique des hélices aéronautiques..... 4

I.3 Définition d'une hélice d'avion..... 5

I.4 Principe de fonctionnement..... 5

I.5 Éléments constitutifs d'une hélice..... 5

I.5.1 Moyeu (Hub)..... 5

I.5.2 Pales (Blades)..... 5

I.5.3 Nacelle d'hélice (Spinner)..... 6

I.6 Paramètres géométriques des pales..... 6

I.6.1 Diamètre de l'hélice..... 6

I.6.2 Corde 6

I.6.3 Angle de calage 7

I.6.4 Vrillage 7

I.7 Forces aérodynamiques appliquées à une hélice..... 7

I.8 Classification des hélices 8

I.9 Rendement d'une hélice 9

I.10 Applications aéronautiques modernes..... 10

I.11 Hélice de l'Airbus A400M Atlas 10

I.12 Conclusion 12

II LA CONCEPTION DE L`HÈLICESOUS SOLIDWORKS..... 13

II.1 SolidWorks……..... 14

II.2 Les fonctions principales du logiciel…… 14

II.2.1 La Modélisation (Modeling)…….. 14

II.2.2 L'Assemblage (Assembly)……. 14

II.2.3 La Simulation et l'Analyse (Simulation)……... 14
II.2.4 La Mise en plan technique..... 14
II.3 Méthodologie de conception d'une hélice d'avion sous SolidWorks… 15
II.3.1 Créer un nouveau fichier……. 15
II.3.2 Choisir son plan de déplacement……. 15
II.3.3 Création du moyeu de l'hélice……. 16
II.3.4 Conception géométrique du nez de l'hélice sur SolidWorks ... 17
II.3.4.1 Méthodologie logicielle ……... 17
II.3.4.2 Fonction de révolution (Revolve Feature) ……. 17
II.3.4.3 Objectif aérodynamique …… 17
II.3.5 Création d'un plan dans lecylindre……. 18
II.3.6 Création de pale en 3D…… 19
II.3.7 Utilisation : Motif circulaire…… 19
II.4 Attribution du matériau……. 19
II.5 Les domaines de calcul …….. 19
II.6 Sauvegarde au format IGES…….. 21
II.7 Conclusion……... 22
III SIMULATION AVEC ANSYS CFX……..... 23
III.1 Introduction au logiciel ANSYS CFX…… 24
III.1.1 Maillage et Couche Limite (Inflation)……. 24
III.1.2 Objectifs de la Simulation……. 24
III.2 Interface du projet de simulation numérique (Fluid Flow CFX) sous l'environnement ANSYS Workbench…….. 24
III.3 Importation de la géométrie de l'hélice et configuration des Domaines de calcul dans Design Modeler…… 25
III.4 Menu « Construire » de Design Modeler et sélection de L'opération booléenne…….. 25
III.5 Arborescence du projet (Tree Outline) montrant le Résultat final des opérations booléennes……... 26
III.6 Mise à jour des composants (Update) pour le passage de la Géométrie au maillage (Mesh)…… 27
III.7 Détails du maillage généré autour des pales de l'hélice à l'aide d'un plan de coupe (Section Plane)……. 28
III.8 Configuration des couches d'inflation et raffinement du Maillage au niveau de la couche limite…….. 28
III.9 Application de la méthode Patch Conforming pour la génération du maillage volumique……. 30

III.10 Configuration du contrôle local de la taille des éléments sur les surfaces (Face Sizing) des pales…….. 30
III.11 Paramètres de qualité du maillage basés sur la qualité orthogonale (Orthogonal Quality)…….. 31
III.12 Définition des régions limites (Sélections nommées)…….. 32
III.13 Mise à jour du Maillage pour l'accès à l'étape de Configuration (Setup)……... 33
III.14 Initialisation de l'environnement CFX-Pre et définition des domaines.....34
III.15 Définition des conditions aux limites de l'Inlet (entrée du flux)…… 34
III.16 Définition des conditions aux limites de l'Outlet (sortie du flux)….. 35
III.17 Configuration du domaine et des paramètres de rotation (Domain \ Motion)……. 36
III.18 Configuration du domaine stationnaire et des propriétés du Fluide…….. 37
III.19 Définition des conditions aux limites des pales (Blade Wall)……. 38
III.20 Configuration de l'interface entre les domaines (Domain Interface)…… 38
III.21 Configuration des conditions aux limites des parois par Défaut….. 40
III.22 Configuration du modèle d'interaction et de changement de Référentiel……. 40
III.23 Configuration des paramètres du solveur (Solver Control)…….. 41
III.24 Exécution et surveillance du solveur (Solver Manager)…… 42
III.25 Convergence numérique des courbes des résidus et fin d'exécution du solveur CFX…… 43
III.26 Achèvement du flux de travail et préparation des résultats Cette… 44
III.26.1 Chaîne de calcul complète……. 44
III.26.2 Phase des résultats (Résulta)……. 44
III.27 Les Équations Fondamentales…….. 45
III.27.1 Équation de Continuité (Conservation de la masse)…… 45
III.27.2 Les Équations de la Quantité de Mouvement……... 45
III.28 Conclusion…… 46
IV RÈSULTATS & DISCUSSION……..... 47
IV.1 Analyse de la distribution de pression sur les pales (Contours de Pression) …….. 48
IV.2 Plan de pression…….. 48
IV.3 Analyse des lignes de courant et de la vitesse (Velocity Streamlines) 50
IV.3.1 Lignes de courant (3D Streamlines)…… 50
IV.3.2 Gradient de vitesse …….. 50

IV.3.3 Paramètres d'échantillonnage 50
IV.3.4 Interprétation physique…… 50
IV.4 Analyse des lignes d'écoulement 51
IV.5 Utilisation de la fonction force 52
IV.5.1 Composante axiale (force_z)…… 52
IV.5.2 Résultat obtenu 52
IV.5.3 Validation physique 52
IV.6 Couple de rotation (torque_z) 52
IV.6.1 Résultats obtenus 53
IV.7 Validation Numérique et Comparaison entre les Résultats Analytiques et la Simulation CFD de l'Écoulement Aérodynamique autour de l'Hélice 54
IV.7.1 Calcul du couple 54
IV.7.2 Calcul de la poussée théorique 54
IV.8 Taux d'erreur sur le calcul du couple (Torque Error) 54
IV.8.1 Interprétation physique 54
IV.9 Taux d'erreur sur le calcul de la poussée (Thrust Error) 55
IV.9.1 Interprétation physique 55
IV.10 Conclusion 56
VI Conclusion Générale 57

Liste des figures

Figure 1 : Vue de face et dimensions géométriques de l'hélice d'Airbus A400M.
Figure 2 : Triangle des vitesses et paramètres angulaires d'un profil de pale d'hélice.
Figure 3 : Représentation des forces aérodynamiques et distribution des vitesses d'écoulement (Vues latérale et frontale).

Figure 4 : Classification des hélices selon le nombre de pales et configurations aérodynamiques.
Figure 5 : Structure et composants principaux d'une pale d'hélice en bois lamellé.
Figure 6 : Évolution du rendement d'une hélice selon le rapport d'avancement.

Figure 7 : Vue rapprochée du système d'hélices contrarotatives (DBE) de l'Airbus A400M Atlas.

Figure 8 : Ouverture d'un nouveau projet SolidWorks pour la modélisation 3D.

Figure 9 : Sélection du Plan de face comme plan de référence pour L'esquisse.

Figure 11 : Application de la fonction Bossage/Base extrudé pour la modélisation du cylindre.

Figure 12 : Modélisation du nez de l'hélice par la fonction de révolution autour de l'axe central.

Figure 13 : Sélection de l'outil Plan pour la création des plans de référence de la pale.

Figure 14 : Dimensions globales de la pale et distribution des angles de vrillage selon les sections de référence.

Figure 15 : Création des plans de référence décalés (Plan 1 à Plan 4).

Figure 16 : Modélisation 3D de la pale par la fonction Bossage/Base.

Figure 17 : Multiplication des pales par répétition circulaire.

Figure 18 : Création du volume de contrôle cylindrique.

Figure 19 : Géométrie tridimensionnelle finale de l'hélice.

Figure 20 : Vue d'ensemble de la géométrie finale.

Figure21 : Importation de la géométrie et visualisation des domaines fluides dans Ansys Design Modeler.

Figure 22 : Sélection de l'opération booléenne (Boolean).

Figure 23 : Arbre de création (Tree Outline) après l'application des opérations Booléennes.

Figure 24 : Schéma du projet sous Ansys Workbench et génération du maillage initial du domaine fluide.

Figure 25 : Vue en coupe plane (Section Plane) du maillage.

Figure 26 : Concordance des données théoriques et numériques pour le paramétrage de la couche limite.

Figure 27 : Visualisation des couches d'inflation aux frontières de la paroi.

Figure 28 : Sélection de l'algorithme Patch Conforming.

Figure 29 : Spécification des tailles d'éléments surfaciques (Face Sizing) sous Ansys.

Figure 30 : Statistiques de contrôle de la qualité du maillage.

Figure 31 : Cette image représente les régions limites.

Figure 32 : Mise à jour des données du maillage (Update).

Figure 33 : Importation du maillage et identification de l'interface.

Figure 34 : Définition de la condition limite d'entrée du domaine fluide.

Figure 35 : Définition de la condition limite de sortie du domaine fluide.

Figure 36 : Paramétrage du domaine fluide en mouvement de rotation.

Figure 37 : Configuration des paramètres physiques du domaine fluide stationnaire.

Figure38 : Configuration de la condition aux limites de paroi.

Figure 39 : Configuration de la condition aux limites de paroi.

Figure 40 : Définition de la condition de paroi (Wall) pour les surfaces de l'hélice.

Figure 41 : Paramétrage du raccordement dynamique (Domain Interface.)

Figure 42 : Paramétrage du Solver Control et définition du schéma d'advection Upwind.

Figure 43 : Paramétrage de l'allocation mémoire et initialisation du solveur CFX.

Figure 44 : Initialisation du mode de calcul parallèle pour le solveur.

Figure 45 : Interface du solveur montrant la convergence globale du calcul numérique.

Figure 46 : Validation et complétion de toutes les étapes du système Fluid Flow (CFX) sous Ansys Workbench.

Figure 47 : Distribution des contours de pression.

Figure 48 : Profils de pression statique bidimensionnels en amont et au niveau de l'hélice.

Figure 49 : Vecteurs de vitesse du flux d'air à travers le domaine fluide.

Figure 50 : Profil aérodynamique des lignes d'écoulement.

Figure 51 : Résultats de la force de poussée.

Figure 52 : Extraction du couple aérodynamique.

Tableau I.1 : Caractéristiques principales de l'hélice de l'Airbus A400M Atlas.

Abréviation

CFD	Computational Fluid Dynamics
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
k- SST	Shear Stress Transport
RDM	Résistance Des Matériaux

Nomenclatures

F	Force de Poussée Axiale	[N]
T_{th}	Couple de réaction hydrodynamique	[N.m]
P	Puissance	[W]
$\boldsymbol{\omega}$	Vitesse de rotation	[rad/s ou tr/min]
u	Vitesse à l'infini amont	[m/s]
$\boldsymbol{\rho}$	Masse volumique de l'air	[kg/m^3]
$\boldsymbol{\mu}$	La viscosité dynamique	[kg/m·s]
P_{gauge}	Pression relative	[Pa]
r	Le rayon	[m]
u_r	Composante radiale de la vitesse	[m/s]
u_θ	Composante tangentielle ou circonférentielle de la vitesse	[m/s]
u_Z	Composante axiale de la vitesse	[m/s]
t	Le temps	[s]
e_F	Erreur de force	[%]
e_T	Erreur de couple	[%]
θ	La coordonnée angulaire (Angle azimutal/tangentiel)	
z	La coordonnée axiale	
Br et B_θ	Les forces de volume	
∇	L'opérateur laplacien	

ملخص :

تُقدِّم هذه المذكرة دراسةً عدديةً للجريان الهوائي حول مروحة طائرة أثناء الحركة، مماثلة لمروحة طائرة الشحن إيرباص A400M ذات الثماني شفرات. يبدأ العمل بتصميم المروحة باستخدام برنامج التصميم بمساعدة الحاسوبSolidWorks ، ثم تُجرى عمليات الحسابات وتوليد الشبكة (Mesh) باستخدام برنامج ANSYS CFX مع اعتماد نموذج الاضطرابSST k-ω ، وهو نموذج مناسب لهذا النوع من الجريان. وقد أُجريت المحاكاة عند سرعة دوران للمروحة تبلغ 500 دورة/دقيقة، وسرعة طيران قدرها 432 كم/ساعة. أظهرت النتائج سلوك خطوط الانسياب وتوزيع حقول الضغط على شفرات المروحة، كما تم الحصول على قوة دفع مقدارها 49,581 نيوتن، وعزم دوران للمحرك قدره 120,597 نيوتن·متر، مع نسب خطأ مقبولة نسبيًا عند مقارنتها بالقيم الواردة في الكتيبات الفنية الخاصة بهذا النوع من الطائرات، مما يؤكد صحة المنهجية المعتمدة. الكلمات المفتاحية: المروحة الجوية، ديناميكا الموائع الحسابية(CFD) ، ANSYS CFX، SolidWorks، نموذجSST ، قوة الدفع، عزم الدوران، الديناميكا الهوائية، المحاكاة العددية.

Résumé

Ce mémoire présente une étude numérique de l'écoulement aérodynamique autour d'une hélice d'avion en mouvement semblable à celui de l'avion cargo A400M Airbus à 8 pales, le travail commence par la conception de l'hélice en utilisant le logiciel CAO SolidWorks ; les calculs et la génération de maillage sont assurés par le logiciel ANSYS-CFX avec le modèle de turbulence k-ω SST convenable à ce type d'écoulement avec une vitesse de rotation de l'hélice de 500 tr/min et une vitesse de l'avion de 432 Km/h. Les résultats ont fourni le comportement des lignes de courant et la distribution de champs de pression sur les pales ; comme on a obtenue le resultat de la poussée de 49 581 N et un couple de moteur de 120 597 N•m avec des taux d'erreur relativement acceptable en comparant avec les valeurs données par les cahiers techniques de ce type d'avion, ce qui confirme la validité de la méthodologie adoptée.

Mots-clés : Hélice aéronautique, CFD, ANSYS CFX, SolidWorks, SST, poussée, couple, aérodynamique, simulation numérique.

Abstract:

This thesis presents a numerical study of the aerodynamic flow around a moving aircraft propeller similar to that of the 8-bladed Airbus A400M cargo aircraft. The work begins with the propeller design using SolidWorks CAD software. Calculations and mesh generation are performed using ANSYS-CFX software with the k-ω SST turbulence model, suitable for this type of flow, with a propeller rotation speed of 500 rpm and an aircraft speed of 432 km/h. The results provide the behavior of the streamlines and the pressure field distribution on the blades. The results obtained include a thrust of 49,581 N and an engine torque of 120,597 N·m, with relatively acceptable error rates compared to the values given in the technical specifications for this type of aircraft, thus confirming the validity of the adopted methodology.

Keywords : Aeronautical propeller, CFD, ANSYS CFX, SolidWorks, SST, thrust, torque, aerodynamics, numerical simulation.

Introduction Générale :

L'hélice d'avion demeure un moyen de propulsion hautement efficace et économique pour les aéronefs évoluant à des vitesses subsoniques comme les avions cargo. Cette étude utilise la dynamique des fluides numérique (CFD) via le code de calcul ANSYS CFX comme outil principal pour prédire les performances hydrauliques et aérodynamiques de l'hélice. L'écoulement aérodynamique autour de l'hélice et évaluer ses performances en termes de poussée (Thrust), de couple (Torque) et d'efficacité énergétique, en se basant sur le modèle de turbulence SST (Shear Stress Transport).

Dans le Chapitre I on représente l'évolution technologique des Hélices et un aperçu historique en retraçant l'histoire du développement des systèmes de propulsion, depuis les premières idées (telles que la vis d'Archimède de Léonard de Vinci et les moulins à vent) jusqu'aux hélices modernes. On parle aussi dans ce chapitre sur la conception et matériaux de ces hélices et l'étude des paramètres géométriques des hélices et l'helices modernes (nombre de pales, rapports de diamètres). Il est souligné que la majorité des conceptions commerciales comportent entre 23 et 34 pales, utilisant du plastique renforcé ou de l'aluminium pour réduire le poids et résister aux déformations induites par la force centrifuge et d'éviter le phénomènes de "décollement" (Flow Separation) au niveau des entrées d'air en raison des angles d'attaque et des gradients de pression, et de son impact négatif sur l'efficacité si la géométrie n'est pas optimisée.

Tandis que le Chapitre II est consacré à la conception géométrique de l'Hélice via le logiciel SOLIDWORKS, ce dernier a été utilisé pour modéliser la géométrie. Les étapes de modélisation : Le Moyeu (Hub) est Modélisé par un cylindre de 720 mm de diamètre avec une extrusion de 500 mm. Le Nez de l'hélice (Spinner) est conçu par un cône pointu aérodynamiquement pour protéger le moyeu, guider efficacement les lignes de courant de l'air et réduire la traînée (Drag).). Les Pales 3D (Blades) sont crées de plusieurs plans de référence pour construire des pales à sections géométriques variables, en intégrant un angle de vrillage (Twist Angle) allant de 55° au pied de la pale jusqu'à 10° à l'extrémité (Tip) afin de garantir une poussée uniforme. le domaine de calcul (Domain) est construit de deux sous-domaines, le sous-domaine intérieur mobile est un cylindre entourant complètement l'hélice englobé par le domaine principale en forme parallélépipède, suivi d'une opération booléenne de soustraction pour préparer le domaine fluide où l'air va s'écouler. Exportation : Le modèle a été sauvegardé au format IGES (Initial Graphics Exchange Specification) pour assurer une compatibilité totale avec l'environnement ANSYS.

Dans le Chapitre III on lance la Simulation Numérique via ANSYS CFX Préparation de l'environnement : Importation du modèle dans Design Modeler pour diviser le domaine d'étude en deux parties : un domaine rotatif (contenant l'hélice) et un domaine fixe environnant. Génération du Maillage (Mesh) on génère un maillage non structuré composé de tétraèdres. Application d'un raffinement de surface (Face Sizing) de 7,5 mm sur les pales pour capturer précisément les surfaces vrillées. Génération de couches d'inflation (Inflation Layers) autour des pales (très haute précision : épaisseur de la première couche égale à $2{,}95*10^{-6}$ m) afin de capturer les forts gradients de vitesse et de pression au sein de la couche limite visqueuse et ajuster la valeur de y^+. Le maillage a obtenu une excellente qualité

orthogonale (Orthogonal Quality) avec une moyenne de 0,79. Physique et Conditions aux Limites (Setup) :Fluide utilisé : Air à 25 °C sous une pression de référence de 1 atm. Vitesse d'entrée (Inlet) : Vitesse subsonique normale à la surface égale à 120 m/s (environ 432 km/h). Sortie (Outlet) : Pression statique relative égale à 0 Pa. Mouvement du domaine rotatif : Vitesse de rotation fixée à 500 tr/min (RPM) autour de l'axe Z. Modèle de turbulence : k-ω SST, choisi pour sa précision près des parois et sa robustesse dans l'écoulement libre. Modèle d'interface (Frame Change) : La méthode Frozen Rotor a été sélectionnée pour simuler l'effet de rotation avec une bonne efficacité temporelle. Résolution et Convergence (Solver) : Le solveur a été exécuté en mode parallèle (2 Partitions). La simulation a montré une excellente convergence des résidus sous le seuil de tolérance de 10^{-4} Le solveur s'est arrêté automatiquement à l'itération 67 après avoir atteint les critères de précision, avec un temps de calcul d'environ 4 heures et 39 minutes. Équations de base : La simulation s'appuie sur les équations de Navier-Stokes stationnaires et conservatrices pour la masse et la quantité de mouvement en coordonnées cylindriques.

Dans le Chapitre IV on représente les résultats et discussion comme la distribution de la pression (Pressure Contours) montrent la formation d'une zone de haute pression (maximum de $1{,}913*10^4$ Pa) sur l'intrados de la pale (zone d'impact direct de l'air), et une zone de basse pression (minimum de $-4{,}310*10^4$ Pa) sur l'extrados. Ce gradient de pression est le moteur direct de la force de poussée. Lignes de courant et Vitesse (Velocity Streamlines) : Une vitesse aérodynamique maximale atteignant 242 m/s a été enregistrée près des extrémités des pales. L'analyse montre une transition de l'écoulement d'une trajectoire rectiligne vers un motif hélicoïdal intense à l'arrière de l'hélice, avec la formation de vortex de bout de pale (Tip Vortices) et de sillage derrière le moyeu en raison de la dépression. Poussée et Couple calculés par CFD :Force de poussée numérique: 49581,3 N (dirigée vers l'avant selon l'axe Z positif). Couple numérique -120597 N.m (le signe négatif représente la direction antihoraire de rotation de l'hélice). La validation et analyse comparative les résultats de la simulation numérique ont été comparés aux calculs théoriques analytiques basés sur un moteur d'avion (type A400M) d'une puissance de 8,2 MW avec une efficacité idéale supposée de l'hélice 88% : Écart sur le couple (Torque Error) 22,99% (Couple théorique de 156600 N.m contre 120597 N.m pour la CFD). Écart sur la poussée (Thrust Error) : Égal à 17,50% (Poussée théorique de 60100 N contre 49581,3 N pour la CFD). ces écart est due à la forme géométrique qu'on a utilisé qui est bien sur différente à celle de la forme réelle de l'hélice de la A400M due au manque des données technologiques qui restent comme même un top secret industriel militaire, s'expliquant par le fait que l'hélice, en réalité et en simulation, n'absorbe pas nécessairement la même puissance maximale du moteur due au manque des données technologiques qui restent comme même un top secret industriel militaire. Ce résultat demeure réaliste et tout à fait cohérent en aérodynamique, car le calcul théorique suppose une efficacité idéale et constante, tandis que la simulation CFD prend en compte les pertes réelles dues aux vortex marginaux (vortex de bout de pale) et aux frottements visqueux de l'air qui réduisent légèrement l'efficacité globale.



CHAPITRE I
Évolution technologique des hélices aéronautiques : historique, principes et architectures

I.1 Introduction

Depuis les débuts de l'aviation, l'hélice constitue l'un des systèmes de propulsion les plus efficaces pour les aéronefs évoluant à des vitesses subsoniques. Son principe de fonctionnement repose sur la transformation de l'énergie mécanique fournie par le moteur en énergie cinétique transmise à l'air, générant ainsi une force de poussée permettant le déplacement de l'aéronef.

Grâce aux progrès réalisés dans les domaines de l'aérodynamique, des matériaux composites et de la conception assistée par ordinateur, les hélices modernes offrent aujourd'hui des performances remarquables en termes de rendement, de fiabilité et de réduction de la consommation énergétique. Elles demeurent largement utilisées dans les avions légers, les avions de transport militaire à turbopropulseurs et certaines applications spécialisées nécessitant un excellent rendement propulsif.

Dans ce chapitre, nous présentons l'évolution historique des hélices aéronautiques, leurs principes de fonctionnement, leurs principales caractéristiques géométriques ainsi que les paramètres influençant leurs performances aérodynamiques.

I.2 Historique des hélices aéronautiques

L'idée de la propulsion par hélice remonte à plusieurs siècles avant l'apparition de l'aviation moderne. Les premières réflexions sur la propulsion aérienne peuvent être associées aux travaux de Léonard de Vinci au XVe siècle, qui imagina une machine volante utilisant un dispositif hélicoïdal destiné à produire une force de sustentation.

Au XIXe siècle, avec le développement des moteurs mécaniques, plusieurs chercheurs commencèrent à étudier les moyens de transformer un mouvement rotatif en force propulsive. Les premières hélices utilisées dans l'aviation étaient généralement fabriquées en bois et comportaient deux pales.

L'essor de l'aéronautique au début du XXe siècle a conduit à une amélioration progressive des techniques de conception des hélices. Les avancées réalisées dans la compréhension des phénomènes aérodynamiques ont permis d'optimiser leur géométrie afin d'augmenter leur rendement.

Aujourd'hui, les hélices modernes sont principalement fabriquées à partir de matériaux composites à haute résistance, offrant un excellent compromis entre masse, rigidité et durabilité.

I.3 Définition d'une hélice d'avion

Une hélice d'avion est un dispositif mécanique composé de plusieurs pales profilées fixées autour d'un moyeu central et entraînées en rotation par un moteur ou une turbine.

Chaque pale agit comme une aile en rotation. Lorsque l'hélice tourne, une différence de pression se crée entre les deux faces de la pale (intrados et extrados), produisant une force aérodynamique dont la composante axiale génère la poussée nécessaire au déplacement de l'aéronef.

L'hélice constitue ainsi un convertisseur d'énergie transformant la puissance mécanique du moteur en poussée aérodynamique.

I.4 Principe de fonctionnement

Le fonctionnement d'une hélice repose sur les lois fondamentales de la mécanique des fluides et de l'aérodynamique.

Lors de la rotation, chaque section de pale rencontre l'écoulement d'air avec un angle d'incidence spécifique. Cette interaction engendre :

- Une force de portance aérodynamique ;
- Une force de traînée aérodynamique ;
- Une accélération du flux d'air vers l'arrière.

Selon le principe de conservation de la quantité de mouvement, l'accélération d'une masse d'air vers l'arrière produit une réaction opposée dirigée vers l'avant, correspondant à la poussée générée par l'hélice.

I.5 Éléments constitutifs d'une hélice

I.5.1 Moyeu (Hub)

Le moyeu représente la partie centrale de l'hélice. Il assure la liaison mécanique entre les pales et l'arbre moteur tout en transmettant le couple de rotation.

I.5.2 Pales (Blades)

Les pales constituent les éléments actifs responsables de la génération de la poussée. Leur géométrie est soigneusement optimisée afin de maximiser le rendement aérodynamique.

I.5.3 Nacelle d'hélice (Spinner)

La nacelle est une pièce profilée placée à l'avant du moyeu. Elle permet de réduire la traînée aérodynamique et d'améliorer l'écoulement de l'air autour de la partie centrale de l'hélice.

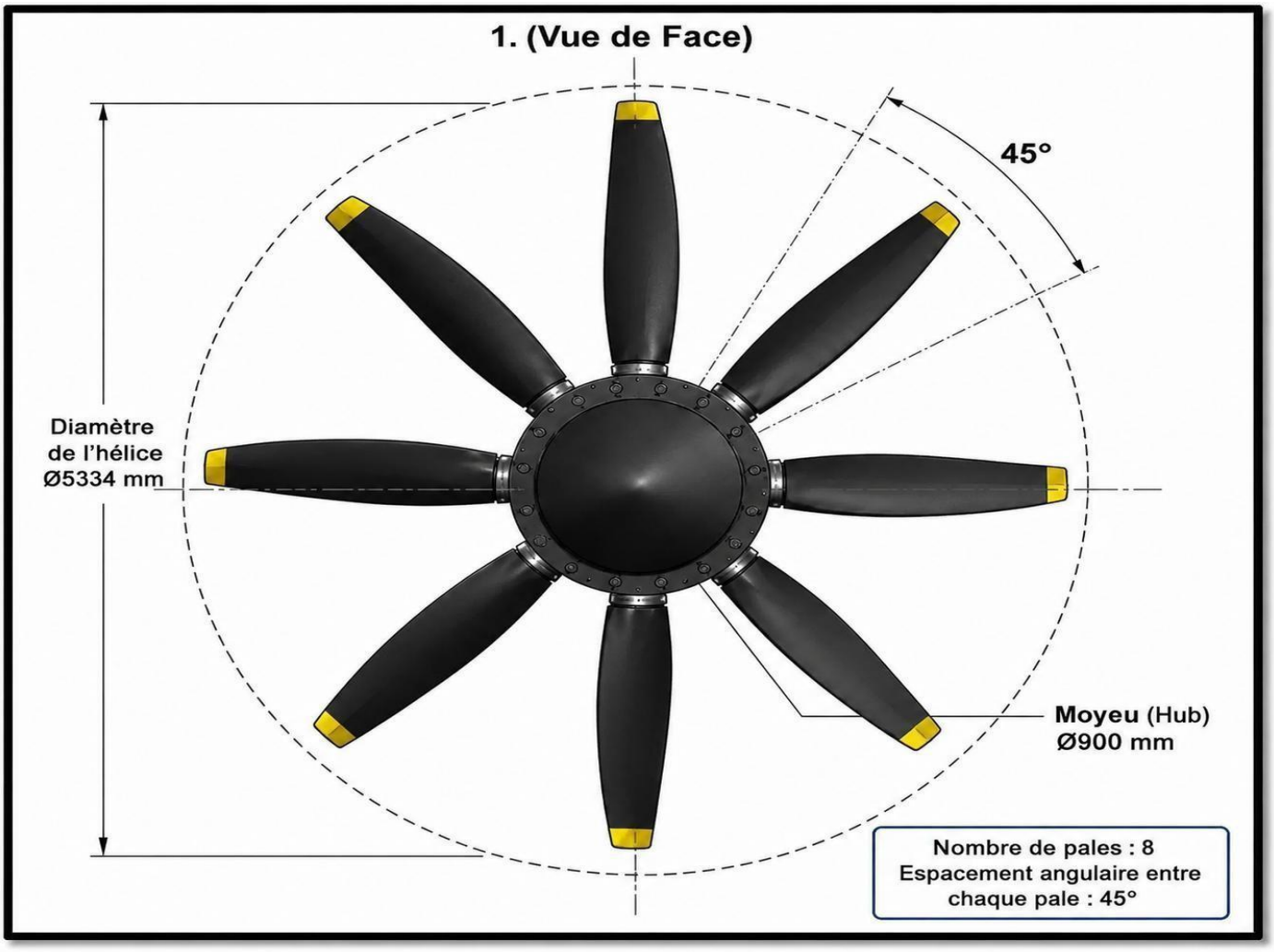


Figure 1: *Vue de face et dimensions géométriques de l'hélice d'Airbus A400M*

I.6 Paramètres géométriques des pales

I.6.1 Diamètre de l'hélice

Le diamètre correspond à la distance maximale entre les extrémités opposées des pales. Il influence directement sur la quantité d'air accélérée par l'hélice.

I.6.2 Corde

La corde représente la distance entre le bord d'attaque et le bord de fuite d'une section de pale.

I.6.3 Angle de calage

L'angle de calage correspond à l'orientation géométrique de la pale par rapport au plan de rotation.

I.6.4 Vrillage

Le vrillage consiste à faire varier progressivement l'angle de calage du pied vers l'extrémité de la pale afin de maintenir des conditions aérodynamiques optimales sur toute la longueur.

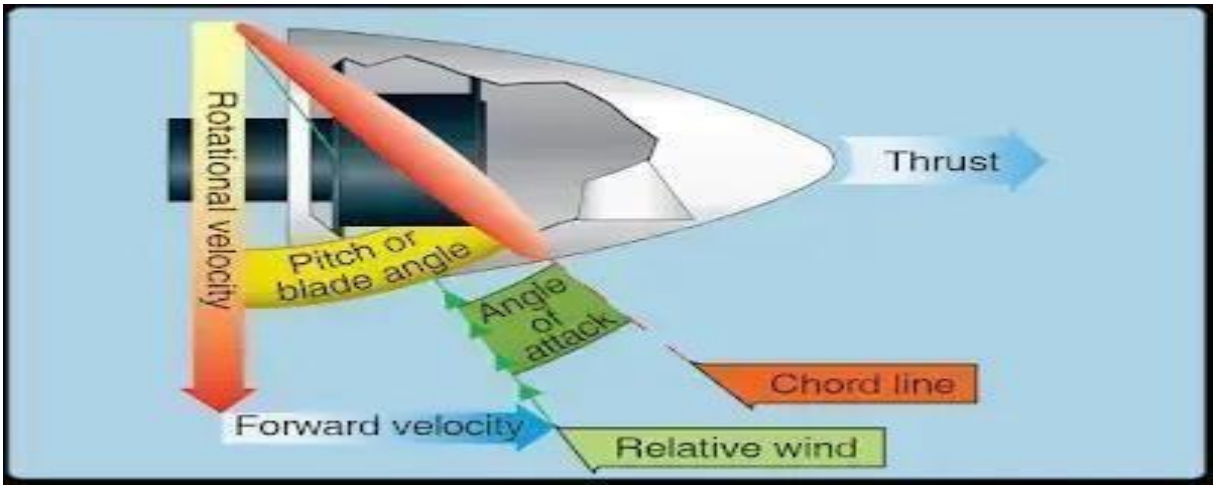


Figure 2: *Triangle des vitesses et paramètres angulaires d'un profil de pale d'hélice.* ***Source :*** *Documentation technique d'Airbus Military & Ratier-Figeac, FH386 Propeller System Specifications and Structural Layout.*

I.7 Forces aérodynamiques appliquées à une hélice

Deux forces principales agissent sur chaque section de pale :

Portance (Lift) Force perpendiculaire à la direction de l'écoulement relatif.
Traînée (Drag)Force parallèle à la direction de l'écoulement relatif.

La combinaison de ces forces détermine la poussée et le couple produits par l'hélice.

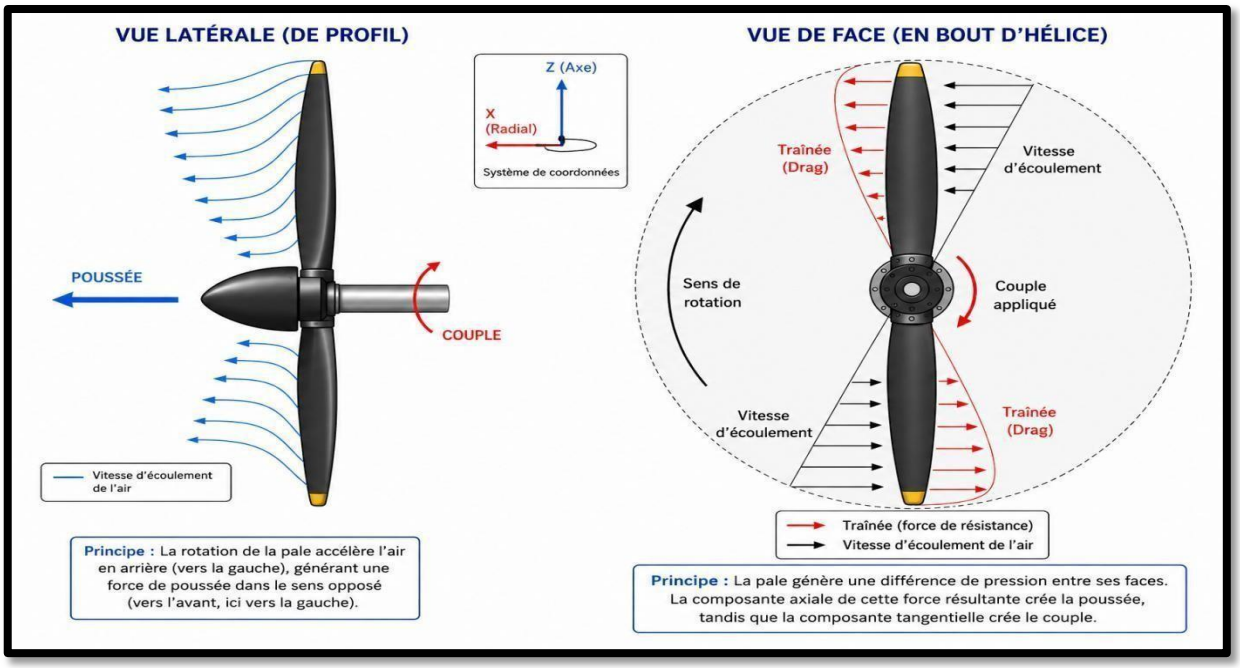


Figure3 : *Représentation des forces aérodynamiques et distribution des vitesses d'écoulement (Vues latérale et frontale).* ***Source :*** *Federal Aviation Administration (FAA), Aviation Maintenance Technician Handbook - Powerplant (Volume 2), Chapter 7 : Aircraft Propellers, Official Technical Manual.*

I.8 Classification des hélices

Selon le nombre de pales

- Hélices 2 pales
- Hélices 3 pales
- Hélices 4 pales
- Hélices 6 pales
- Hélices 8 pales.

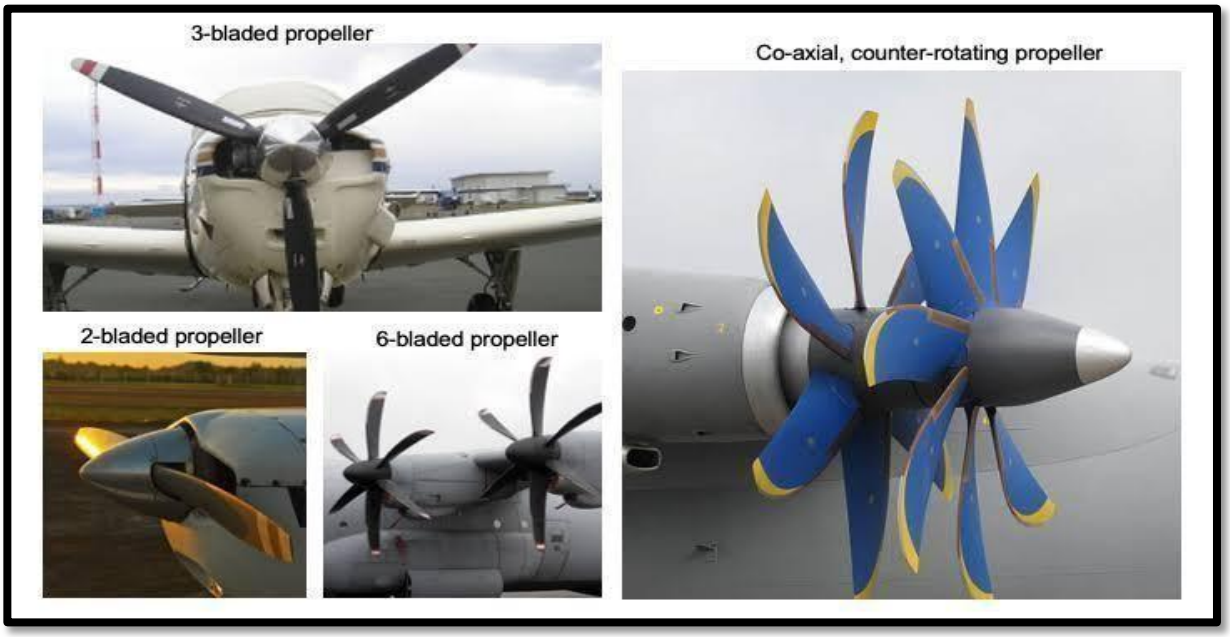


Figure 7 : *Classification des hélices selon le nombre de pales et configurations aérodynamiques.* ***Source:*** *Von Mises, R., Theory of Flight, McGraw-Hill Books & Dover Publications, New York, USA.*

Selon le pas

- Hélices à pas fixe
- Hélices à pas variable
- Hélices à vitesse constante.

Selon le matériau

- Bois
- Alliages métalliques
- Matériaux composites.

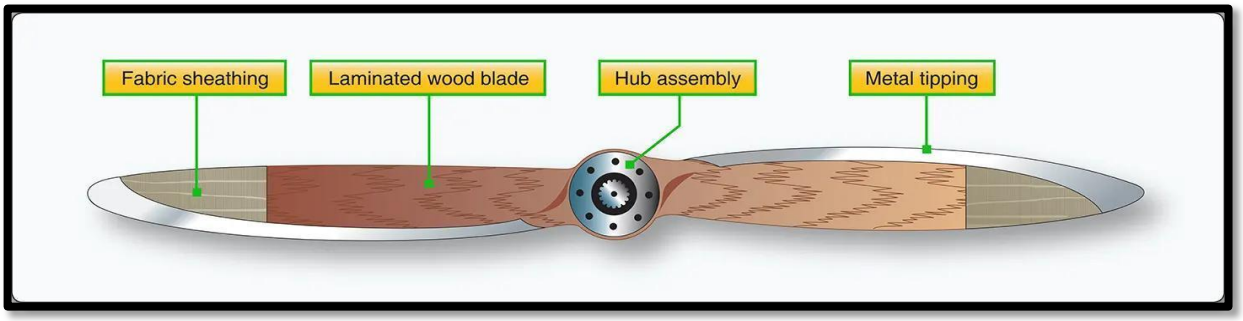


Figure 8 : *Structure et composants principaux d'une pale d'hélice en bois lamellé.* ***Source :*** *Kroes, M. J., Rardon, J. R., & Nolan, M. S., Aircraft Basic Science, Aviation Technology Series, Glencoe/McGraw-Hill, Rédacteurs Techniques, USA.*

I.9 Rendement d'une hélice

Le rendement propulsif représente la capacité de l'hélice à convertir la puissance mécanique en puissance utile de propulsion.

Il est défini comme le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance fournie par le moteur.

Un rendement élevé permet de réduire la consommation de carburant tout en améliorant les performances globales de l'aéronef.

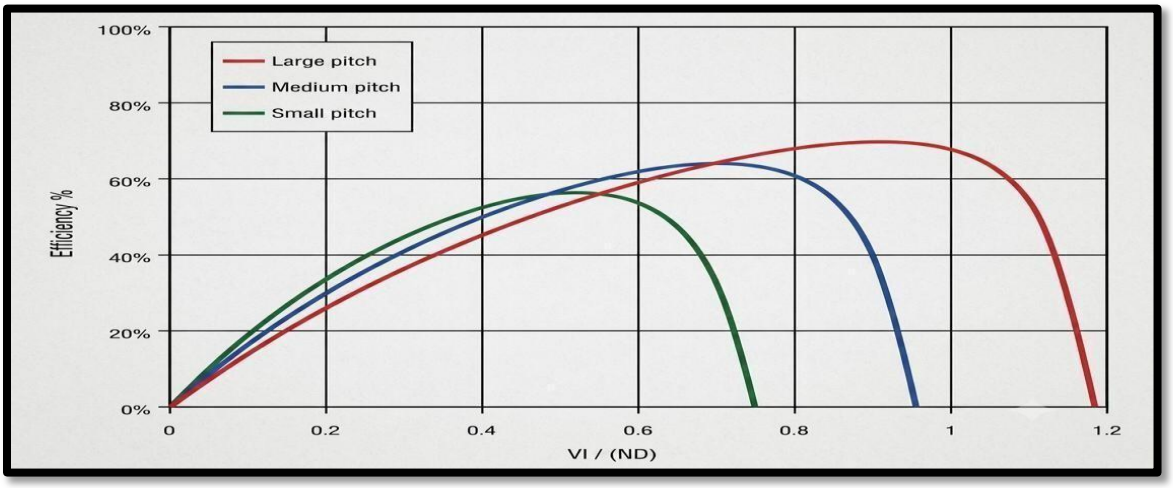


Figure 6 : *Évolution du rendement d'une hélice selon le rapport d'avancement* ***Source :*** *Raymer, D. P., Aircraft Design : A Conceptual Approach, AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA,*

I.10 Applications aéronautiques modernes

Les hélices modernes sont utilisées dans plusieurs domaines :

- Aviation légère ;
- Avions régionaux ;
- Avions militaires de transport ;
- Drones ;
- Applications maritimes et industrielles spécialisées.

Parmi les exemples les plus connus figurent l'Airbus A400M Atlas, le C-130 Hercules et l'ATR 72, qui utilisent des systèmes de propulsion à hélices de haute performance.

I.11 Hélice de l'Airbus A400M Atlas

L'hélice de l'Airbus A400M Atlas représente l'une des technologies les plus avancées dans le domaine de la propulsion aéronautique moderne. Elle a été conçue pour fournir une poussée élevée tout en garantissant une excellente efficacité aérodynamique dans les différentes phases de vol.

L'appareil est équipé d'hélices de type **Ratier-Figeac FH386**, constituées de huit pales en matériaux composites. Ces hélices sont associées aux moteurs turbopropulseurs **Europrop TP400-D6** et disposent d'un système à pas variable permettant d'optimiser les performances en fonction des conditions de vol.

Avec un diamètre d'environ **5,3 mètres**, elles figurent parmi les plus grandes hélices installées sur un avion militaire moderne. Leur conception en matériaux composites permet de réduire la masse tout en assurant une résistance mécanique élevée et une excellente durabilité.

L'une des particularités du système propulsif de l'A400M réside dans la configuration contrarotative des hélices sur chaque aile. Les hélices tournent dans des sens opposés afin de réduire les effets de couple, d'améliorer la stabilité de l'appareil et d'augmenter le rendement aérodynamique global.



Figure7 : *Vue rapprochée du système d'hélices contrarotatives (DBE) de l'Airbus A400M Atlas* ***Source :*** *Documentation technique d'Airbus Defence and Space & Ratier-Figeac, FH386 Propeller System Integration.*

Tableau I.1 : Caractéristiques principales de l'hélice de l'Airbus A400M Atlas

Paramètre	**Valeur**
Modèle d'hélice	Ratier-Figeac FH386
Nombre de pales	8
Diamètre de l'hélice	5,3 m
Rayon de l'hélice	2,65 m
Matériau des pales	Matériaux composites
Type d'hélice	Hélice à pas variable
Sens de rotation	Contrarotatif sur chaque aile
Moteur associé	Europrop TP400-D6
Puissance transmise	Environ 11 000 ch
Application	Système de propulsion de l'Airbus A400M Atlas
Fonction principale	Génération de la poussée aérodynamique

I.12 Conclusion

Ce chapitre a permis de présenter les notions fondamentales relatives aux hélices aéronautiques, notamment leur évolution historique, leur principe de fonctionnement, leurs caractéristiques géométriques et les paramètres influençant leurs performances aérodynamiques. Une attention particulière a été accordée à l'hélice de l'Airbus A400M Atlas, qui constitue un exemple représentatif des technologies modernes de propulsion à hélice.

Les connaissances développées dans ce chapitre constituent une base théorique indispensable pour la modélisation géométrique de l'hélice sous SolidWorks ainsi que pour l'étude numérique de son comportement aérodynamique réalisée dans les chapitres suivants à l'aide du logiciel ANSYS CFX.

CHAPITRE II
Conception de l'hélice sous SolidWorks

II.1 SolidWorks

SolidWorks est un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO) largement utilisé dans les domaines de l'ingénierie mécanique et aéronautique.

Il permet la création de modèles tridimensionnels paramétriques de pièces et d'assemblages, ainsi que la génération automatique de plans techniques destinés à la fabrication et à l'analyse numérique.

Grâce à son approche paramétrique, toute modification apportée à une dimension ou à une contrainte est automatiquement répercutée sur l'ensemble du modèle.

II.2. Les fonctions principales du logiciel

II.2.1. La Modélisation (Modeling)

Construction de pièce Mécaniques avec une grande précision, allant de Simples esquisses à des formes complexes.

II.2.2 L'Assemblage (Assembly)

Montage des différentes pièces entre elles Pour tester leur compatibilité Et leur mouvement mécanique.

II.2.3 La Simulation et l'Analyse (Simulation)

Réalisation de tests virtuels tels que l'analyse des contraintes (RDM), La dynamique des fluides (CFD) et les tests thermiques afin de valider L'efficacité de la Conception avant la production réelle.

II.2.4 La Mise en plan technique

Génération de vues et de coupes transversales précises incluant tous les Détails et les cotes technique.

II.3. Méthodologie de conception d'une hélice d'avion sous SolidWorks

II.3.01 Créer un nouveau fichier

Lancement du logiciel Fichier → Nouveau → Pièce

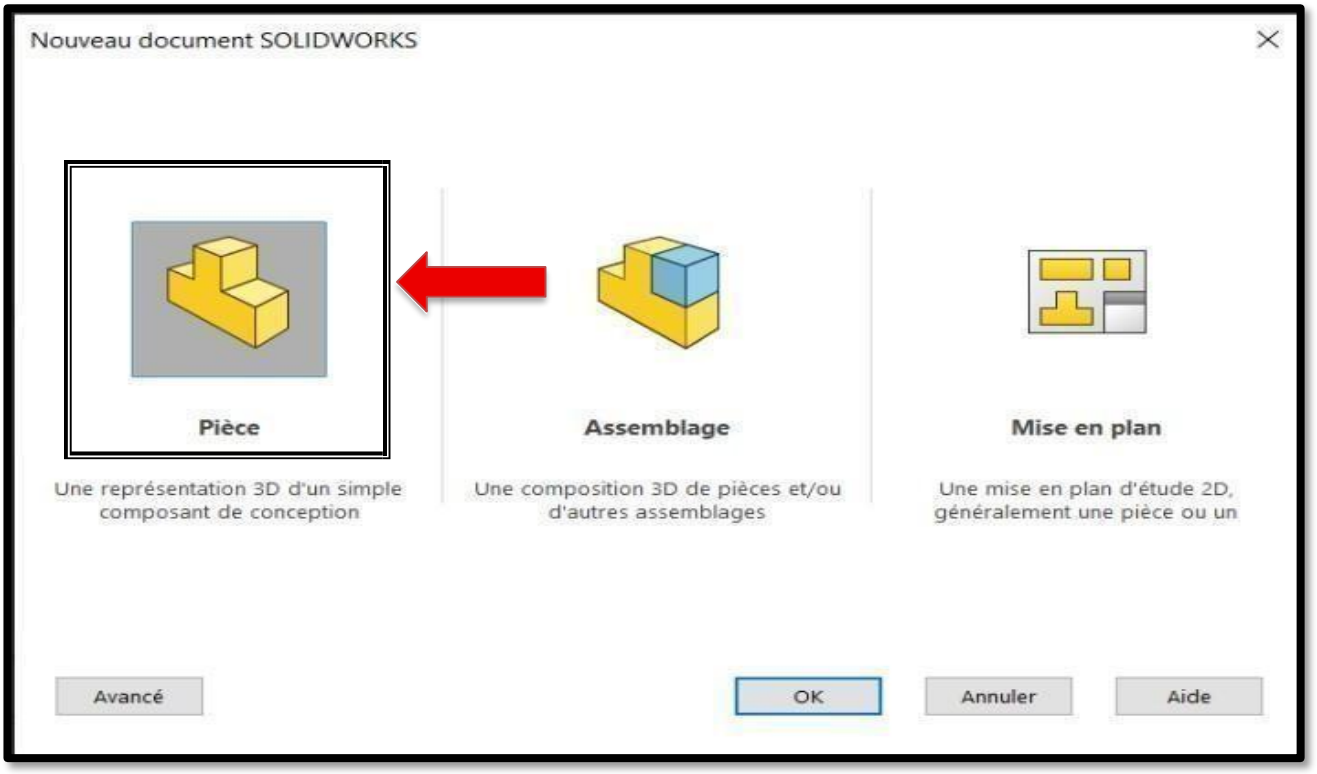


Figure 8 : *Ouverture d'un nouveau projet SolidWorks pour la modélisation 3D.*

II.3.02 Choisir son plan de déplacement

Sélectionner le plan avant Activation
De l'environnement Esquisse

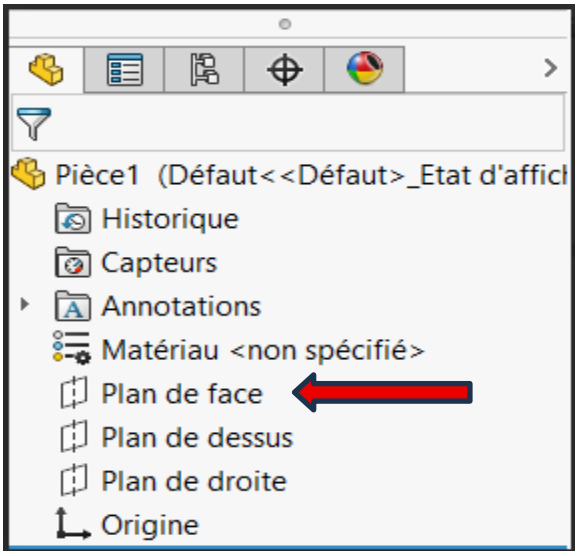
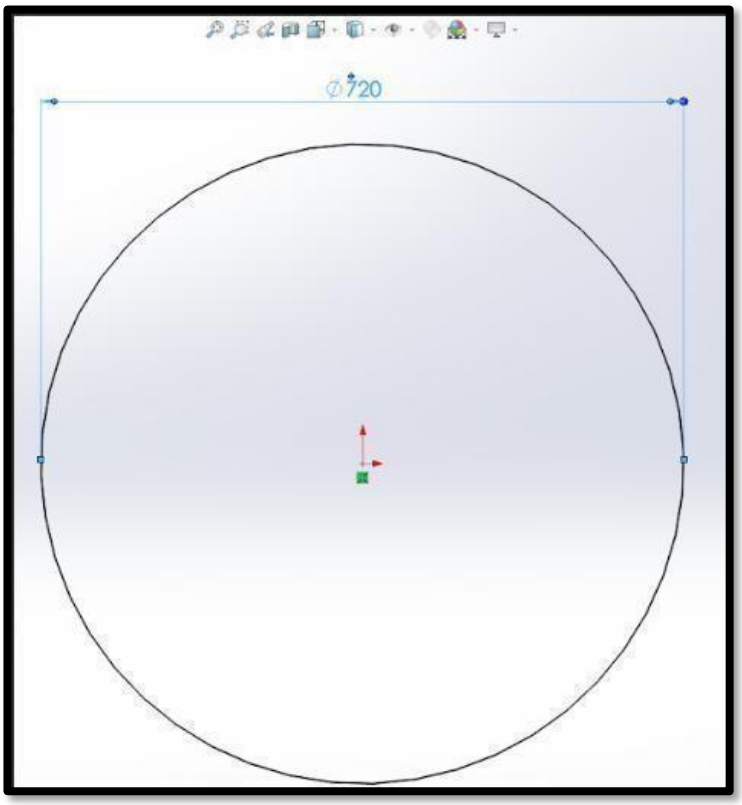


Figure 9 : *Sélection du Plan de face comme plan de référence pour L'esquisse.*

II.3.03 Création du moyeu de l'hélice



La première étape de modélisation consiste à créer le moyeu de l'hélice. Un cercle de diamètre 720 mm est tracé dans le plan de référence puis extrudé sur une longueur de 500 mm à l'aide de la fonction « Bossage/Base extrudé ». Cette opération permet d'obtenir la géométrie cylindrique représentant le moyeu central de l'hélice.

Figure 10 : *Tracé et cotation du cercle dans l'esquisse.*

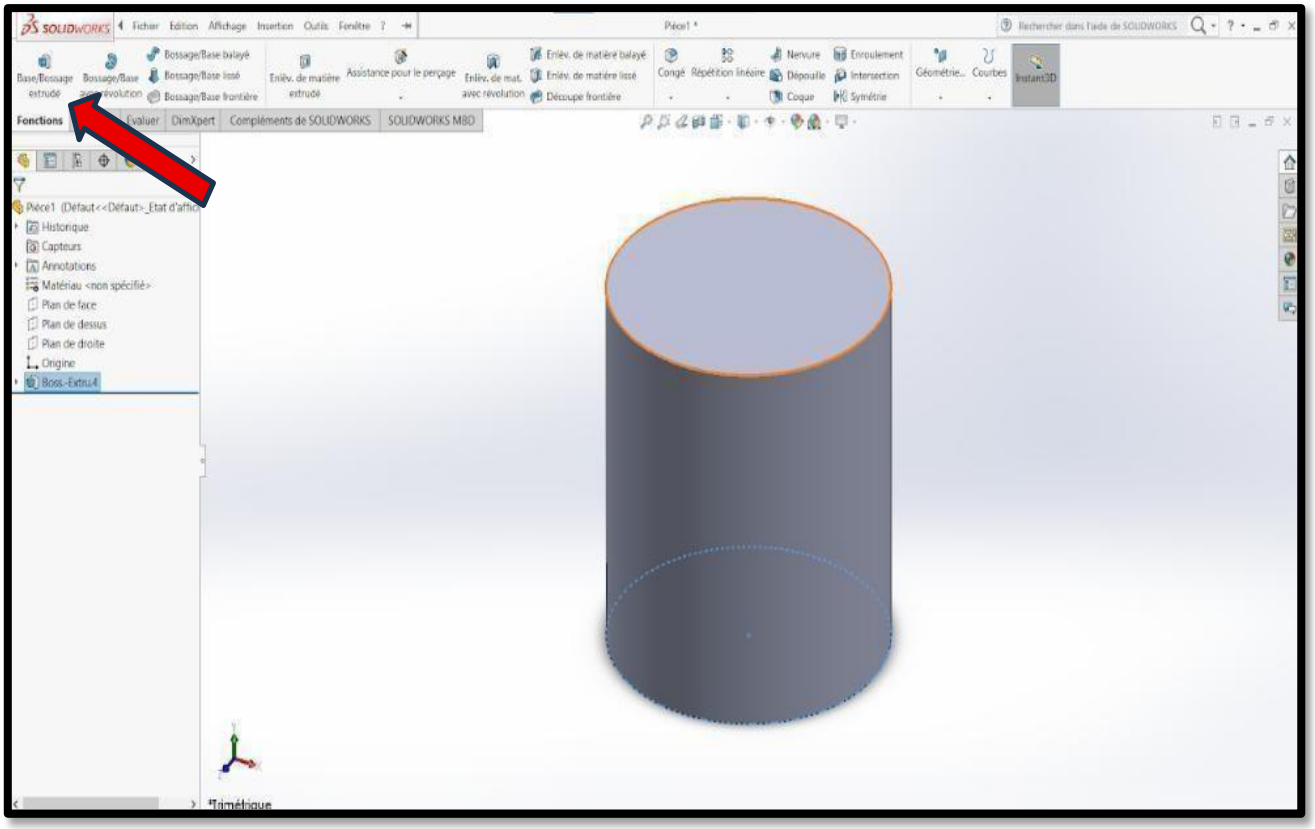


Figure 11 : *Application de la fonction Bossage/Base extrudé pour la modélisation du cylindre.*

II.3.04 Conception géométrique du nez de l'hélice sur SolidWorks

II.3.04.1. Méthodologie logicielle :

Pour la modélisation du cône d'hélice, nous avons utilisé l'environnement d'esquisse bidimensionnelle (Sketch) du logiciel SolidWorks afin de créer le profil transversal. L'outil "Arc" a été employé pour définir la courbure extérieure, avec un rayon de 750 mm (comme illustré par la cotation) afin d'assurer la fluidité de la surface.

II.3.04.2. Fonction de révolution (Revolve Feature) :

Comme l'indique le menu à gauche de l'image, la fonction "Révolution" a été activée. La conception repose sur la rotation de ce profil autour d'un axe central (Axe de révolution) sur un angle de 360°. Cette méthode est la plus précise pour générer un volume numérique à symétrie axiale, tel qu'un cône ou une forme bombée.

II.3.04.3. Objectif aérodynamique :

La casserole est conçue pour servir d'interface frontale à l'hélice. Ses fonctions principales sont Guidage de l'écoulement : Réduire la traînée aérodynamique (Drag) et orienter les lignes de courant (Streamlines) de manière fluide vers les pales de l'hélice.

Protection du moyeu : Recouvrir le moyeu (Hub) et les liaisons mécaniques pour les protéger et minimiser les turbulences d'air dans cette zone critique.

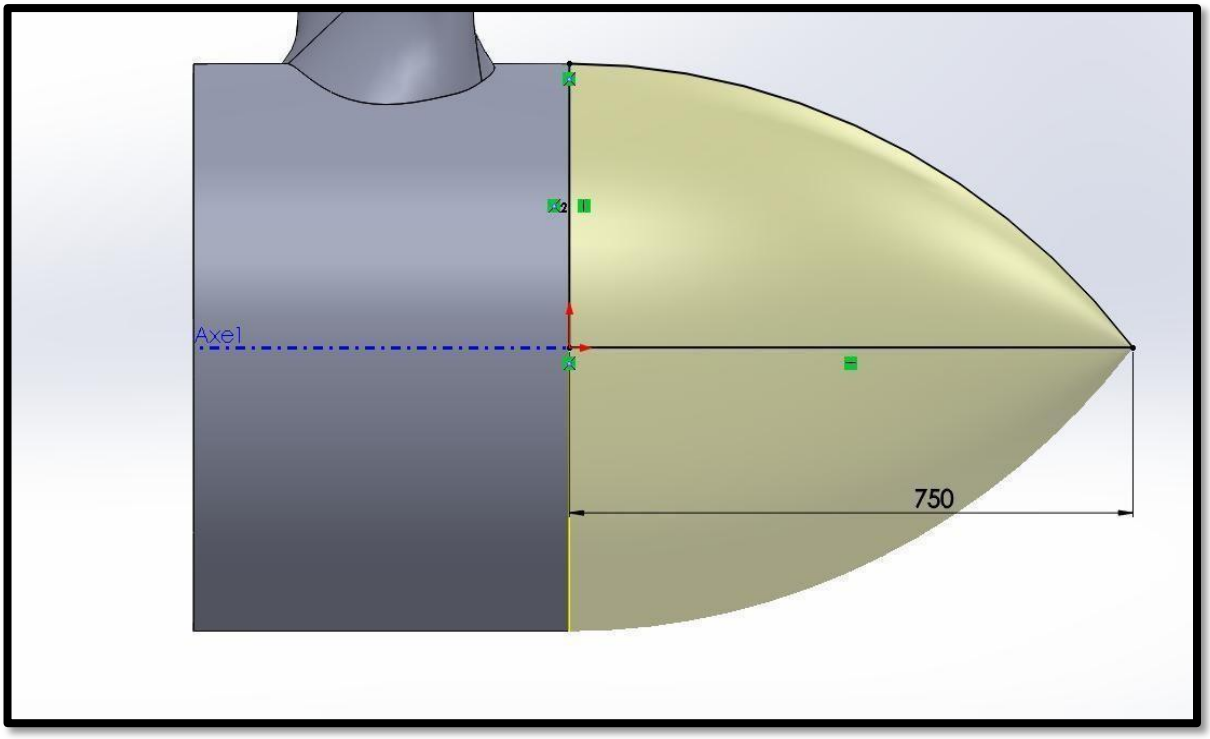


Figure 12 : *Modélisation du nez de l'hélice par la fonction de révolution autour de l'axe central.*

II.3.05 Création d'un plan dans le cylindre

Géométrie de référence → Plan Sélection de plan de dessus
Création parallèle.
Plan4 :300mm
Plan1 :450mm
Plan2 :1410mm
Plan3 :2667mm

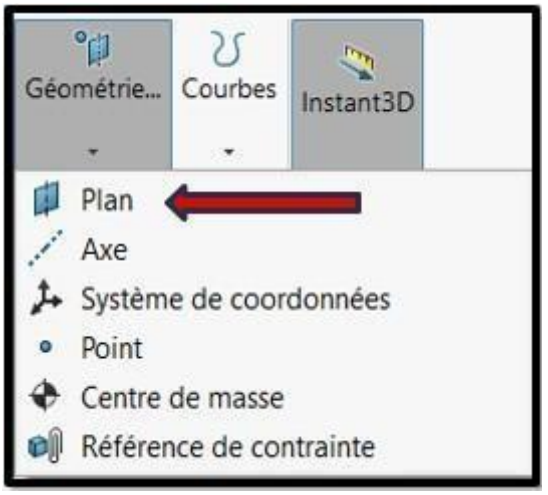
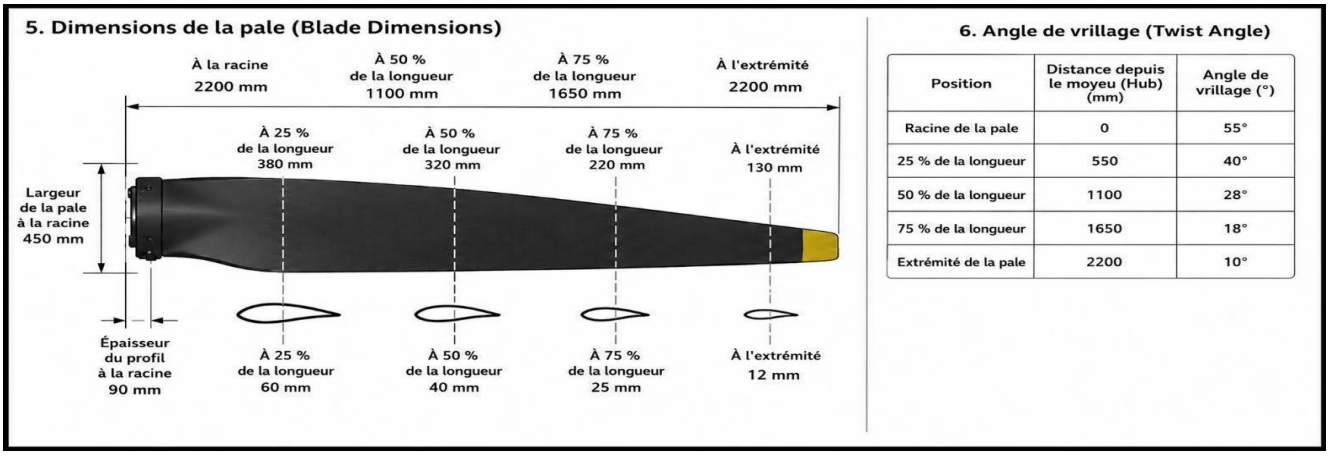


Figure 13 : *Sélection de l'outil Plan pour la création des plans de référence de la pale.*



Position	Distance depuis le moyeu (Hub) (mm)	Angle de vrillage (°)
Racine de la pale	0	55°
25 % de la longueur	550	40°
50 % de la longueur	1100	28°
75 % de la longueur	1650	18°
Extrémité de la pale	2200	10°

Figure 14 : *Dimensions globales de la pale et distribution des angles de vrillage selon les sections de référence.*

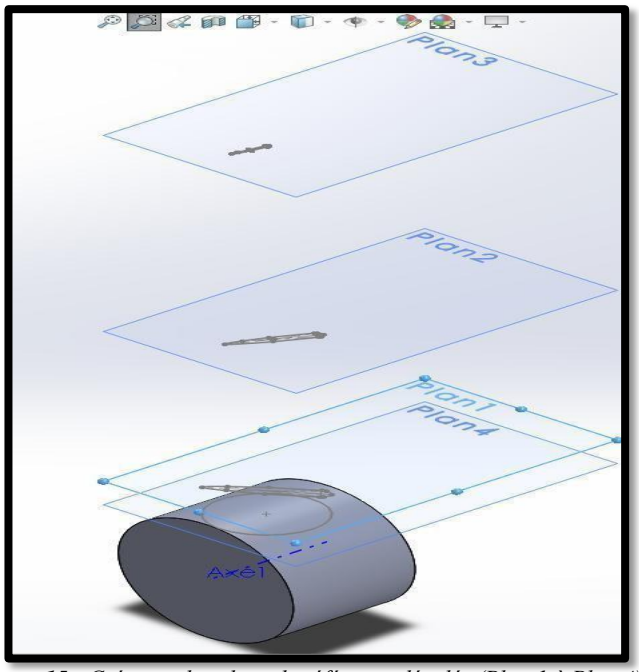


Figure 15 : *Création des plans de référence décalés (Plan 1 à Plan 4)*

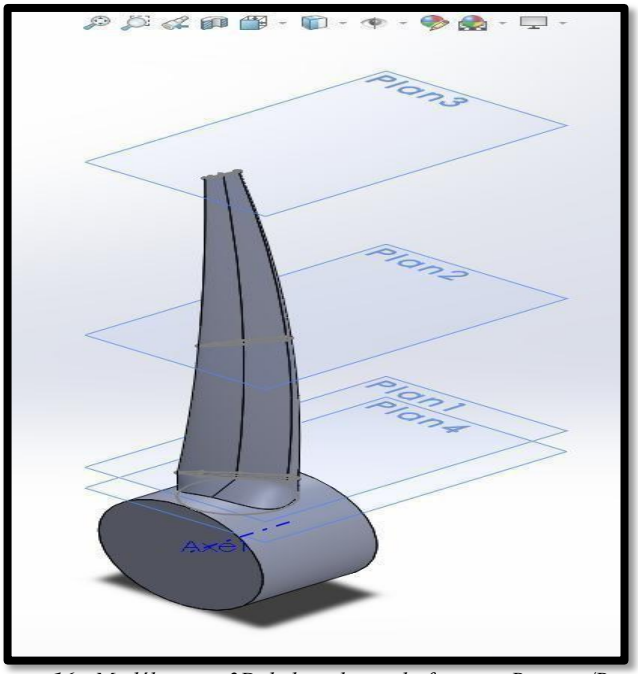


Figure 16 : *Modélisation 3D de la pale par la fonction Bossage/Base*

II.3.06 Création de la pale en 3D

Utilisation de : Boss/Base surélevé(e) Liste des trois sections
Résultat : Palissade à section variable Géométrie de torsion

II.3.07 Utilisation : Motif circulaire

Nombre de bandes : 8
Angle de répartition : 45°

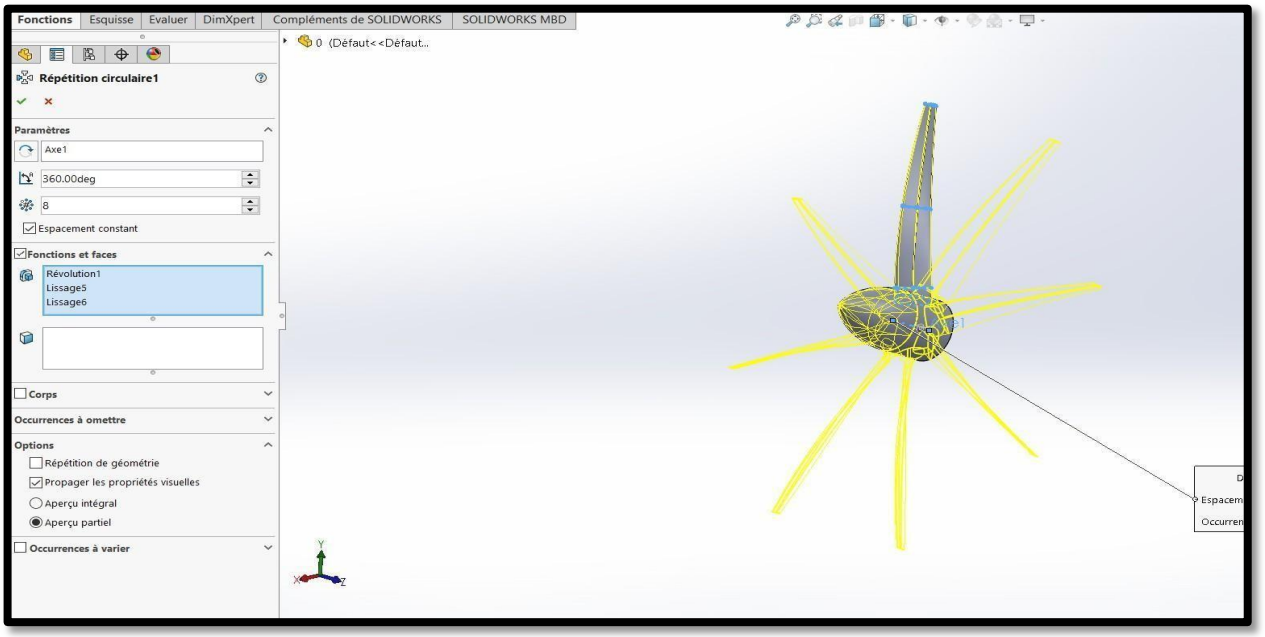


Figure 17 : *Multiplication des pales par répétition circulaire*

II.4 Attribution du matériau

Application du matériau adapté : Composite Ou alliage d'aluminium.

II.5 Les domaines de calcul

Le premier domaine est un cylindre élaboré par cercle tracé au centre de l'hélice avec un diamètre supérieur à son Diamètre extérieur, puis une opération d'extrusion a été réalisée pour le Transformer en un solide 3D (cylindre) contenant entièrement l'hélice Désactiver l'option « Fusionner les résultats ».

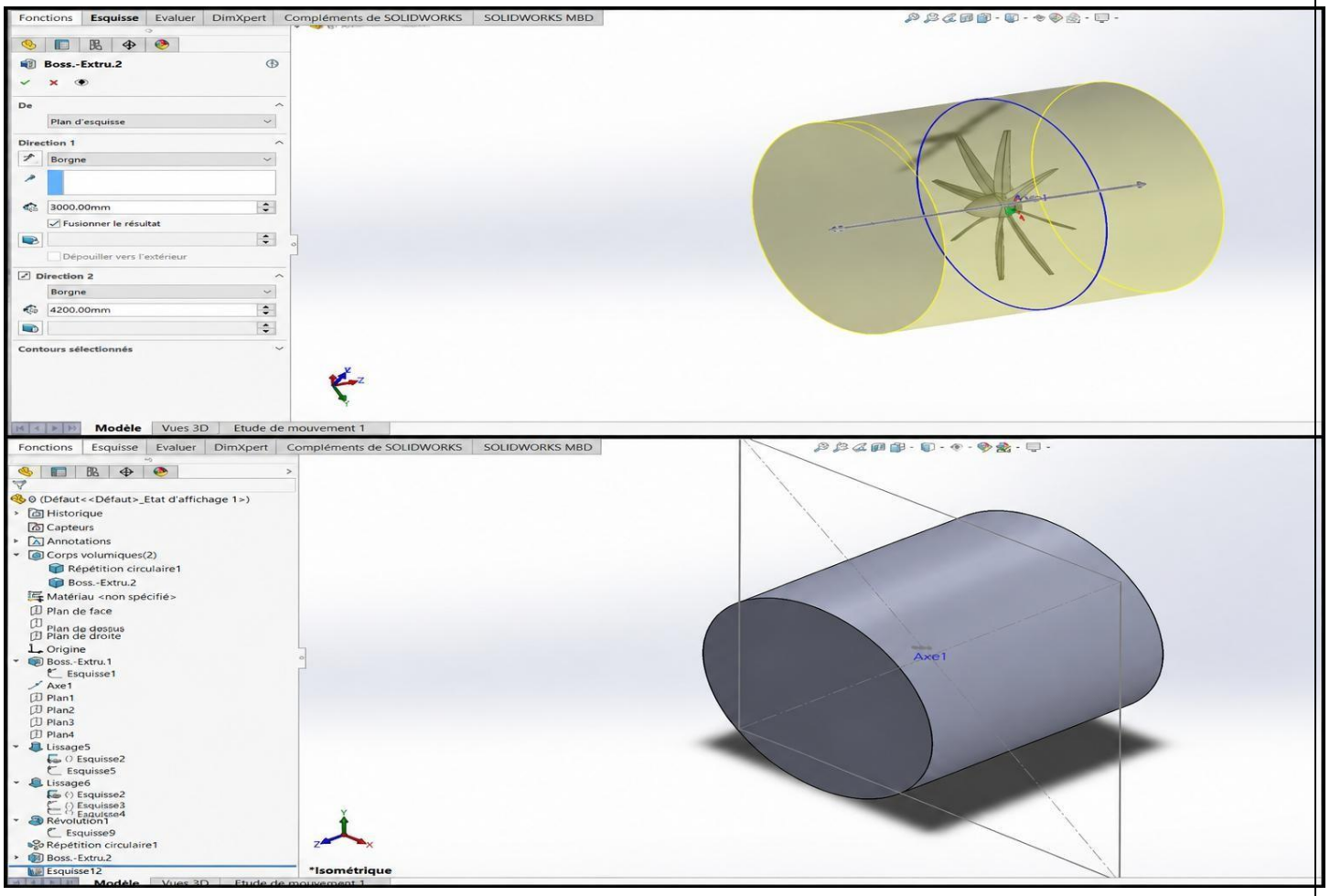


Figure 18 *: Création du volume de contrôle cylindrique*

Ensuite, de la même manière, nous dessinons un rectangle de façon à contenir entièrement le cylindre, puis nous le transformons en un solide 3D.

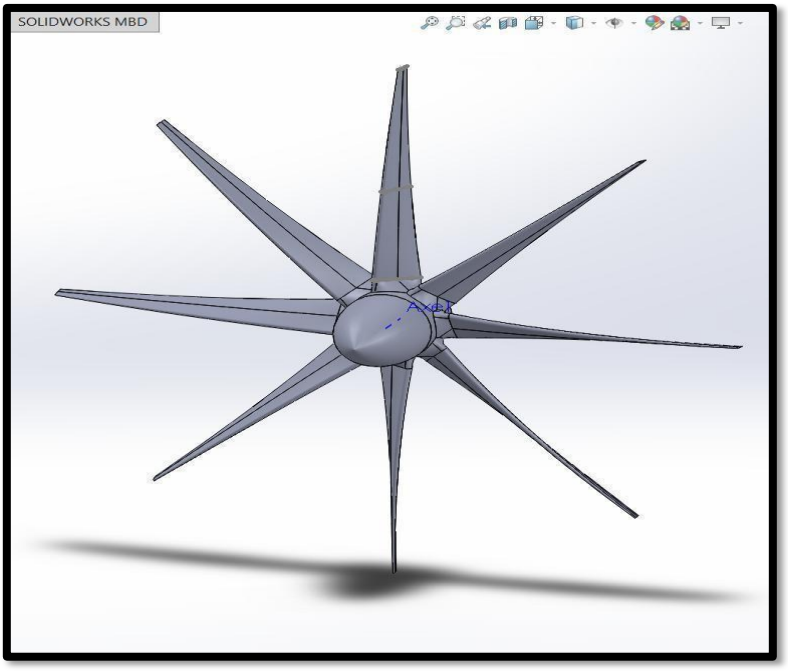


Figure 19 : *Géométrie tridimensionnelle finale de l'hélice*

II.6 Sauvegarde au format IGES

Le format IGES (Initial Graphics Exchange Specification) est une norme d'échange de données de conception assistée par ordinateur (CAO). Il est indispensable pour le transfert de modèles d'ingénierie 2D et 3D (composés de surfaces, de courbes et d'éléments de base) entre différents logiciels d'ingénierie tels que SolidWorks, CATIA, AutoCAD et ANSYS. C'est une solution très pratique pour la conception d'une pièce dans un logiciel comme SolidWorks, lorsque l'on souhaite la rendre compatible avec un autre environnement de travail : il suffit de suivre le chemin : Fichier → Enregistrer sous → IGES (.igs ou .iges)

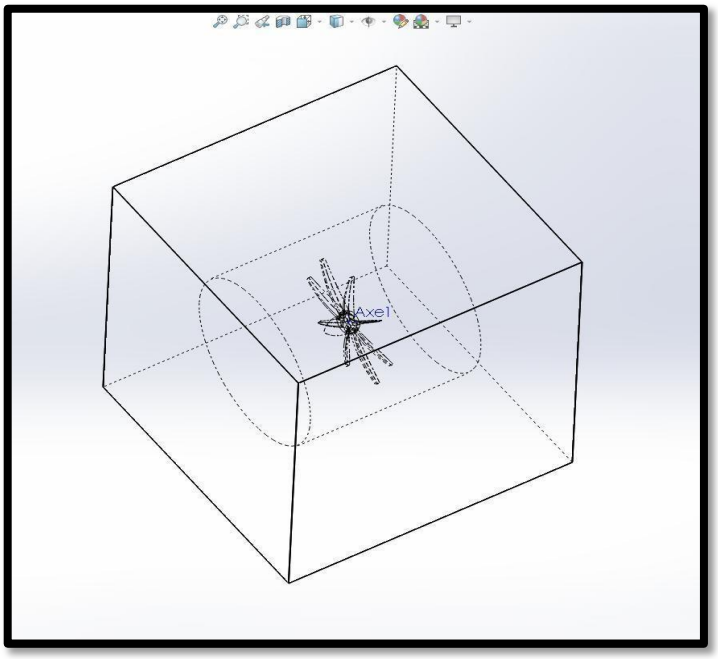


Figure 20 : *Vue d'ensemble de la géométrie finale*

II.7 Conclusion

Comme nous l'avons exposé dans ce chapitre, le processus de modélisation numérique constitue l'étape fondamentale des études d'ingénierie modernes. L'utilisation du logiciel SolidWorks nous a permis de passer des concepts théoriques et historiques des structures de torsion des ailes à une concrétisation géométrique précise de l'hélice de l'avion.

En suivant une méthodologie de conception paramétrique, nous avons pu : Matérialiser les caractéristiques géométriques complexes des pales, en prenant en compte la variation des angles de vrillage pour garantir l'efficacité de l'écoulement aérodynamique.

Appliquer les fonctions avancées du logiciel, allant du tracé des profils aérodynamiques à l'utilisation des techniques de lissage (Lofting) et à la représentation tridimensionnelle du moyeu.

Préparer le modèle géométrique pour les tests en environnement de simulation, en définissant le domaine volumique qui contiendra l'écoulement du fluide.

L'aboutissement de cette étape constitue une phase décisive, car elle nous fournit le « modèle numérique » indispensable pour aborder le chapitre suivant. Ce dernier sera dédié à l'étude de simulation numérique (CFX) afin d'analyser les interactions aérodynamiques complexes autour de l'hélice en mouvement, et d'évaluer les performances de poussée et de traînée en se basant sur les équations physiques de l'écoulement turbulent.

CHAPITRE III
Simulation avec ANSYS CFX

III.1 Introduction au logiciel ANSYS CFX

définition : Après avoir achevé l'étape de conception géométrique sous SolidWorks, nous abordons à présent la phase cruciale de l'analyse dynamique par le biais de la simulation numérique. Pour cette étude, nous avons opté pour le logiciel ANSYS CFX, reconnu comme une solution de référence industrielle pour la simulation des turbomachines et des écoulements rotatifs complexes. L'intérêt majeur de CFX réside dans sa robustesse et sa précision lors du traitement des domaines tournants (Rotating Frames), ce qui permet de reproduire fidèlement le comportement physique de l'hélice en mouvement. Pour garantir la fiabilité des résultats, nous avons mis en œuvre les aspects techniques suivants :

Modèle de turbulence k−ω (SST) :

Nous avons choisi le modèle Shear Stress Transport (SST). Ce modèle hybride est particulièrement performant pour prédire avec précision le déclenchement et l'ampleur du décollement de l'écoulement (Flow Separation) sous l'effet de gradients de pression défavorables. Il combine la précision du modèle k−ω près des parois avec la robustesse du modèle k−ϵ dans l'écoulement libre.

III.1.1 Maillage et Couche Limite (Inflation) :

La mise en œuvre du modèle k−ω impose des exigences strictes en matière de maillage. Nous avons appliqué des couches d'Inflation autour des pales pour capturer les phénomènes visqueux au sein de la couche limite, en veillant à ce que la valeur du y+ soit optimisée pour une résolution précise des gradients de vitesse.

III.1.2 Objectifs de la Simulation :

Cette approche numérique vise à extraire les caractéristiques aérodynamiques de l'hélice, notamment la poussée (Thrust) et le couple (Torque), afin d'évaluer ses performances globales dans différentes conditions opératoires.

III.2 Interface du projet de simulation numérique (Fluid Flow CFX) sous l'environnement ANSYS Workbench.

La Description suggérée : Voici l'interface du logiciel ANSYS Workbench telle qu'elle apparaît lors de son ouverture initiale, présentant le schéma du projet (Project Schematic) dédié à une étude de mécanique des fluides numérique (CFD) via le solveur CFX. Le système d'analyse se compose de plusieurs étapes séquentielles : il commence par l'importation de la géométrie (Geometry), suivie de l'étape de génération du maillage (Mesh) qui apparaît ici comme une étape nécessitant une mise à jour (indiquée par l'icône circulaire verte). Viennent ensuite les phases de configuration des paramètres physiques et des conditions aux limites (Setup), de résolution numérique (Solution), et enfin d'analyse des résultats (Results).

Nous avons importé le modèle géométrique au format IGS et l'avons ouvert dans l'environnement DesignModeler via l'option "Edit Geometry", afin de le traiter et de le préparer avant de lancer le processus de simulation.

III.3 Importation de la géométrie de l'hélice et configuration des Domaines de calcul dans Design Modeler.

Description : Cette image présente l'interface de l'outil Design Modeler, où le modèle numérique de l'hélice a été importé pour définir les domaines de calcul. Le graphique 3D montre le domaine externe (statique) et le domaine cylindrique interne entourant l'hélice, une étape indispensable pour simuler le mouvement de rotation ultérieurement. L'arborescence du projet (Tree Outline) affiche trois corps distincts (3 Parts, 3 Bodies).

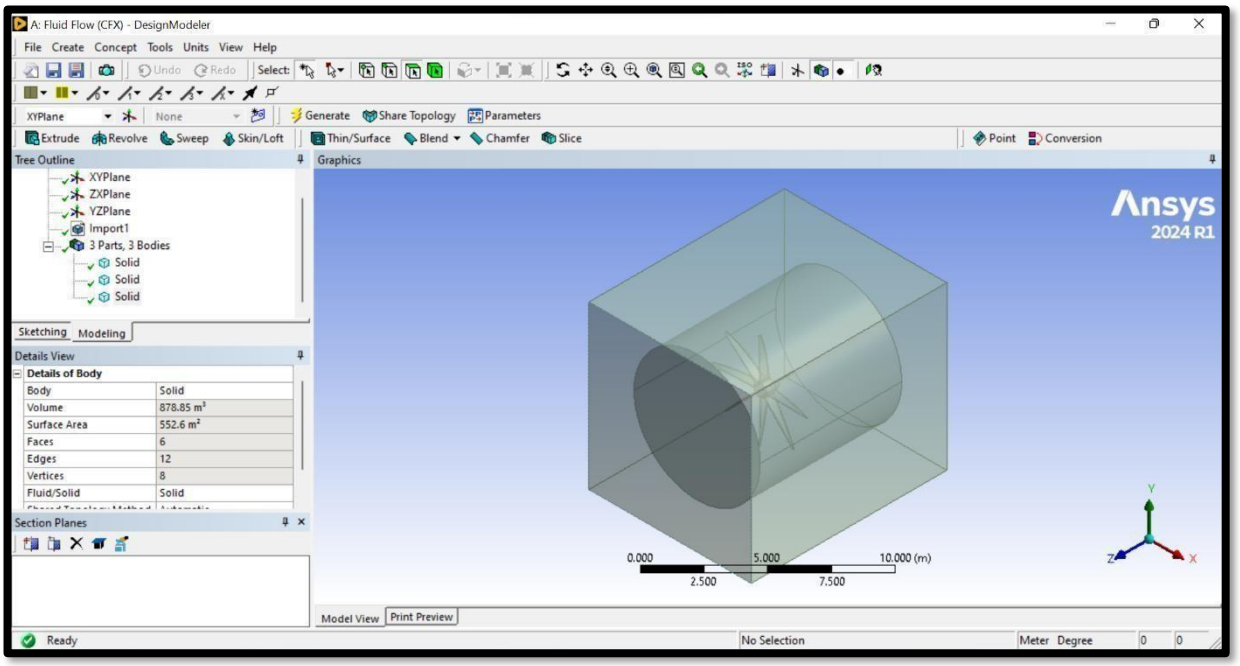


Figure21 : *Importation de la géométrie et visualisation des domaines fluides dans Ansys DesignModeler.*

III.4 Menu « Construire » de Design Modeler et sélection de L'opération booléenne.

Boolèenne 1 :

Nous avons utilisé cette fonction qui nous permet de soustraire le volume du l'hélice du cylindre et du cube qui l'entourent. L'objectif est de créer une cavité représentant la surface solide du l'hélice tout en supprimant ce dernier.

Boolèenne 2 :

De la même manière, nous avons soustrait le volume du cylindre du cube tout en conservant le cylindre, afin d'éviter toute superposition (interférence) entre les deux formes.

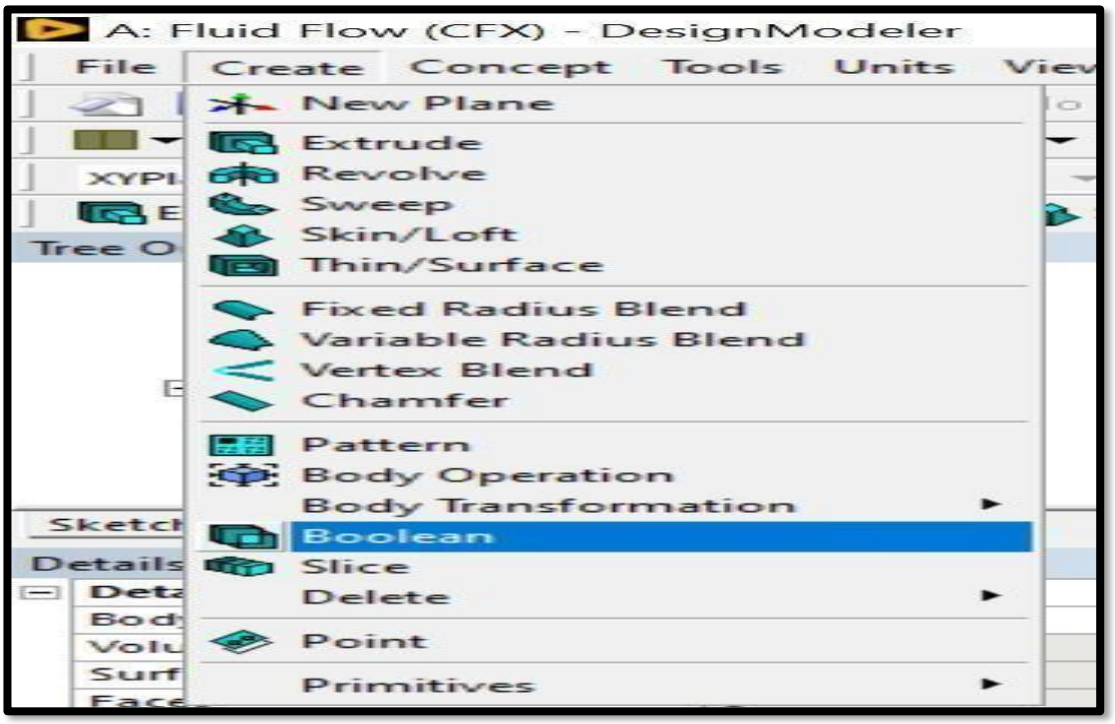


Figure 22 : *Sélection de l'opération booléenne (Boolean)*

III.5 Arborescence du projet (Tree Outline) montrant le Résultat final des opérations booléennes.

Description : Nous souhaitions ici illustrer la séquence d'opérations dans l'arborescence du projet après l'exécution de deux opérations logiques (Boolean1 et Boolean2). Le résultat final présente deux corps distincts (2 parties, 2 corps) : le domaine rotatif (cylindrique) et le domaine stationnaire environnant. Des coches vertes confirment la réussite de toutes les étapes, de l'importation au traitement.

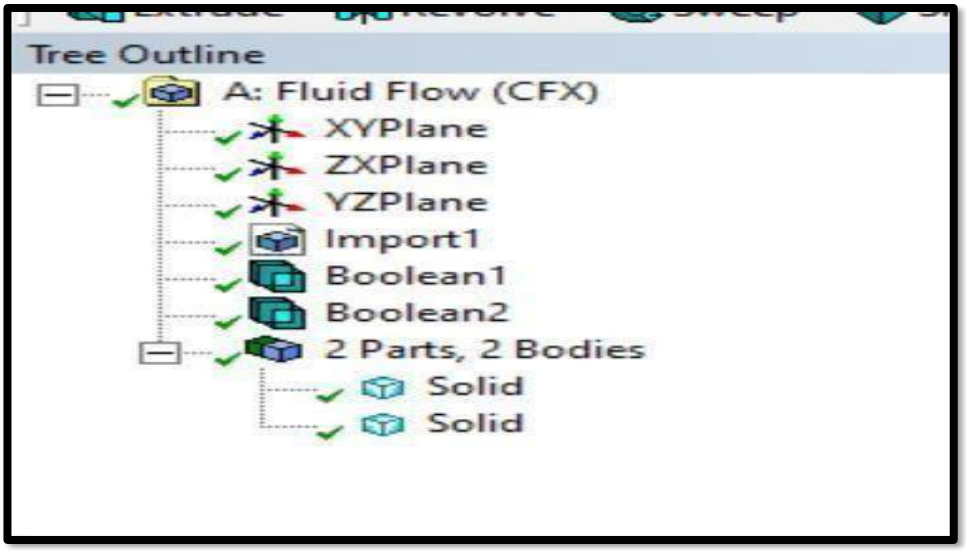


Figure 23 : *Arbre de création (Tree Outline) après l'application des opérations booléennes*

III.6 Mise à jour des composants (Update) pour le passage de la Géométrie au maillage (Mesh).

Description : À cette étape, nous avons accédé à l'environnement de création de maillage en double-cliquant dessus. Nous avons ensuite défini la taille des éléments à 0.8 m. Pour le programme et créé le maillage afin d'obtenir le résultat illustré dans l'image suivante.

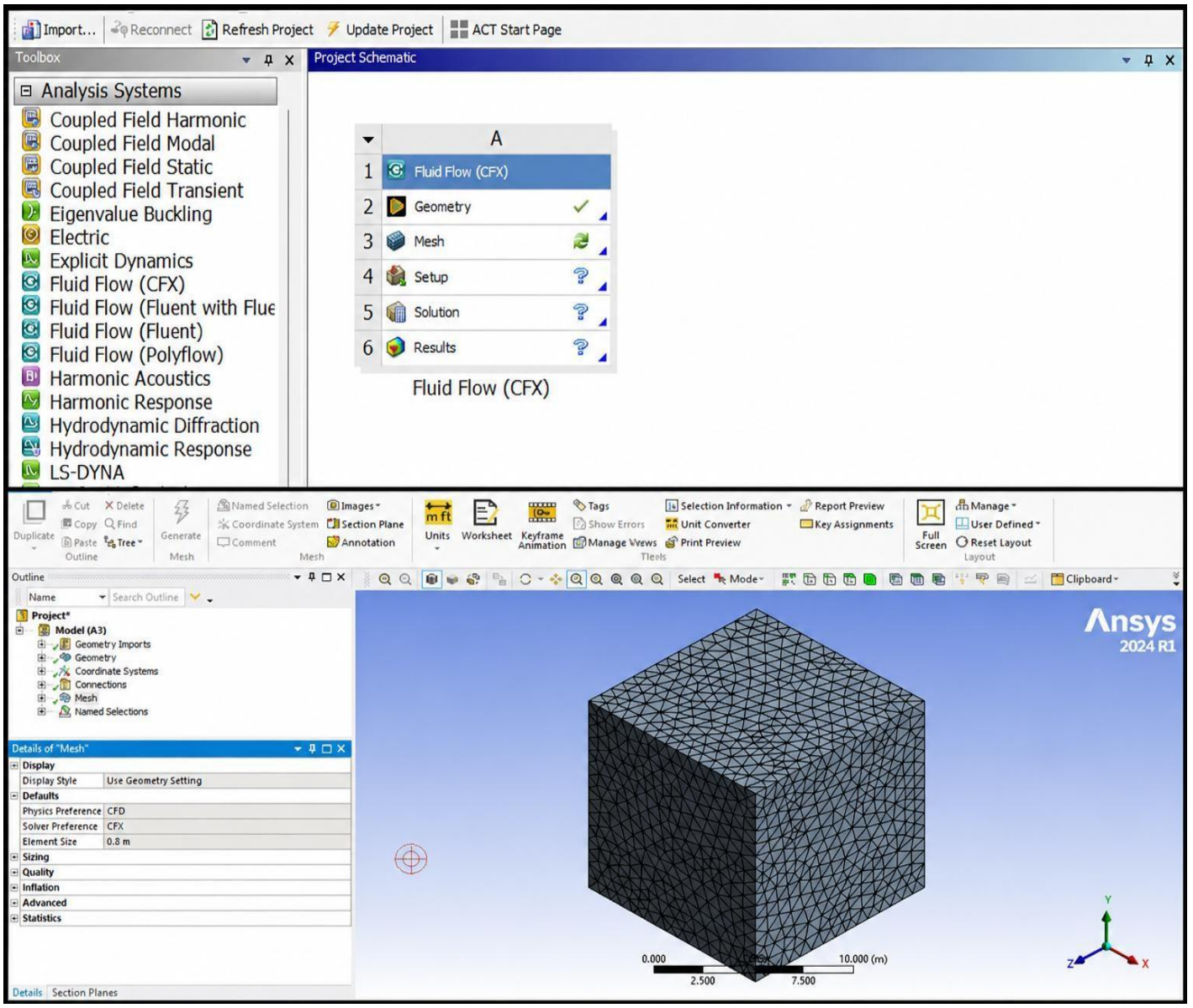


Figure 24 : *Schéma du projet sous Ansys Workbench et génération du maillage initial du domaine fluide.*

III.7 Détails du maillage généré autour des pales de l'hélice à l'aide d'un plan de coupe (Section Plane).

Description : Voici à quoi ressemble le processus de maillage dans ANSYS. Nous avons utilisé l'outil Plan de section pour visualiser la structure interne du maillage autour des pales du l'hélice. Un maillage non structuré, composé de tétraèdres.

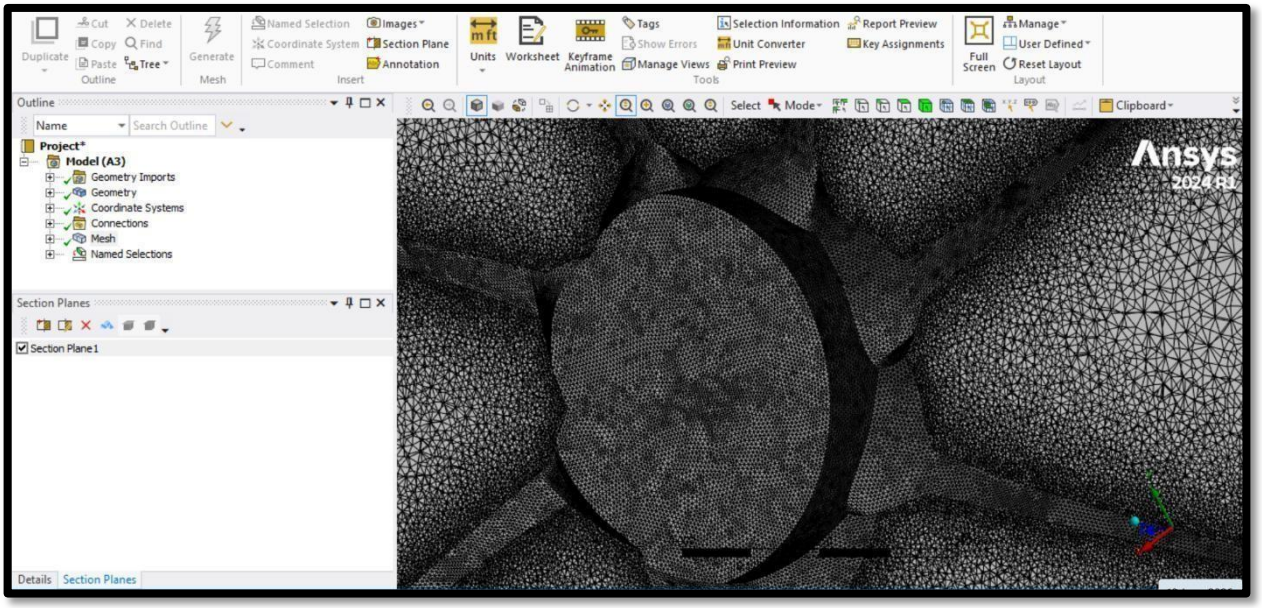


Figure 25: *Vue en coupe plane (Section Plane) du maillage*

III.8 Configuration des couches d'inflation et raffinement du Maillage au niveau de la couche limite.

Description : Nous avons ici optimisé et généré des couches de l'inflation autour des surfaces des pales du l'helice. L'épaisseur de la première couche a été fixée avec une grande précision ($2{,}9567 \times 10^{-6}$ mètres) afin d'obtenir une valeur appropriée pour y+ ,
avec un maximum de 8 couches et un taux de croissance de 1,2.
Ce tableau est utilisé pour configurer la taille des éléments (Sizing) et affiner le maillage à proximité des surfaces des pales, afin de capturer la couche limite (Boundary Layer) avec une haute précision.

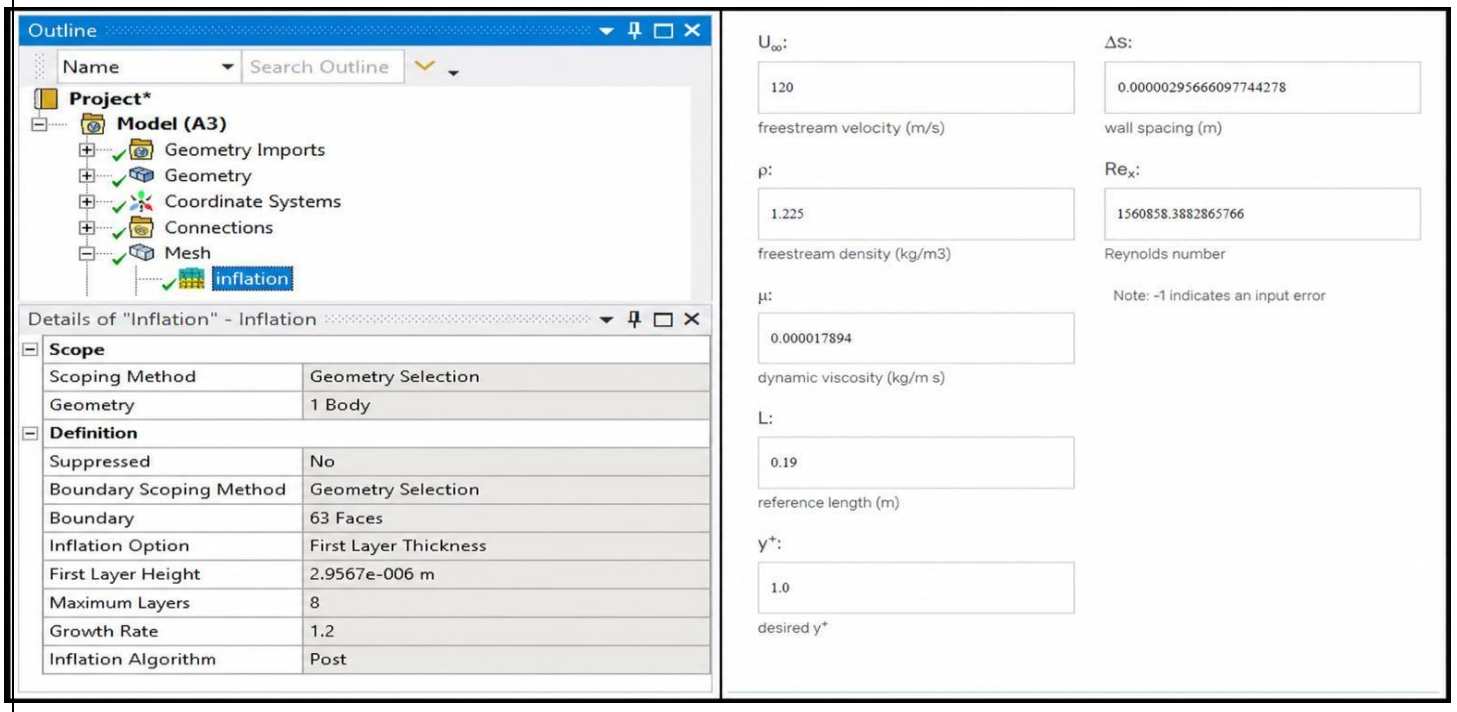


Figure 26: *Concordance des données théoriques et numériques pour le paramétrage de la couche limite.*

Le zoom microscopique de l'image suivante illustre la réussite du processus de génération : les couches d'éléments prismatiques sont parfaitement alignées autour des arêtes vives de la pale. Cette étape est cruciale pour capturer les forts gradients de vitesse et de pression au sein de la couche limite, ce qui est essentiel pour estimer avec précision la traînée aérodynamique et les turbulences induites par la rotation du l'helice.

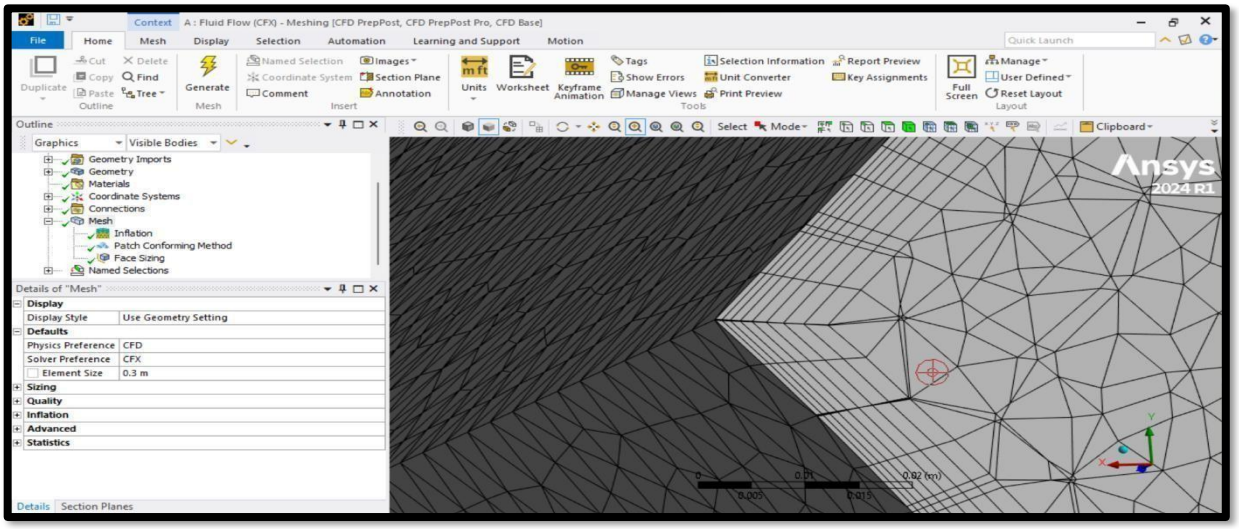


Figure 27 : *Visualisation des couches d'inflation aux frontières de la paroi.*

III.9 Application de la méthode Patch Conforming pour la génération du maillage volumique.

Nous avons attribué une méthode de génération au domaine volumique externe (two Body). La vue des détails montre le choix du maillage tétraédrique (Méthode: Tetrahedrons) avec l'activation de l'algorithme d'adaptation superficielle (Algorithm: Patch Conforming). Cet algorithme garantit le maintien rigoureux de toutes les frontières et surfaces géométriques externes et internes (y+ compris les interfaces de communication entourant l'hélice). La génération du maillage commence d'abord à partir des surfaces et des limites solides, puis s'étend pour remplir entièrement le volume interne, ce qui assure une excellente qualité des éléments au niveau de l'intersection des domaines.

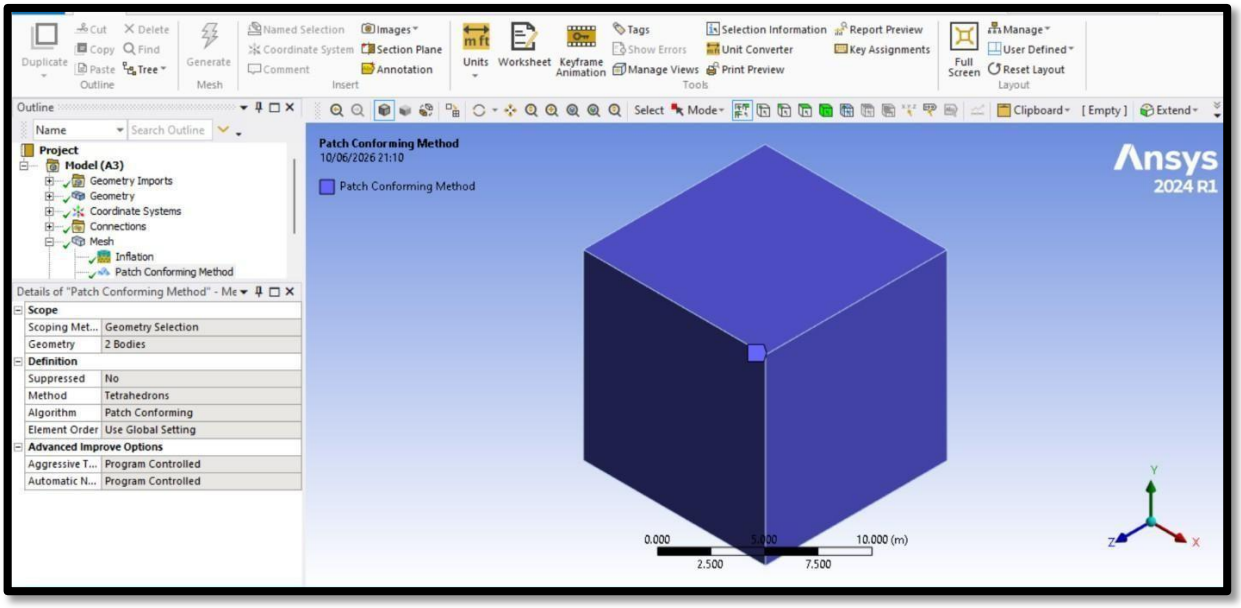


Figure 28: *Sélection de l'algorithme Patch Conforming*

III.10 Configuration du contrôle local de la taille des éléments sur les surfaces (Face Sizing) des pales.

Ici, nous avons configuré l'outil Face Sizing qui a été appliqué aux surfaces délimitant la cavité de l'hélice au sein du domaine de calcul, englobant 63 faces (63 Faces) représentant les frontières des pales et du moyeu. La taille fixe des éléments (Element Size) a été définie à$7{,}5 \times 10^{-3}$ mètre (7,5 mm) avec l'activation de la fonction de capture de la courbure (Capture Curvature: Yes). Cette opération vise à imposer un maillage fin et hautement homogène sur les surfaces aérodynamiques complexes et gauchies de la cavité ainsi que sur ses bords d'attaque et de fuite (Leading and Trailing edges). Cela permet d'éviter la distorsion des éléments de fluide environnants et de garantir une capture précise des variations directes de pression et de vitesse résultant de l'interaction entre le fluide et les limites géométriques de l'hélice rotative.

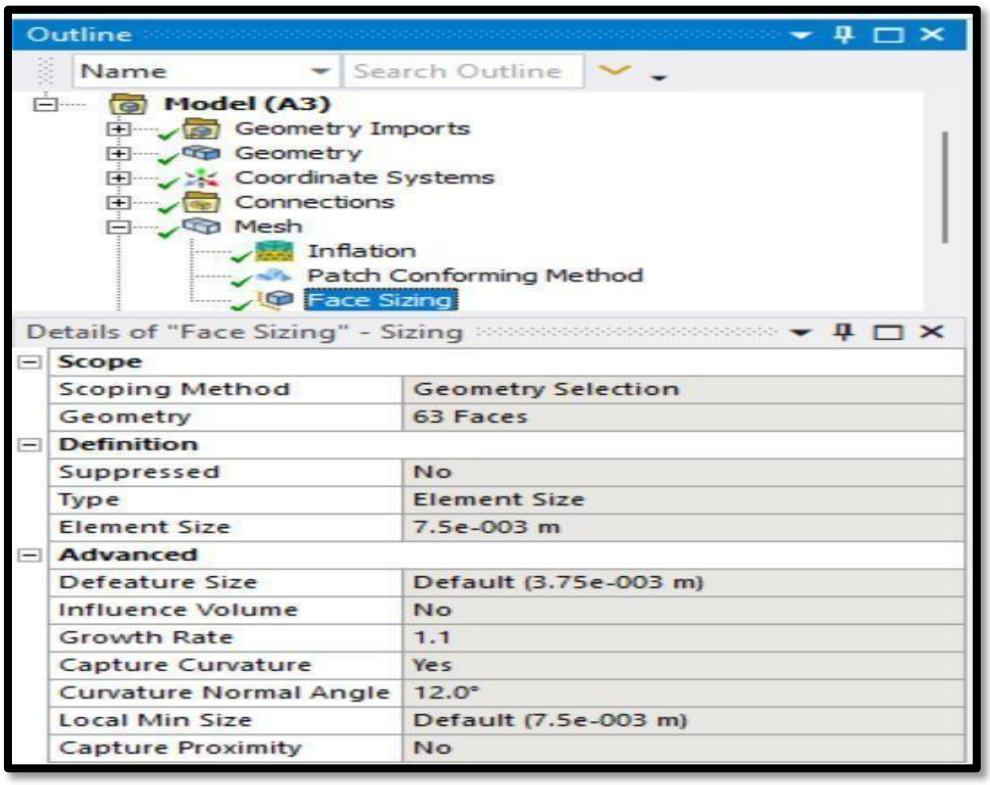


Figure 29 : *Spécification des tailles d'éléments surfaciques (Face Sizing) sous Ansys.*

III.11 Paramètres de qualité du maillage basés sur la qualité orthogonale (Orthogonal Quality).

Cette capture d'écran présente les statistiques de qualité des éléments volumiques selon le critère de la qualité orthogonale (Orthogonal Quality), qui est le paramètre le plus critique sous ANSYS CFX pour évaluer la distorsion des éléments. L'option de lissage supérieur (Smoothing: High) a été activée pour optimiser la géométrie des éléments. En comparant les résultats numériques obtenus avec les standards académiques recommandés en CFD, nous pouvons valider la qualité du maillage comme suit : Valeur Minimale (Min = 0.17449) : En CFD, il est requis que la qualité orthogonale minimale soit strictement supérieure à 0.01, et idéalement supérieure à 0.1 pour éviter la divergence du calcul. La valeur obtenue (0.174) se situe largement dans la zone de sécurité admissible.

Valeur Moyenne

(Average = 0.7897) : La moyenne générale du maillage frôle 0.79 (sachant que la qualité parfaite est égale à 1). Cela représente une excellente qualité globale et confirme la précision de la discrétisation spatiale.

Écart-type (Standard Deviation = 0.11277) : la faible valeur de l'écart-type indique une grande homogénéité et une uniformité dans la qualité de la majorité des éléments, évitant ainsi des sauts de taille brusques entre les mailles adjacentes.

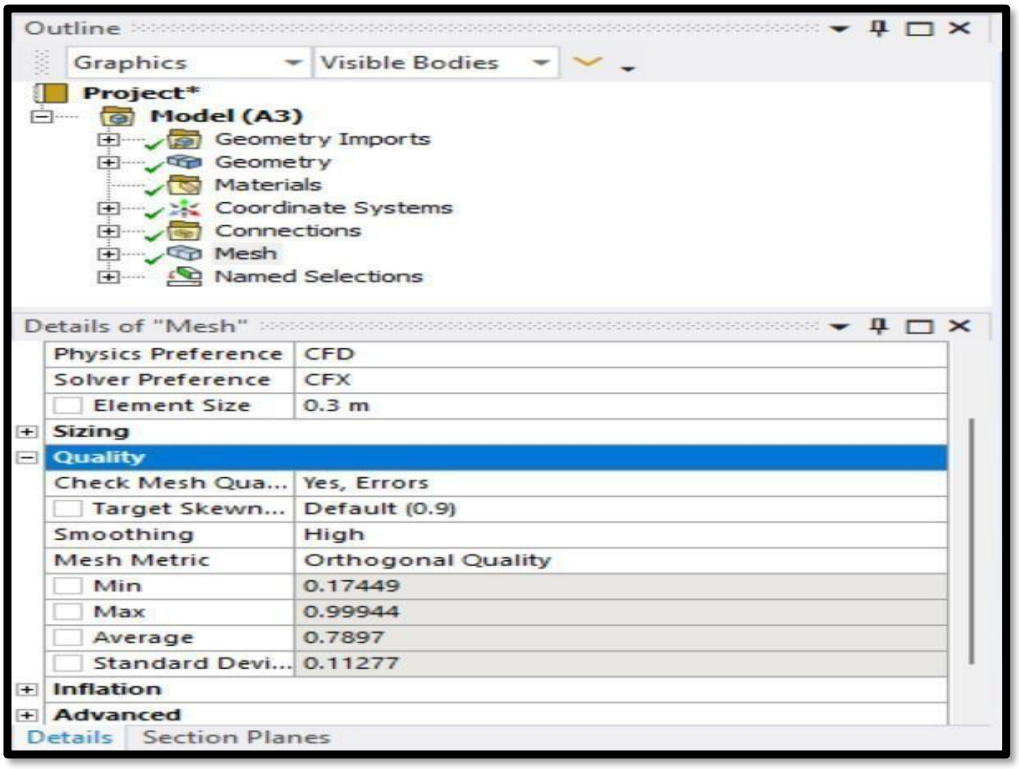


Figure 30 : *Statistiques de contrôle de la qualité du maillage*

III.12 Définition des régions limites (Sélections nommées)

Cette image illustre une étape cruciale de la configuration du modèle : la définition et la dénomination des différentes surfaces et régions du domaine de calcul à l'aide de la propriété Sélections nommées .

La liste affiche des noms définis tels que :

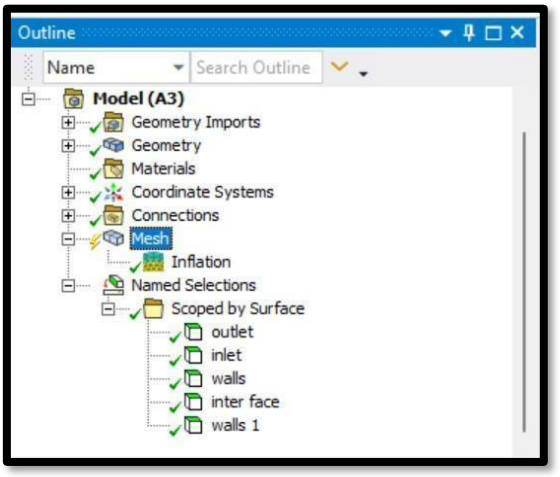


Figure 31 : *Cette image représente les régions limites*

Inlet (Entrée) :
pour définir la région d'entrée du flux.

Outlet (Sortie):
pour définir la région de sortie du flux.

Walls (Parois) :
pour définir les surfaces solides environnantes.

Interface :
pour définir l'interface entre les domaines stationnaire et rotatif.

Ces étiquettes sont essentielles car elles permettent au solveur d'identifier les emplacements où les conditions aux limites seront appliquées ultérieurement.

III.13 Mise à jour du Maillage pour l'accès à l'étape de Configuration (Setup)

Cette image illustre l'interface ANSYS Workbench après la finalisation de l'étape de maillage. Nous avons effectué un clic droit sur la cellule Mesh pour sélectionner l'option "Mettre à jour" (Update).

Cette action est essentielle pour :

Valider les modifications : Confirmer l'application de tous les paramètres de maillage et des Named Selections définis précédemment.

Transférer les données : Transmettre l'intégralité du modèle numérique et de la logique de maillage vers l'environnement Setup.

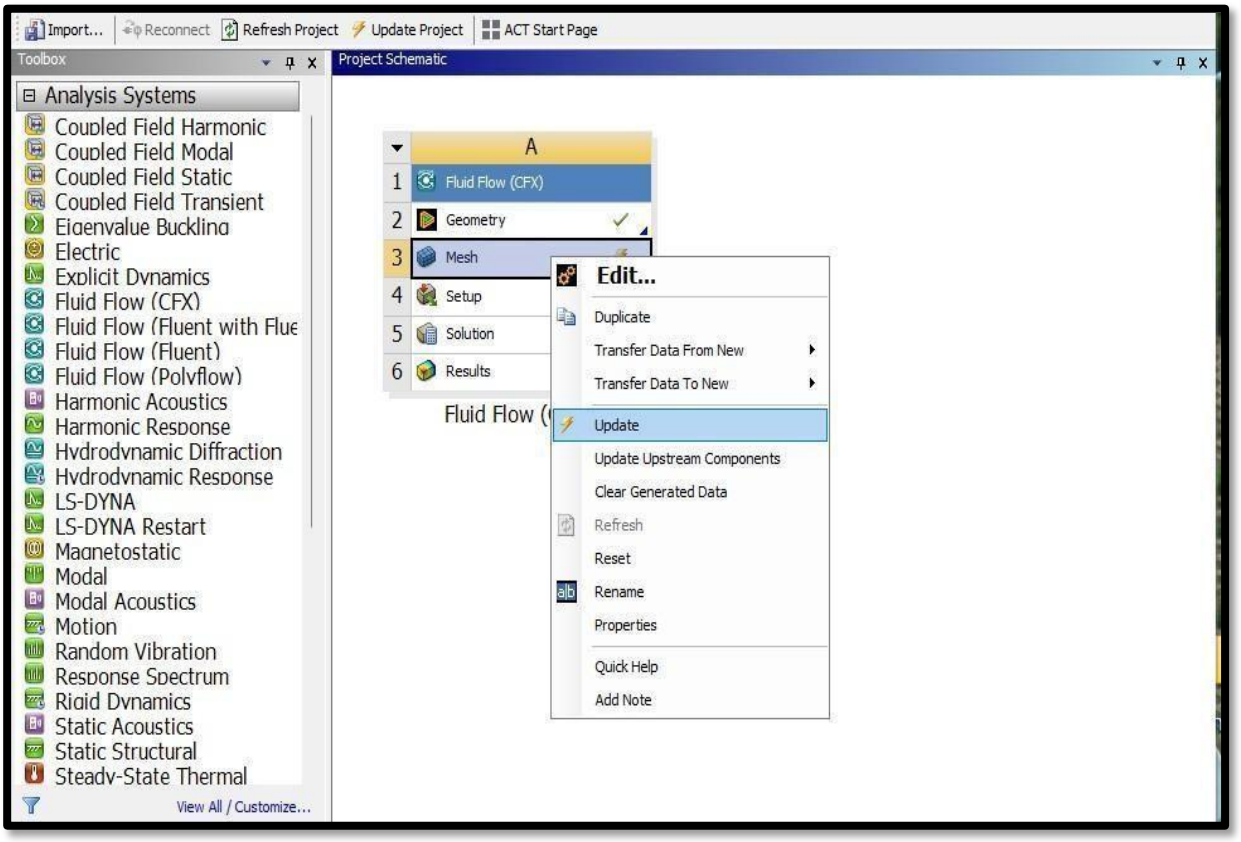


Figure 32 : *Mise à jour des données du maillage (Update)*

III.14 Initialisation de l'environnement CFX-Pre et définition des domaines

Cette étape marque le passage à la phase de configuration physique dans ANSYS CFX-Pre. Sur l'image, on aperçoit le modèle maillé prêt pour le paramétrage. Les actions clés à ce stade sont :

Importation des données : Le transfert automatique du maillage et des sélections nommées depuis l'étape précédente.

Définition des domaines : Configuration du fluide et des modèles de turbulence dans le Default Domain.

Gestion des interfaces : Utilisation de l'onglet Interfaces pour lier le domaine rotatif (cylindre) au domaine stationnaire (cube), assurant ainsi la continuité du flux aérodynamique.

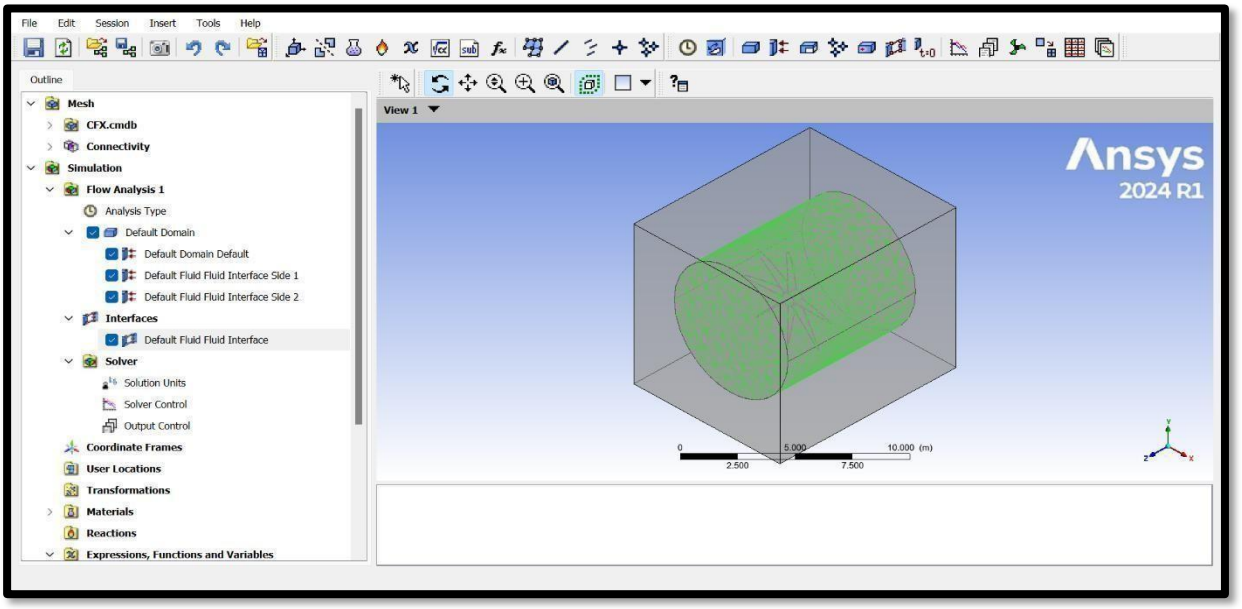


Figure 33 : *Importation du maillage et identification de l'interface*

III.15 Définition des conditions aux limites de l'Inlet (entrée du flux)

Cette capture d'écran illustre l'étape de configuration de la condition aux limites pour l'Inlet (Boundary 1) Les paramètres suivants ont été définis pour la simulation : Régime de flux (Flow Regime) : Configuré sur Subsonic. Masse et quantité de mouvement (Mass and Momentum) : Une vitesse normale (Normal Speed) de 120 m/s a été imposée.

Turbulence : Une intensité de turbulence moyenne (Medium Intensity = 5%) a été sélectionnée par défaut.

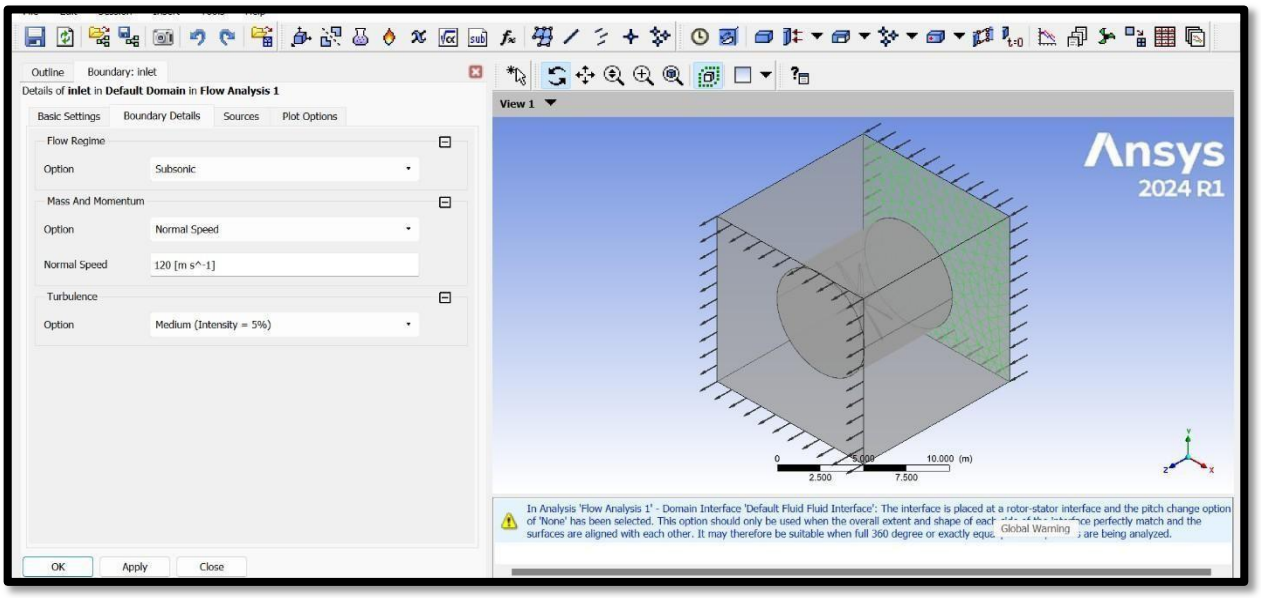


Figure 34 : *Définition de la condition limite d'entrée du domaine fluide*

III.16 Définition des conditions aux limites de l'Outlet (sortie du flux)

Cette image illustre la configuration de la condition aux limites pour l'Outlet. Les paramètres suivants ont été appliqués pour assurer la convergence du calcul : Régime de flux (Flow Regime) : Défini sur Subsonic.
Masse et quantité de mouvement (Mass and Momentum) : L'option Average Static Pressure a été sélectionnée.
Pression relative (Relative Pressure) : Fixée à 0 [Pa], ce qui correspond à une sortie à la pression atmosphérique relative.
Moyenne de pression (Pressure Averaging) : Configurée sur Average Over Whole Outlet pour une distribution uniforme sur toute la surface de sortie.

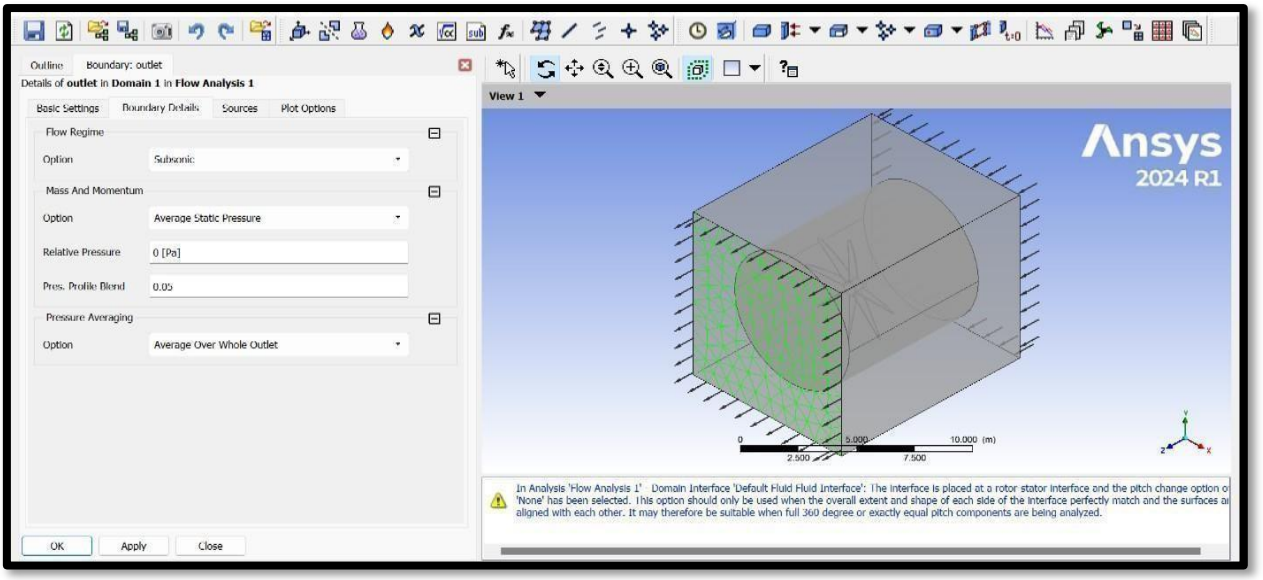


Figure 35: *Définition de la condition limite de sortie du domaine fluide.*

III.17 Configuration du domaine et des paramètres de rotation (Domain \ Motion)

Définition du fluide : L'air (Air at 25 C) a été sélectionné comme fluide continu, avec une pression de référence fixée à 1 [atm].
Modèle de turbulence : Le modèle SST (Shear Stress Transport) a été choisi pour sa haute précision dans la prédiction du décollement du flux et la modélisation des écoulements près des parois des pales.
Mouvement du domaine (Domain Motion) : L'option de rotation (Rotating) a été activée pour le domaine cylindrique contenant l'hélice.
Vitesse angulaire : La vitesse de rotation a été paramétrée à 500 [tr/min].
Axe de rotation : L'axe Global Z a été défini comme centre de rotation, assurant la cohérence avec la géométrie du modèle.

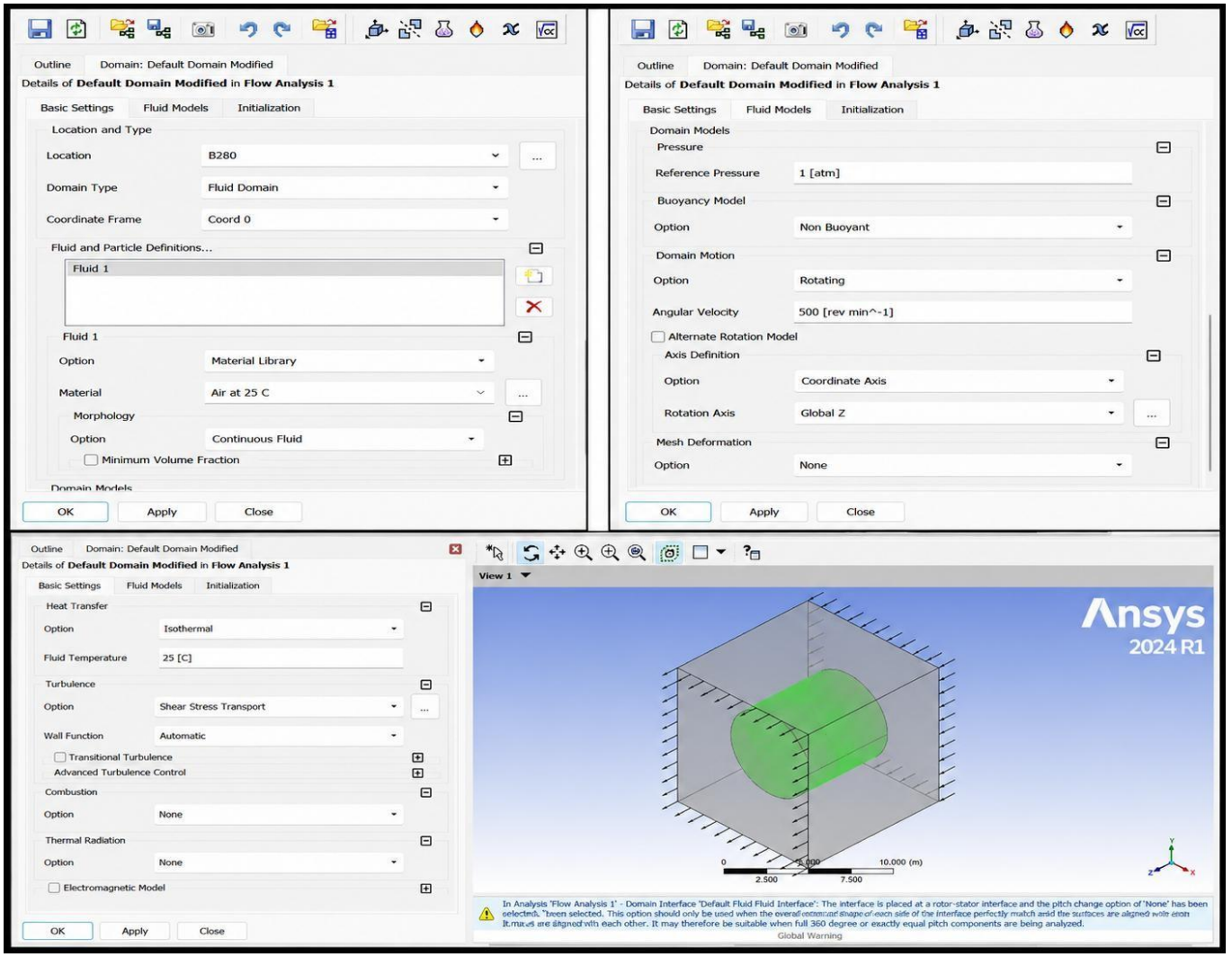


Figure 36 : *Paramétrage du domaine fluide en mouvement de rotation*

III.18 Configuration du domaine stationnaire et des propriétés du Fluide

- **Définition du matériau :** L'air (**Air at 25 C**) est défini comme fluide de travail avec une morphologie de fluide continu (**Continuous Fluid**).
- **Pression de référence :** Fixée à **1 [atm]**, ce qui constitue la valeur absolue standard pour les simulations aérodynamiques.
- **Mouvement du domaine (Domain Motion) :** Contrairement au domaine de l'hélice, ce domaine est configuré comme Stationnaire (**Stationary**), représentant l'air ambiant fixe.
- **Modèle de turbulence :** Le modèle **SST (Shear Stress Transport)** a été sélectionné afin d'assurer une transition cohérente et une précision optimale de la turbulence entre le domaine rotatif et le domaine stationnaire.
- **Modèle de flottabilité (Buoyancy) :** L'option **Non Buoyant** a été sélectionnée, indiquant que les effets de la gravité et de la flottabilité thermique ne sont pas pris en compte dans cette simulation.

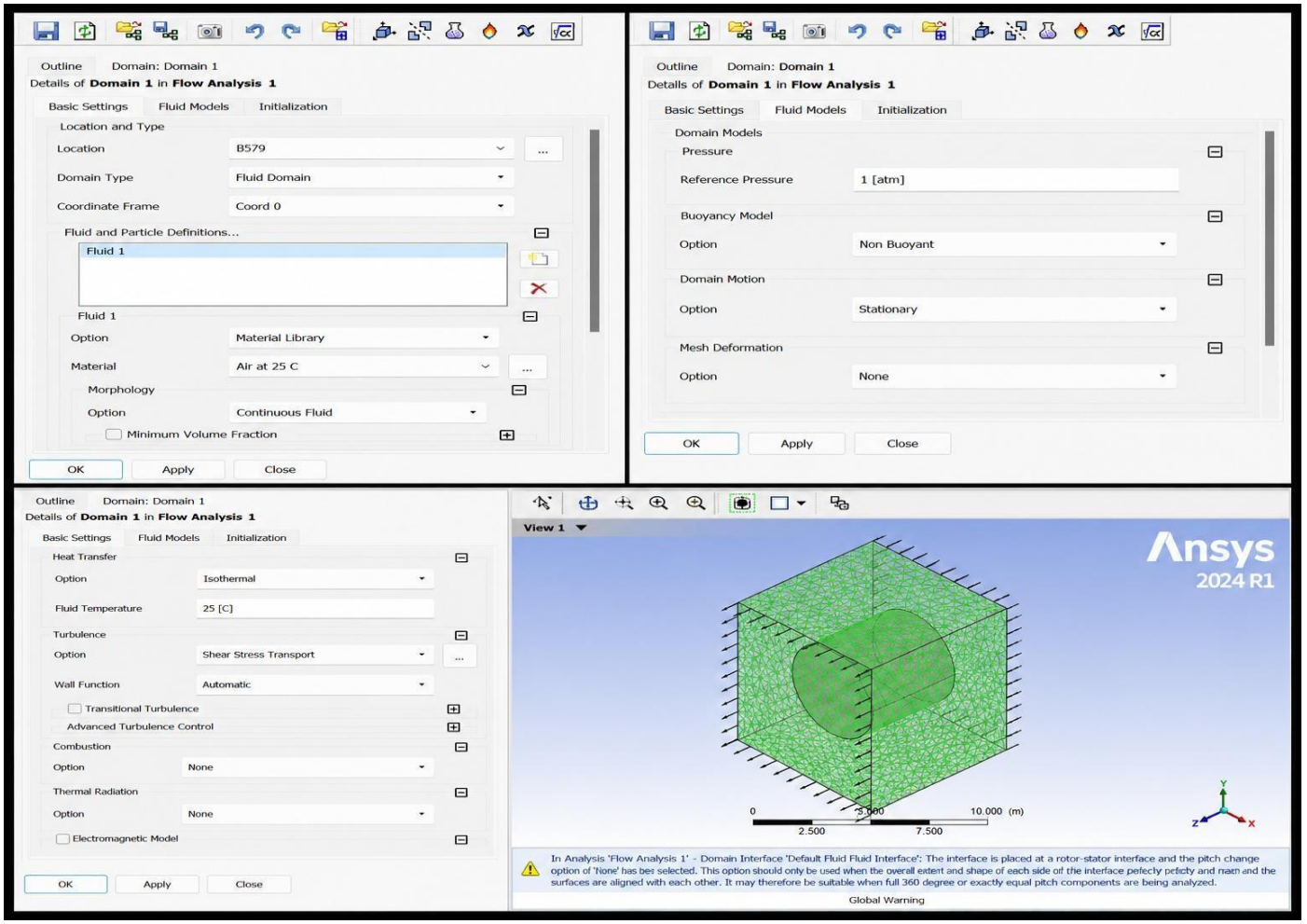


Figure 37 : *Configuration des paramètres physiques du domaine fluide stationnaire*

III.19 Définition des conditions aux limites des pales (Blade Wall)

Type de frontière : Défini comme Wall (Paroi) pour représenter les surfaces physiques des pales.
Détails de la paroi : L'option ou de non-glissement (No Slip Wall) a été appliquée, signifiant que la vitesse du fluide à la surface est égale à celle de la paroi.
Rugosité (Wall Roughness) : Configurée sur Smooth Wall pour considérer les pales comme des surfaces lisses.
Type de référentiel (Frame Type) : Réglé sur Rotating pour que le logiciel traite ces parois comme des éléments en mouvement circulaire au sein du domaine rotatif.

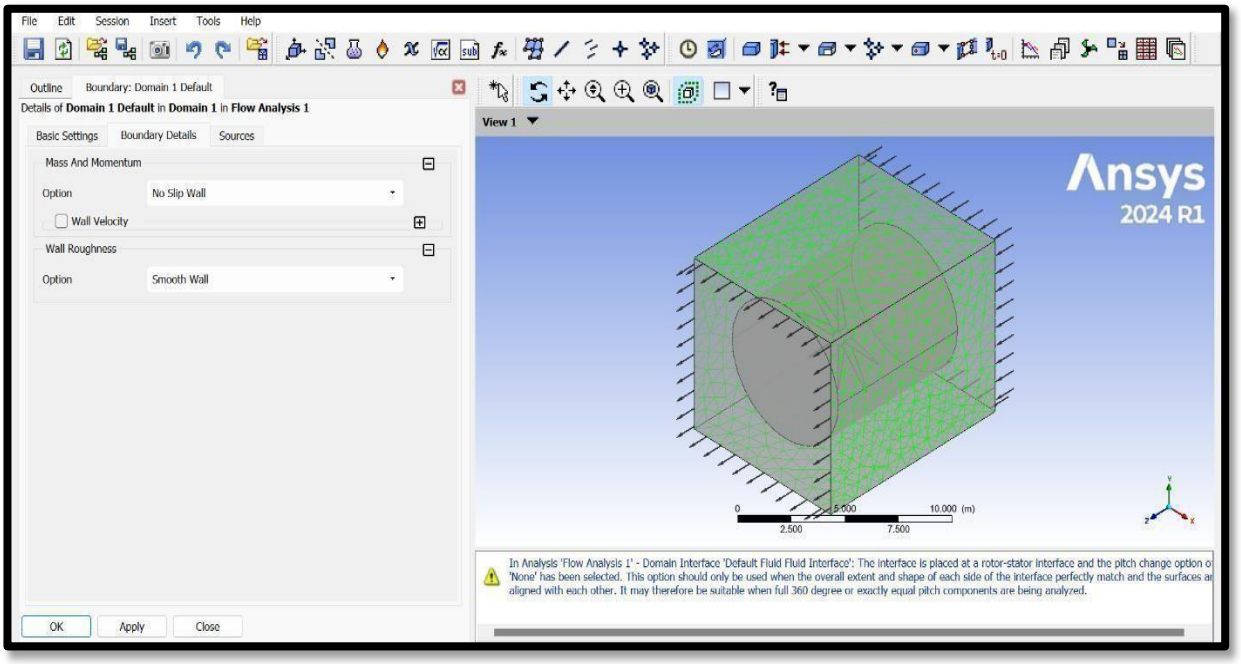


Figure38 : *Configuration de la condition aux limites de paroi*

III.20 Configuration de l'interface entre les domaines (Domain Interface)

Ces captures d'écran illustrent une étape cruciale pour assurer la continuité du flux entre le domaine rotatif (hélice) et le domaine stationnaire (environnement externe):
Type de frontière : Les surfaces de contact sont définies comme Interface, permettant l'échange de données physiques entre deux zones ayant des référentiels de mouvement différents.
Gestion des côtés (Side 1 & Side 2) : L'interface est divisée en deux parties géométriques correspondant aux deux domaines en contact. Conservation des flux (Conservative Interface Flux) : Pour les paramètres de masse, de quantité de mouvement et de turbulence, l'option Conservative Interface Flux a été activée. Cela garantit qu'aucune perte de flux ou d'énergie ne se produit lors du passage à travers l'interface, préservant ainsi la précision numérique.

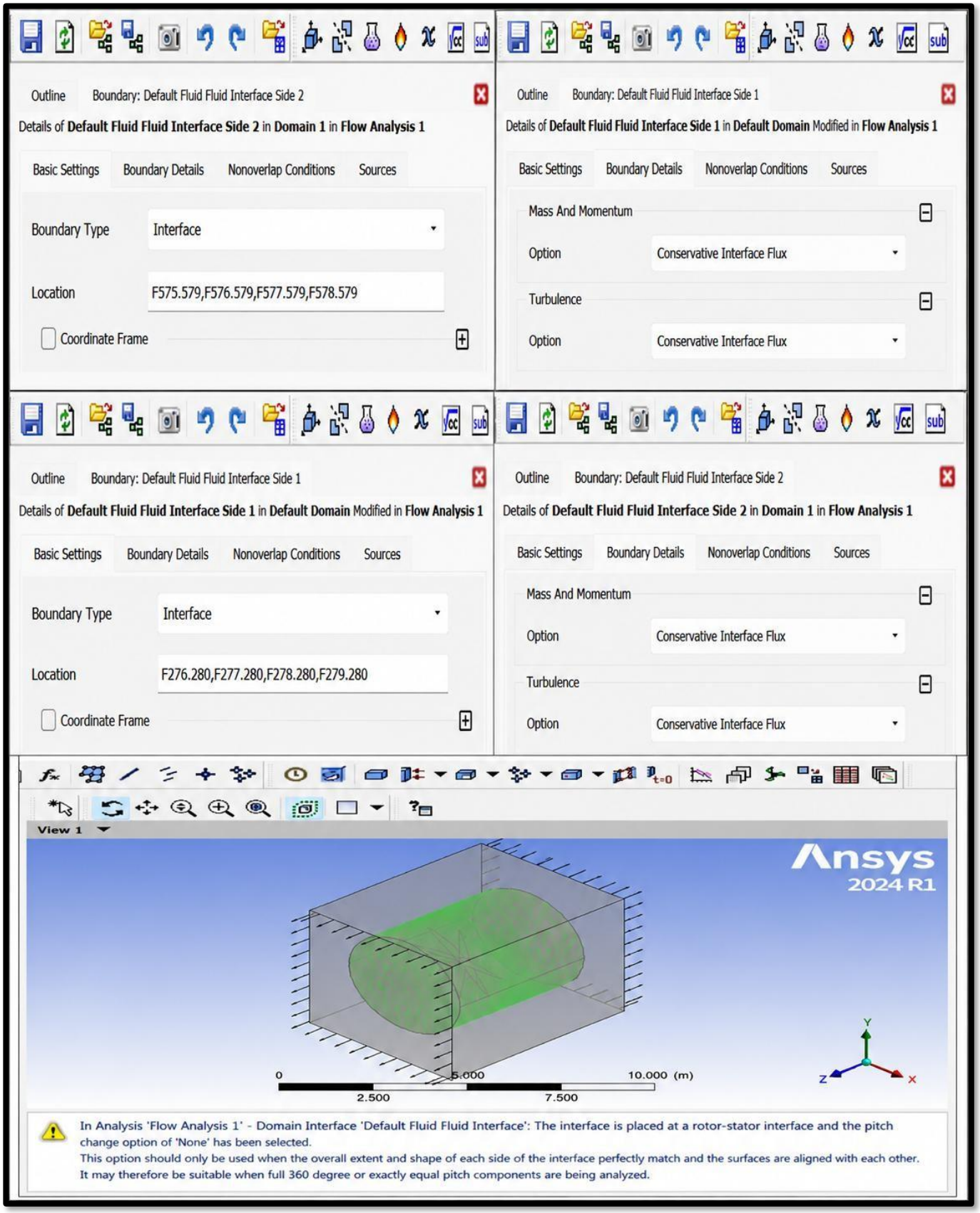


Figure 39 : *Configuration de la condition aux limites de paroi*

III.21 Configuration des conditions aux limites des parois par Défaut

Type de frontière : Défini comme Wall (Paroi) pour délimiter physiquement l'espace fluide.
Condition d'adhérence (No Slip Wall) : Cette option est activée pour imposer une vitesse nulle du fluide par rapport à la paroi, simulant ainsi les effets de viscosité.
Rugosité (Smooth Wall) : Les surfaces sont considérées comme parfaitement lisses (Smooth Wall) pour les calculs de frottement. Localisation : La deuxième image précise les surfaces géométriques sélectionnées qui forment l'enveloppe extérieure de ce domaine.

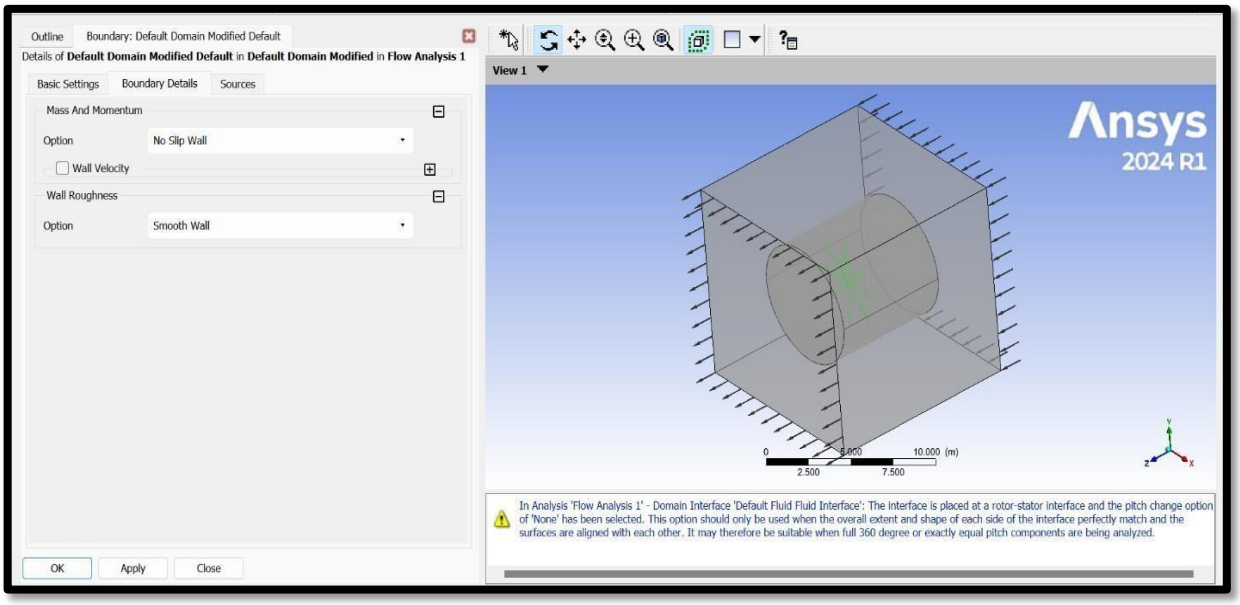


Figure 40 : *Définition de la condition de paroi (Wall) pour les surfaces de l'hélice.*

III.22 Configuration du modèle d'interaction et de changement de référentiel

Cette image montre le paramétrage de l'interaction physique entre la zone rotative et la zone stationnaire : Type d'interface : Configuré comme Fluid Fluid pour permettre l'échange de données entre deux domaines fluides.
Connexion des domaines : L'interface lie le domaine de l'hélice (Default Domain Modified) avec le domaine externe (Domain 1), assurant la continuité du flux.
Modèle de changement de référentiel (Frame Change) : La méthode Frozen Rotor a été sélectionnée. Ce modèle simule l'effet de l'hélice dans une position angulaire fixe tout en transmettant les forces de rotation au fluide, offrant un excellent compromis entre précision et temps de calcul.
Changement de pas (Pitch Change) : Défini sur None, ce qui indique que les surfaces en contact sont géométriquement identiques à 360 degrés, sans nécessité de correction d'échelle angulaire.

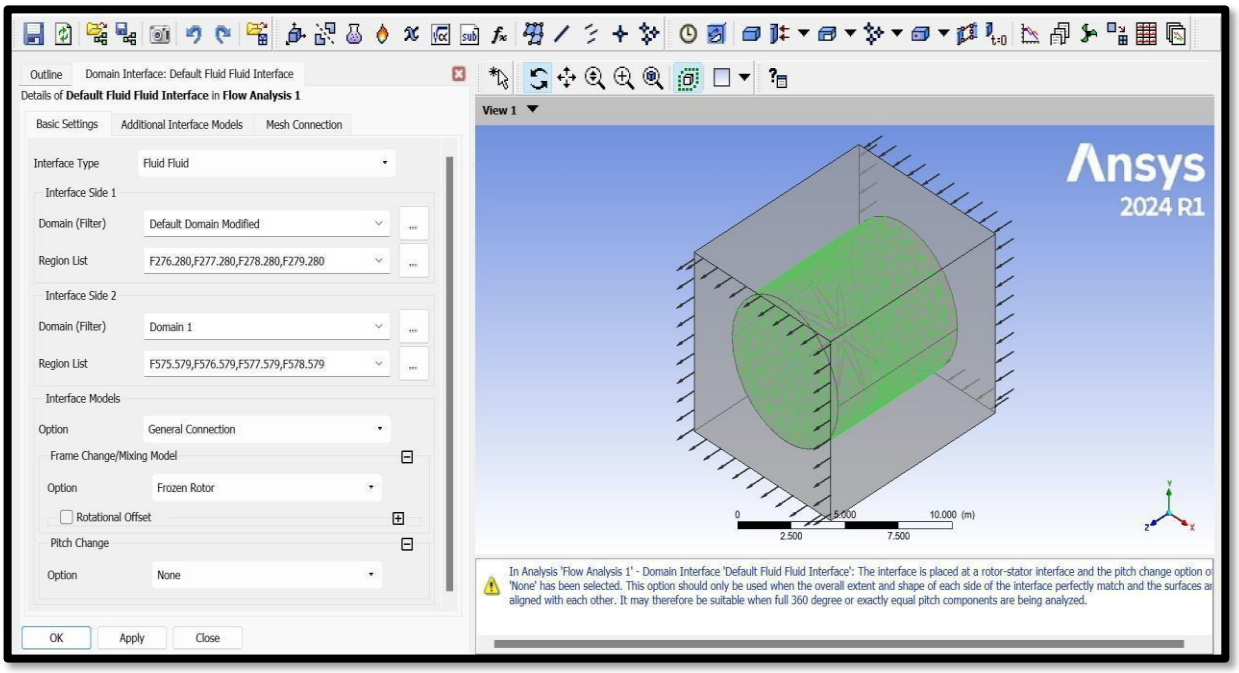


Figure 41 : *Paramétrage du raccordement dynamique (Domain Interface)*

III.23 Configuration des paramètres du solveur (Solver Control)

Ici, nous avons affiché l'interface de configuration des paramètres et des critères du solveur numérique (Solver Control) pour le régime d'écoulement stationnaire ou dynamique de l'hélice. Les réglages fondamentaux ont été structurés comme suit afin de garantir la stabilité et la fiabilité de la convergence numérique : Schémas numériques (Advection Scheme & Turbulence Numerics) : Le schéma Upwind a été sélectionné pour l'advection, couplé à une précision de premier ordre (First Order) pour la turbulence, ce qui assure une convergence robuste face aux écoulements tourbillonnaires complexes.

Contrôle de convergence (Convergence Control) : Le nombre maximal d'itérations (Max. Iterations) est fixé à 100 afin de permettre au solveur d'atteindre la précision ciblée, avec l'implémentation d'un pas de temps physique (Physical Timescale) de 0.001 s adapté à la dynamique de rotation.

Critères de convergence (Convergence Criteria) : Le suivi des résidus est basé sur la méthode RMS avec une valeur cible (Residual Target) fixée de manière rigoureuse à 1×10^{-4} (1.E-4), assurant ainsi la précision géométrique et physique des forces aérodynamiques calculée.

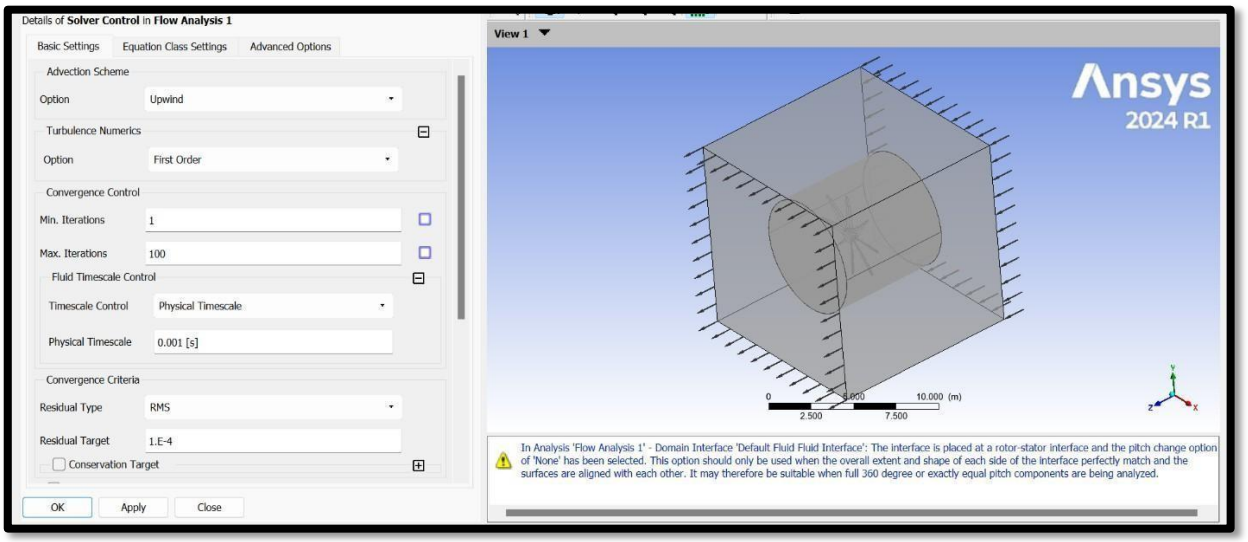


Figure 42 : *Paramétrage du Solver Control et définition du schéma d'advection Upwind.*

III.24 Exécution et surveillance du solveur (Solver Manager)

Gestion de la mémoire (Image gauche) : La configuration montre que l'allocation mémoire est basée sur le modèle (Model Based), avec l'ajustement du facteur d'allocation (Memory Alloc Factor) à 1.3.

Cette augmentation de 30% prévient les interruptions brutales du solveur (erreurs de segmentation) lors du traitement des mailles fines de la cavité de l'hélice.

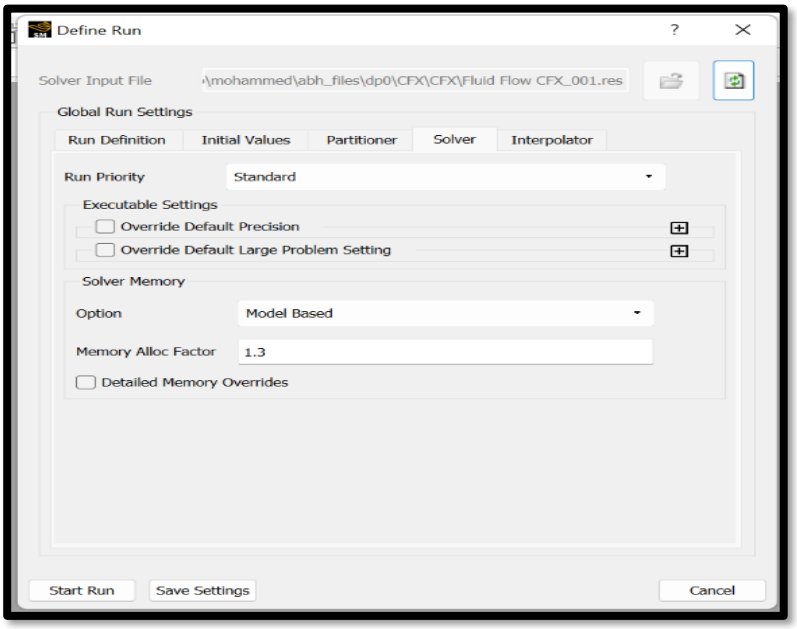


Figure 43 : *Paramétrage de l'allocation mémoire et initialisation du solveur CFX.*

Calcul parallèle (Image droite) : L'onglet (Run Definition) met en évidence l'activation du mode de calcul parallèle local via l'algorithme Intel MPI Local Parallel en mode de lancement direct (Direct Start).
Le domaine est divisé en deux partitions (2 Partitions), permettant de distribuer la charge des équations de Navier-Stokes sur les cœurs du processeur, ce qui réduit considérablement le temps de calcul global.

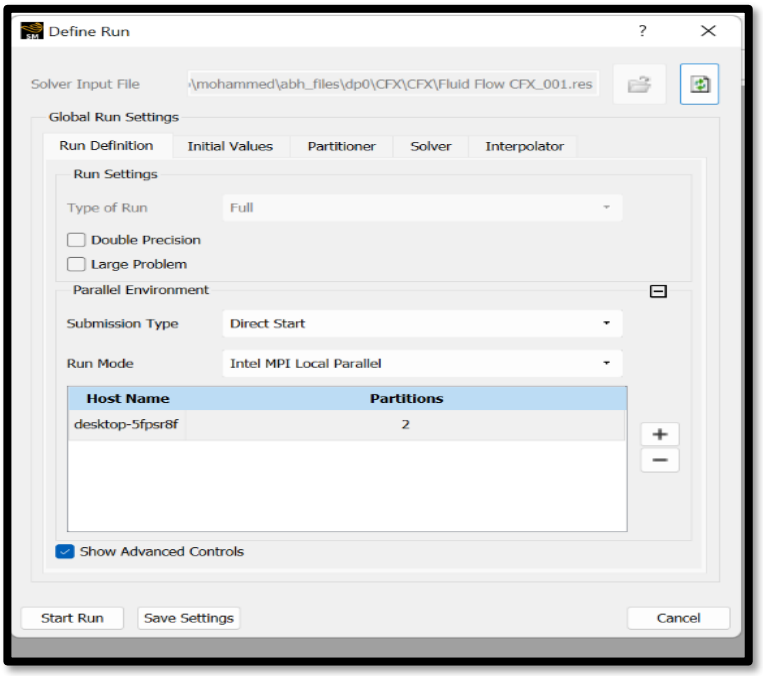


Figure 44 : *Initialisation du mode de calcul parallèle pour le solveur.*

III.25 Convergence numérique des courbes des résidus et fin d'exécution du solveur CFX.

Graphique des résidus (Partie gauche) : Il illustre l'évolution des résidus RMS en fonction des pas de temps accumulés (Accumulated Time Step). Le résidu de l'équation de continuité ou de conservation de la masse (RMS P-Mass) a chuté de manière optimale pour atteindre l'ordre de 1×10^{-5}. De même, les résidus de quantité de mouvement (RMS U-Mom, V-Mom, W-Mom) se sont stabilisés en dessous du critère de tolérance rigoureux de 1×10^{-4}(1.E-4). Cette décroissance continue atteste de la stabilité et de la précision physique de la simulation de l'hélice.
Fichier de sortie (Out File - Partie droite) : Le rapport textuel valide la clôture correcte de la résolution numérique (This run of the ANSYS CFX Solver has finished). Il indique également le temps d'exécution total (Total wall clock time) qui s'élève à $1{,}677 \times 10^{4}$ secondes (soit exactement 4 heures, 12 minutes et 48 secondes), reflétant la densité importante du maillage volumique et la complexité de l'écoulement traité.
Il est important de noter que, bien que le nombre maximal d'itérations ait été fixé à 100 étapes (Max. Iterations), le solveur a arrêté automatiquement les calculs à l'itération 67. Cet

arrêt précoce s'explique par le fait que les équations ont atteint le seuil d'erreur cible (1 × 10−4), satisfaisant ainsi tous les critères de convergence (Convergence Criteria). Cela constitue une preuve rigoureuse de la haute qualité du maillage et de la grande stabilité physique de l'écoulement aérodynamique simulé.

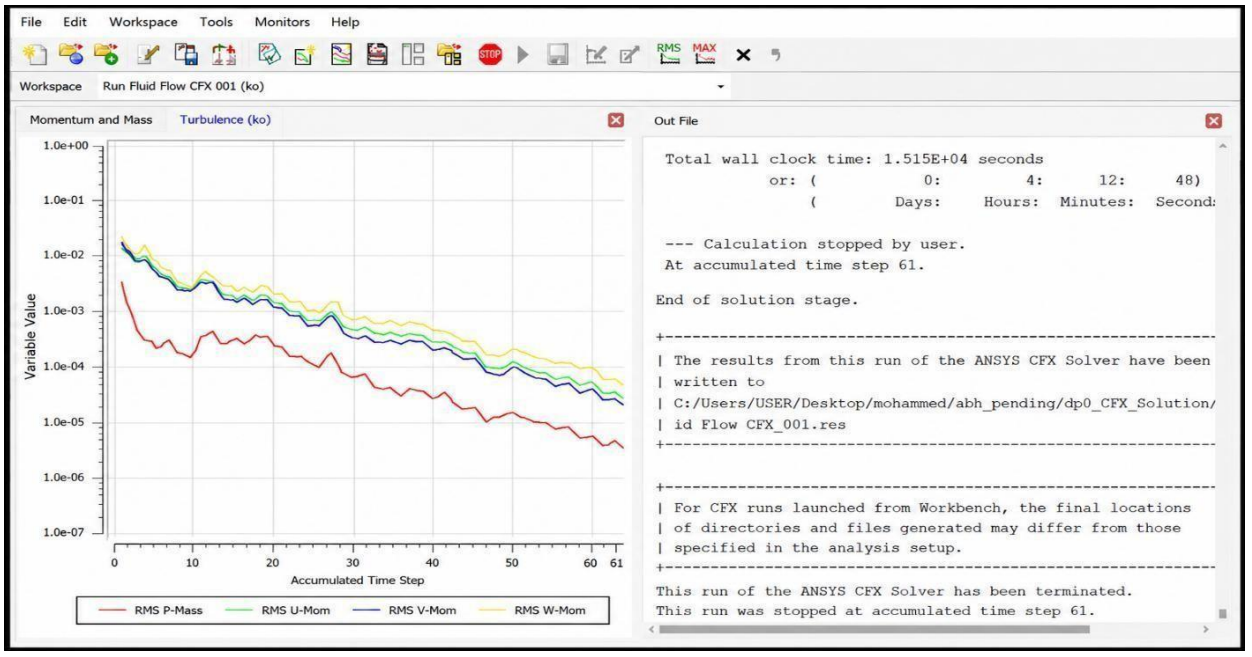


Figure 45 : *Interface du solveur montrant la convergence globale du calcul numérique.*

III.26 Achèvement du flux de travail et préparation des résultats Cette

III.26.1 Chaîne de calcul complète :

Les coches vertes (✓) à côté de chaque étape confirment le succès de la géométrie (Geometry), du maillage (Mesh), de la configuration (Setup) et de la résolution numérique (Solution).

III.26.2 Phase des résultats (Résulta) :

La dernière cellule est prête pour l'étape de post-traitement, ce qui signifie que les données brutes calculées par le solveur sont désormais disponibles pour l'analyse visuelle.

À ce stade, il est possible de générer des contours de pression, des lignes de courant (Streamlines) et d'extraire les performances aérodynamiques finales du modèle numérique.

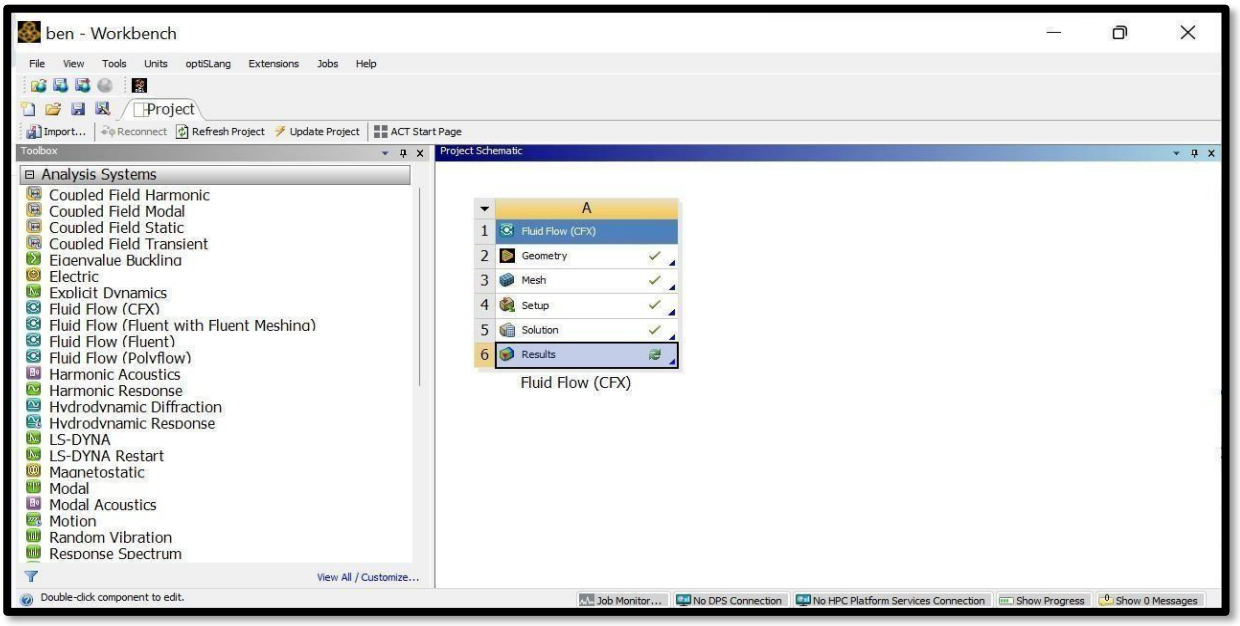


Figure 46 : Validation et complétion de toutes les étapes du système Fluid Flow (CFX) sous Ansys Workbench.

III.27 Les Équations Fondamentales

III.27.1 Équation de Continuité (Conservation de la masse)

Pour un fluide incompressible (comme l'air à faible nombre de Mach), l'équation de continuité en coordonnées cylindriques (r,θ, z) s'écrit sous la forme suivante :

$$\frac{1}{r}\frac{\partial(ru_r)}{\partial r} + \frac{1}{r}\frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0$$

III.27.2 Les Équations de la Quantité de Mouvement

Suivant la direction radiale (r) :

$$\rho\left(\frac{\partial u_r}{\partial t} + u_r\frac{\partial u_r}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r}\frac{\partial u_r}{\partial \theta} + u_z\frac{\partial u_r}{\partial z} - \frac{u_\theta^2}{r}\right) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \mu\left(\nabla^2 u_r - \frac{u_r}{r^2} - \frac{2}{r^2}\frac{\partial u_\theta}{\partial \theta}\right) + B_r$$

Suivant la direction tangentielle (θ) :

$$\rho\left(\frac{\partial u_\theta}{\partial t} + u_r\frac{\partial u_\theta}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r}\frac{\partial u_\theta}{\partial \theta} + u_z\frac{\partial u_\theta}{\partial z} + \frac{u_r u_\theta}{r}\right) = -\frac{1}{r}\frac{\partial p}{\partial \theta} + \mu\left(\nabla^2 u_\theta - \frac{v_\theta}{r^2} + \frac{2}{r^2}\frac{\partial u_r}{\partial \theta}\right) + B_\theta$$

Suivant la direction axiale (z) :

$$\rho\left(\frac{\partial u_z}{\partial t} + u_r\frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{u_\theta}{r}\frac{\partial u_z}{\partial \theta} + u_z\frac{\partial u_z}{\partial z}\right) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu(\nabla^2 u_z) + B_z$$

Où l'opérateur La placien ∇^2en coordonnées cylindriques est défini par :

$$\nabla^2 = \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial}{\partial r}\right) + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2}{\partial \theta^2} + \frac{2}{\partial z^2}$$

III.28 Conclusion

Le chapitre consacré à la simulation numérique via le logiciel ANSYS CFX se concentre sur l'étude de l'écoulement aérodynamique autour des pales de l'hélice afin de déterminer ses performances. Ce chapitre commence par l'importation de la géométrie de l'hélice, préalablement conçue sous SolidWorks, vers l'outil Design Modeler pour initialiser l'environnement de travail. Ensuite, le domaine de calcul est divisé en deux zones principales, à savoir un domaine rotatif entourant l'hélice et un domaine stationnaire externe, en utilisant des opérations booléennes pour contrôler le volume et le comportement du fluide. Vient ensuite l'étape cruciale du maillage, essentielle pour la précision des résultats, qui consiste à générer un maillage volumique et à l'affiner localement sur la surface des pales grâce à la fonction Face Sizing, tout en insérant des couches d'inflation près des parois pour capturer avec précision les effets de la couche limite. Le processus se poursuit dans le module CFX-Pre pour introduire les conditions aux limites physiques, telles que la vitesse de l'air à l'entrée, la pression du fluide à la sortie et la vitesse de rotation de l'hélice (RPM), tout en définissant les interfaces de raccordement entre les domaines et en sélectionnant le modèle de turbulence k-ω SST, le plus adapté à cette simulation. Enfin, la phase du solveur (Solver) est lancée pour exécuter les calculs numériques et surveiller les courbes de convergence et de résidus afin de garantir la stabilité de la solution, ce qui permet d'obtenir les résultats finaux nécessaires au calcul de la force de poussée (Thrust), du couple (Torque) et de l'efficacité réelle de l'hélice par rapport aux cahiers technique de l'hélice.

Chapitre IV
Résultats & Discussion

IV.1 Analyse de la distribution de pression sur les pales (Contours de Pression)

La figure suivante illustre le champ de pression sur la surface de l'hélice. Les zones de haute pression (en orange/rouge) correspondent aux points d'impact direct de l'air, tandis que les zones de basse pression apparaissent en bleu/vert. Échelle des valeurs : La plage de pression s'étend d'un minimum de $-4{,}310 \times 10^4$ [Pa] (soit -43100 [Pa]) à un maximum de $1{,}913 \times 10^4$[Pa] (soit 191302,9 [Pa]) pour ce cas d'étude.
Interprétation physique : Cette distribution est essentielle pour analyser la portance et la poussée générées par l'hélice. Le gradient de pression induit entre l'intrados et l'extrados des pales détermine la performance aérodynamique globale et l'effet de propulsion.
Visualisation : Les résultats sont affichés localement sur le domaine de l'hélice (Domain 1 - Domain 1 Default) avec une résolution fine de 20 niveaux de contours (# of Contours : 20) pour une analyse quantitative précise de l'interaction fluide-structure.

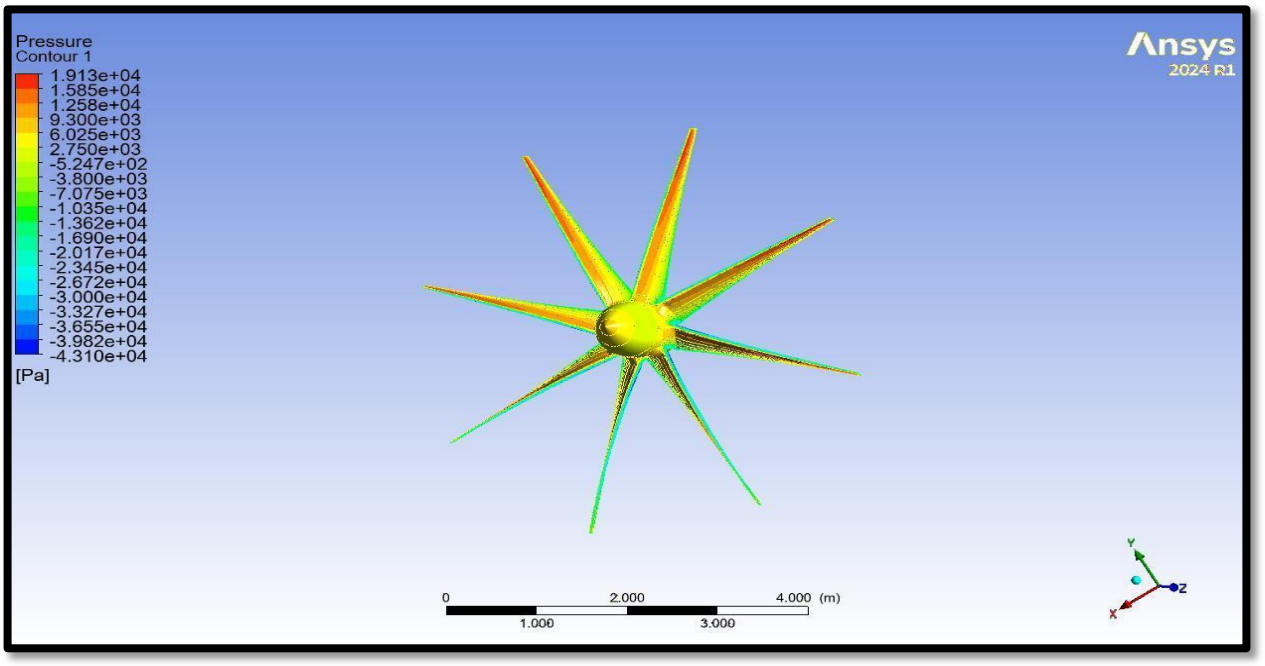


Figure 47 : *Distribution des contours de pression*

IV.2 Champs de Pression

Les résultats de la simulation numérique via le logiciel ANSYS CFD- Post pour la zone d'aspiration (Upstream) à travers deux plans de coupe révèlent un comportement hydraulique clair de la distribution de la pression statique ; à proximité des pales de l'hélice, on observe une chute brutale et importante de la pression où la valeur minimale atteint environ -9008 Pa, ce qui s'explique physiquement par le principe de Bernoulli puisque la rotation rapide des pales génère une forte aspiration et un écoulement à vitesse élevée aux dépens de la pression statique, provoquant ainsi une depression (Suction Effect), tandis qu'en s'éloignant de l'hélice, l'effet d'aspiration directe s'estompe progressivement, entraînant le ralentissement du fluide et par conséquent la reconversion de l'énergie cinétique en pression dans un phénomène connu

sous le nom de recouvrement de pression (Pressure Recovery), où la valeur minimale au centre remonte à -501,2 Pa et les zones périphériques enregistrent des valeurs positives atteignant 71,38 Pa, sachant que ces valeurs sont mesurées en pression relative (Gauge Pressure) par rapport à la pression atmosphérique de référence, ce qui résume le fait que l'approche de l'hélice dans la zone d'aspiration s'accompagne d'une baisse drastique de la pression statique et d'une augmentation de la vitesse, alors que l'éloignement entraîne une remontée progressive de la pression et un ralentissement du flux pour que l'air retrouve son état naturel.

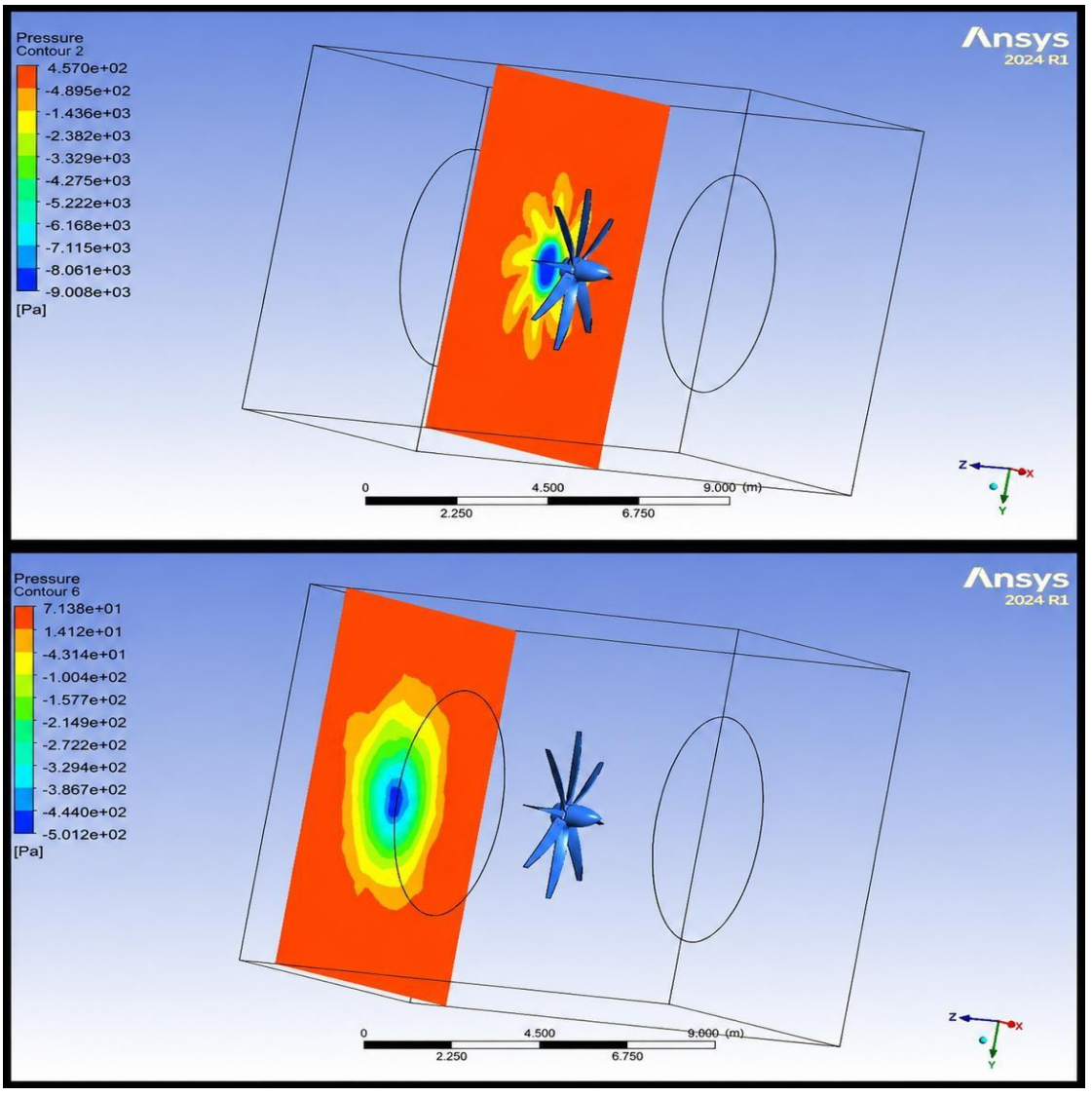


Figure 48 : *Profils de pression statique bidimensionnels en amont et au niveau de l'hélice.*

IV.3 des lignes de courant et de la vitesse (Velocity Streamlines)

IV.3.1 Lignes de courant (3D Streamlines) :

Des trajectoires tridimensionnelles ont été générées pour visualiser le chemin parcouru par l'air, mettant en évidence les tourbillons et la nature turbulente de l'écoulement autour de la cavité de l'hélice.

IV.3.2 Gradient de vitesse :

Les couleurs indiquent la magnitude de la vitesse. Le rouge représente la vitesse maximale observée à proximité immédiate des Pales, atteignant environ $2{,}420 \times 10^2$ m/s (soit 242 m/s), Tandis que le bleu indique les zones de faible vitesse avec un Minimum de 00 m/s

IV.3.3 Paramètres d'échantillonnage :

L'analyse utilise (500 points de départ (# of Points : 500) répartis uniformément (Equally Spaced) depuis l'interface d'entrée (Default Fluid Fluid Interface Side 2) pour capturer avec une haute résolution la structure globale du flux et les trajectoires aérodynamiques.

IV.3.4 Interprétation physique :

Cette visualisation est essentielle pour étudier le sillage (Wake) de l'hélice, analyser le comportement tourbillonnaire du fluide et comprendre comment le flux est accéléré à travers le domaine rotatif.

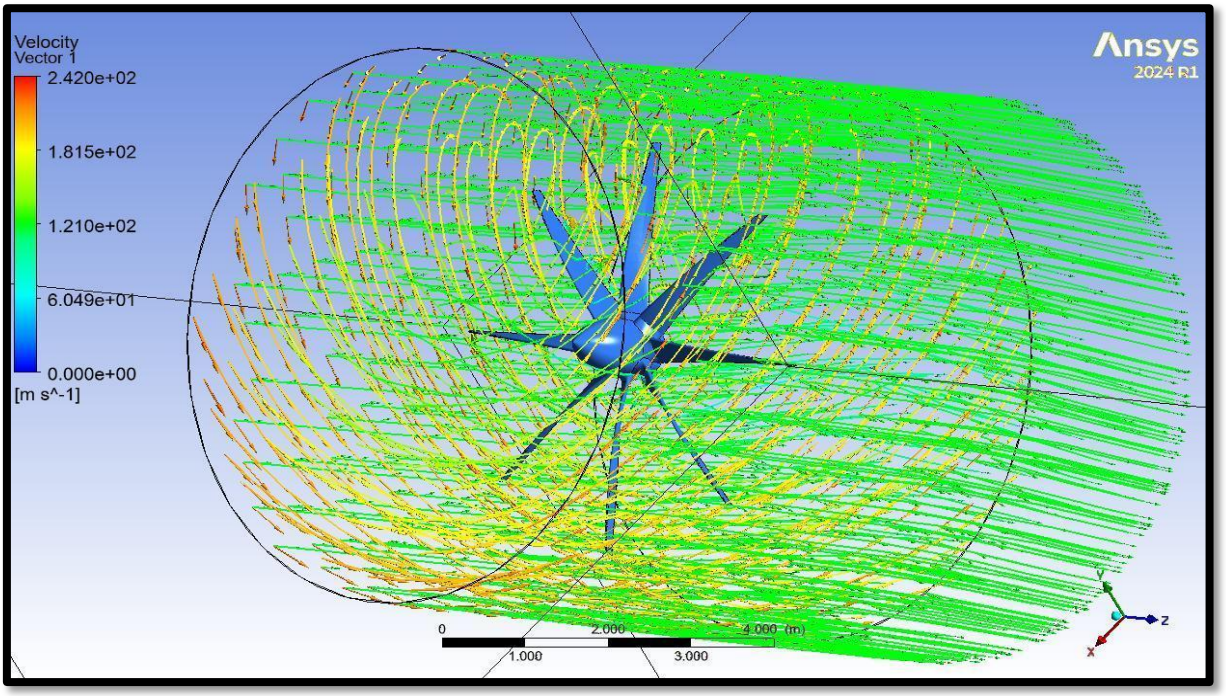


Figure 49 : *Vecteurs de vitesse du flux d'air à travers le domaine fluide.*

IV.4 Analyse des lignes d'écoulement

À travers ces deux images, nous avons voulu illustrer de manière complémentaire la trajectoire spatiale et l'évolution géométrique des lignes de courant à travers l'hélice ; l'analyse du profil bidimensionnel révèle une dissociation nette des trajectoires des lignes, où les lignes externes maintiennent une linéarité relative tandis que les lignes proches du centre dévient courbées pour former des boucles tourbillonnaires fermées et des zones de recirculation complexes immédiatement en aval du moyeu en raison du phénomène de dépression. Par ailleurs, la vue axiale tridimensionnelle met en évidence la transition de ces lignes d'un régime d'écoulement rectiligne et linéaire en amont vers un motif d'enroulement hélicoïdal dense (Helical pattern) dès leur pénétration et leur interaction avec les pales en rotation, ce qui permet de suivre l'effet cinétique et le développement du sillage du fluide (Wake propagation) dans l'espace avec une haute précision.

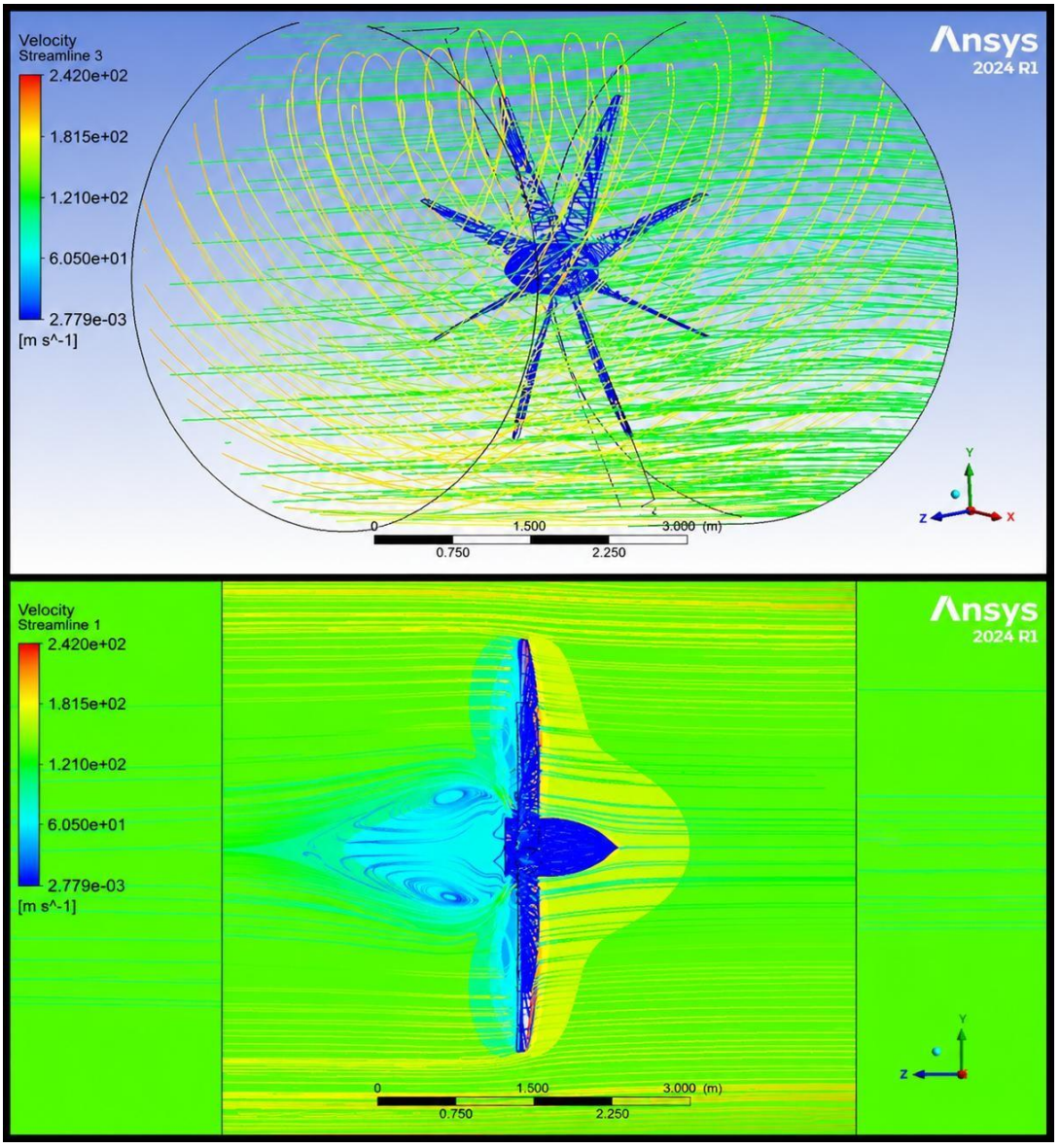


Figure 50 : *Profil aérodynamique des lignes d'écoulement*

IV.5 Utilisation de la fonction force

IV.5.1 Composante axiale (force_z) :

Le calcul s'est focalisé sur la force suivant l'axe z (force_z), qui correspond à la direction de la poussée (Thrust) dans ce modèle numérique.

IV.5.2 Résultats obtenu :

La valeur de la force calculée sur la surface cible (Domain 1 Default) est de 49581,3 N. Cela représente la poussée nette générée par la rotation de l'hélice dans les conditions simulées.

IV.5.3 Validation physique :

Ce résultat est crucial pour valider si l'hélice produit une traction suffisante pour vaincre la traînée aérodynamique, constituant ainsi la conclusion quantitative de l'étude.

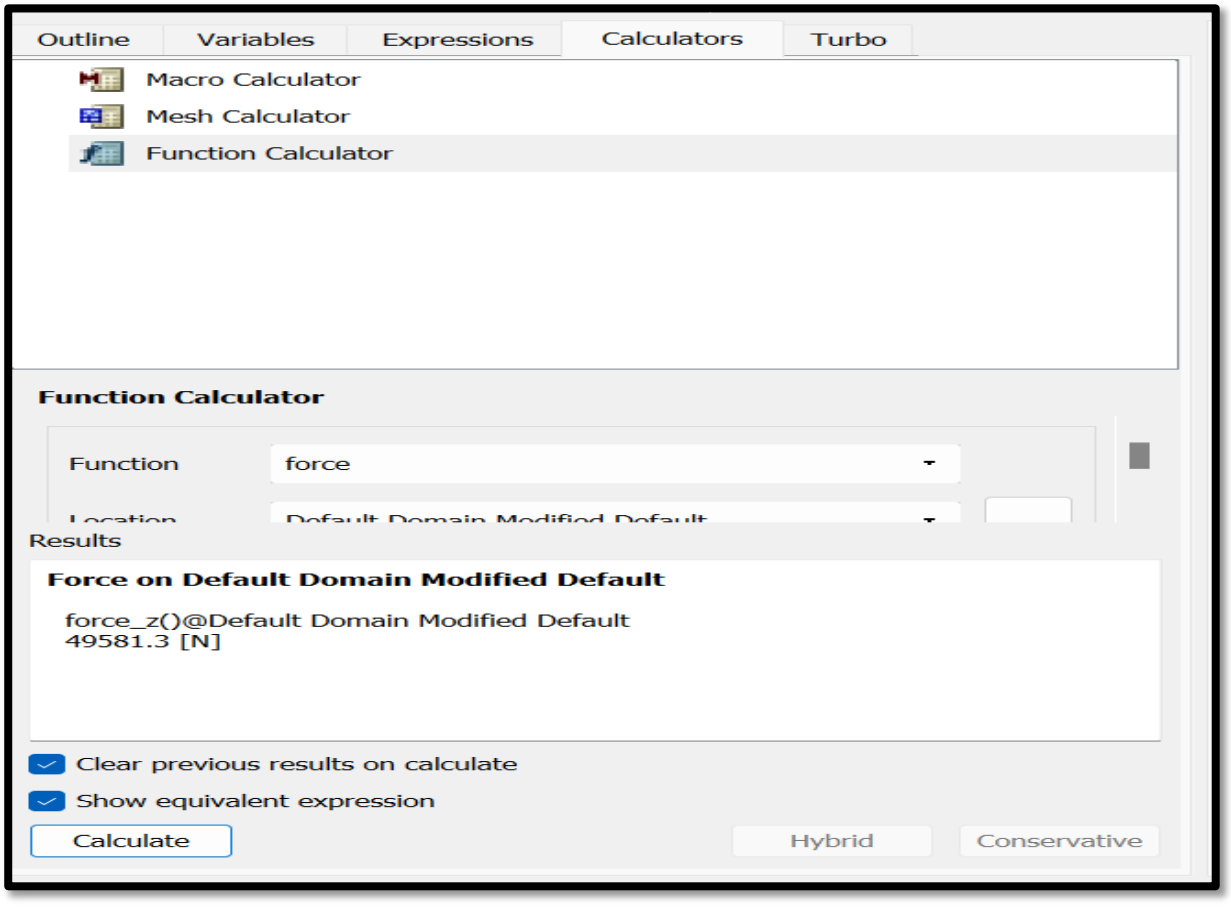


Figure 51 : *Résultats de la force de poussée*

IV.6 Couple de rotation (torque_z) :

Le calcul du moment a été influencé par le couple de rotation autour de l'axe z (torque_z), qui représente la rotation de l'axe principal de l'hélice dans cette simulation.

IV.6.1 Résultats obtenus :

La valeur du couple calculé sur la surface cible (Domaine 1, valeur par défaut) est de -120 597 N·m.

Remarque : Le logiciel calcule les forces et les moments exercés par le fluide sur la surface géométrique. Puisque l'hélice tourne et pousse l'air, ce dernier génère une réaction inverse (résistance/freinage) qui tend à ralentir l'hélice, tout comme la force de traînée (Drag). C'est pourquoi le couple apparaît avec un signe négatif (-).

$$P = \omega \cdot |T|$$

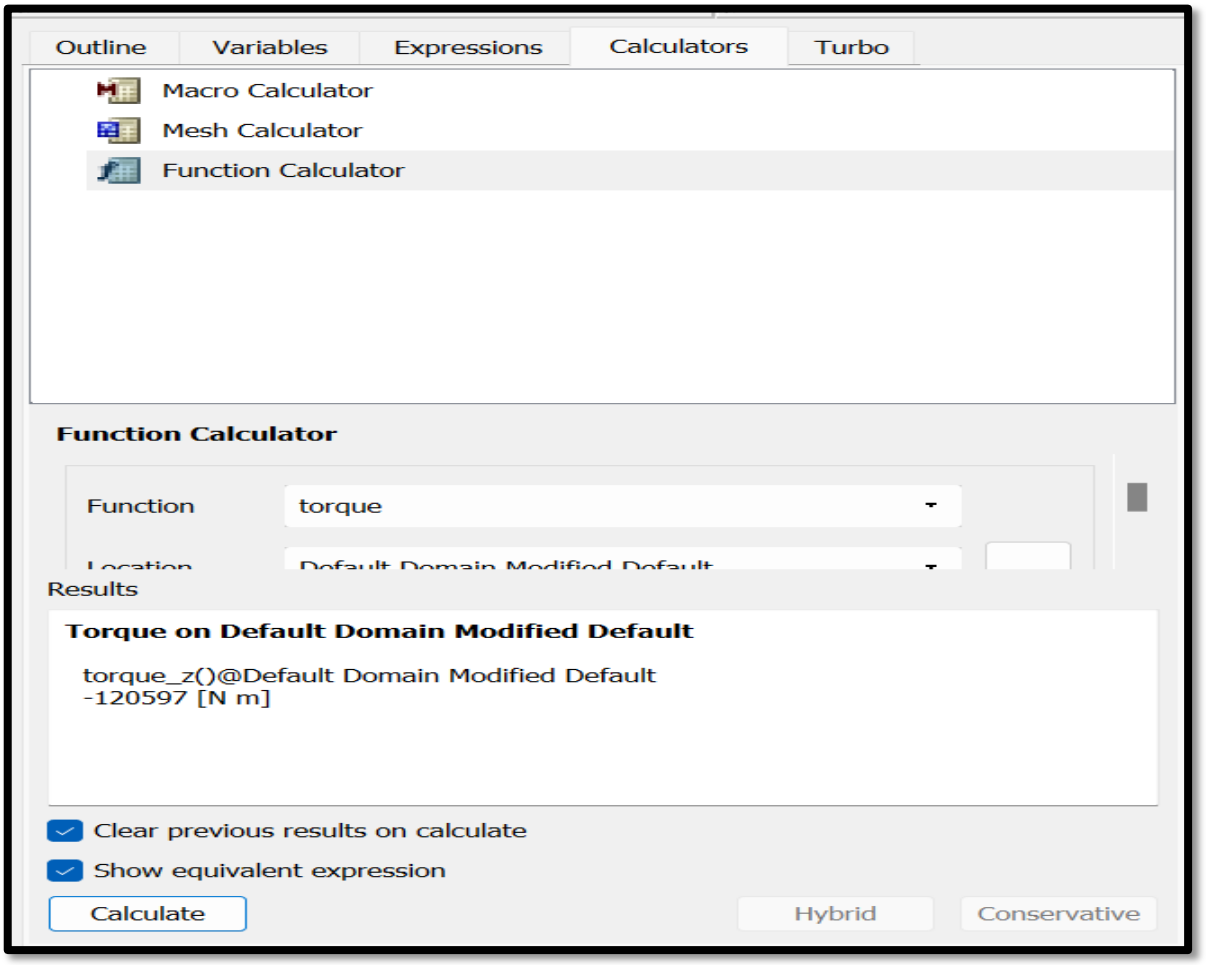


Figure 52 : *Extraction du couple aérodynamique*

IV.7 Validation Numérique et Comparaison entre les Résultats Analytiques et la Simulation CFD de l'Écoulement Aérodynamique autour de l'Hélice

IV.7.1 Calcul du couple

Les étapes : La conversion de la vitesse de rotation de (500 rpm) en vitesse angulaire ($\omega = 52.36$ rad/s) en utilisant la relation $\omega = \frac{2\pi N}{60}$ est une conversion tout à fait correcte.
Le résultat : L'application de cette valeur dans la loi du couple $T = \frac{P}{\omega}$ en utilisant la puissance approximative du moteur de l'A 400M (8.2 MW) a donné un couple égal environ à 157 kN. m.

IV.7.2 Calcul de la poussée théorique

Les étapes : L'utilisation d'un rendement approximatif de l'hélice
$\eta = 0.88$ est une hypothèse excellente et logique pour les hélices modernes à haute performance (Propfans / Turbopropulseurs) à des vitesses élevées. Le résultat : L'équation utilisée $F = \eta \frac{P}{v}$ à une vitesse d'écoulement de l'air de V = 120 m/s (environ 432 km/h), a donné une poussée approximative de F = 60 kN. Le calcul mathématique est également rigoureux.

IV.8 Taux d'erreur sur le calcul du couple (Torque Error)

Valeur théorique T_{th} =156600 N\m
Valeur de la simulation T_{CFD} = -120597 N\m
Remarque ingénierie sur le signe négatif : Le signe négatif dans CFX signifie simplement que le couple agit dans le sens inverse du sens de rotation par défaut de l'axe Z (ce qui est tout à fait normal, car l'air résiste au mouvement positif de l'hélice, phénomène connu sous le nom de couple de résistance aérodynamique). Pour le calcul de l'erreur, nous prenons la valeur absolue.

$$e_T = \frac{|T_{th} - T_{CFD}|}{T_{th}} \times 100$$

$$e_T = \frac{|156600 - 120597|}{156600} \times 100 = 22{,}99\ \%$$

IV.8.1 Interprétation physique :

Un taux d'erreur de l'ordre de 23% est tout à fait acceptable dans les calculs de couple des hélices. En effet, le calcul théorique suppose que l'hélice consomme la puissance maximale absolue du moteur 8.2 MW à une vitesse de 500 rpm avec un rendement constant. En réalité (et au sein de la simulation), à une vitesse d'écoulement de 120 m/s, l'hélice peut ne pas requérir la totalité de la puissance motrice pour faire tourner les pales, ce qui rend le couple de la simulation logiquement inférieur au plafond théorique maximal.

IV.9 Taux d'erreur sur le calcul de la poussée (Thrust Error)

Valeur théorique (F_{th}) : 60100 N (ou 60.1 kN) Valeur de la simulation (F_{CFD}) : 49581.3 N (Le signe positif indique une poussée vers l'avant suivant l'axe Z).

$$e_F = \frac{|F_{th} - F_{CFD}|}{F_{th}}$$

$$e_F = \frac{60100 - 49581{,}3}{60100} \times 100 = 17{,}50\%$$

IV.9.1 Interprétation physique :

Un taux d'erreur de 17.5% représente un résultat excellent et très concluant dans le domaine de l'aérodynamique des hélices. Alors que le calcul théorique impose un rendement idéal de l'hélice de η = 0.88, la simulation CFD se base sur la géométrie réelle des pales. Elle prend ainsi en compte les vortex de bout de pale (Tip Vortices) ainsi que le frottement visqueux réel de l'air, ce qui diminue légèrement le rendement effectif par rapport aux 88% théoriques, générant par conséquent une force de poussée plus faible, mais plus proche de la réalité physique.

IV.10 Conclusion

Ce chapitre a été consacré à l'analyse et à l'interprétation des résultats obtenus à partir de la simulation numérique de l'écoulement aérodynamique autour de l'hélice étudiée. L'exploitation des contours de pression et des lignes de courant a permis de mieux comprendre le comportement de l'écoulement autour des pales ainsi que les mécanismes responsables de la génération de la poussée et du couple aérodynamique.

L'étude a également permis d'évaluer les performances globales de l'hélice à travers l'analyse des principaux paramètres aérodynamiques. La comparaison entre les résultats numériques et les estimations théoriques a montré une cohérence satisfaisante, confirmant la pertinence de l'approche de modélisation adoptée et la fiabilité du modèle de turbulence SST utilisé dans cette simulation.

Les résultats obtenus mettent en évidence la capacité de la mécanique des fluides numérique à représenter les phénomènes aérodynamiques complexes intervenant autour d'une hélice en rotation. Ils démontrent également l'importance de la prise en compte des effets réels de l'écoulement, tels que la turbulence, la viscosité et les structures tourbillonnaires, pour obtenir une description plus fidèle du comportement aérodynamique.

En conclusion, cette étude a permis de valider la méthodologie de simulation mise en œuvre et de fournir une analyse détaillée des performances de l'hélice. Les résultats obtenus constituent une base solide pour de futurs travaux visant l'optimisation géométrique des pales et l'amélioration des performances propulsives dans différentes conditions de fonctionnement.

CONCLUSION GÈNÈRALE

Conclusion Générale

Ce travail a porté sur l'étude numérique de l'écoulement aérodynamique autour d'une hélice d'avion en mouvement de l'avion cargo A400M à l'aide de la CFD. L'objectif principal était d'analyser le comportement de l'écoulement autour des pales et d'évaluer les performances aérodynamiques de l'hélice à travers une approche de modélisation et de simulation numérique.

Dans un premier temps, une étude bibliographique a permis de présenter l'évolution des hélices aéronautiques, leurs caractéristiques géométriques ainsi que les principaux phénomènes aérodynamiques influençant leur fonctionnement. Cette partie a mis en évidence l'importance de la géométrie des pales et des paramètres de fonctionnement dans la génération de la poussée et l'amélioration du rendement propulsif.

Par la suite, l'hélice a été modélisée sous SolidWorks en respectant les principes géométriques nécessaires à la représentation d'une hélice aéronautique. Cette étape a permis de construire un modèle tridimensionnel exploitable pour les simulations numériques et de préparer le domaine de calcul destiné à l'étude de l'écoulement.

La simulation numérique est ensuite réalisée sous ANSYS CFX en utilisant le modèle de turbulence SST, reconnu pour sa capacité à prédire avec précision les écoulements présentant des gradients de pression importants et des phénomènes de séparation. Après la génération du maillage et la définition des conditions aux limites, le calcul numérique a permis d'obtenir une représentation détaillée des champs de pression et de vitesse autour de l'hélice.

L'analyse des résultats a montré que la distribution de pression et les structures d'écoulement observées sont conformes aux principes fondamentaux de l'aérodynamique des hélices. Les performances obtenues en termes de poussée et de couple ont présenté une cohérence satisfaisante avec les estimations technique, confirmant ainsi la validité de la méthodologie adoptée et la fiabilité des résultats numériques obtenus.

Cette étude confirme l'intérêt de la CFD comme outil performant pour l'analyse et la compréhension des phénomènes aérodynamiques complexes associés aux systèmes propulsifs aéronautiques. Elle démontre également que les simulations numériques constituent une alternative efficace aux essais expérimentaux préliminaires, en permettant une réduction des coûts et des délais de développement.

Enfin, des perspectives de recherche peuvent être envisagées, notamment l'optimisation géométrique des pales, l'étude de différentes vitesses de rotation et conditions de vol, ainsi que l'intégration d'approches plus avancées de modélisation de la turbulence afin d'améliorer davantage la précision des prédictions numériques.

Bibliographie

[1] Bass, R. M. (Dowty Rotol). *An historical review of propeller developments*. *Aeronautical Journal*, Vol. 94, No. 933.

[2] Anderson, J. D. (2017). *A History of Aerodynamics: And Its Impact on Flying Machines*. Cambridge University Press.

[3] The Wright Brothers (1903). *Propeller Research and Design Notes.*

[4] Glauert, H. (1983). *The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory*. Cambridge University Press.

[5] McCormick, B. W. (1995). *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. John Wiley & Sons.

[6] Nelson, R. C. (1998). *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw-Hill.

[7] Gurdal, Z., Haftka, R. T., & Hajela, P. (1999). *Design and Optimization of Laminated Composite Materials*. Wiley-Interscience.

[8] Federal Aviation Administration (FAA). (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook - Powerplant (Volume 2): Chapter 7: Aircraft Propellers*. FAA-H-8083-32.

[9] Jackson, P. (2015). *Jane's All the World's Aircraft: Development & Production*. IHS Jane's.

[10] Ratier-Figeac Technical Publications. *The FH386 Propeller System for Europrop TP400-D6 Turboprop*.

[11] Hirschel, E. H., Prem, H., & Madelung, G. (2014). *Aeronautical Research in Germany: From Lilienthal until Today*. Springer Science & Business Media.

[12] Isyanov, A., Lukovnikov, A., & Mirzoyan, A. (2014). *Development challenges of distributive propulsion systems for advanced aeroplanes*. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*.

[13] Versteeg, H. K., & Malalasekera, W. (2007). *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. Pearson Education.

[14] Compute Grid Spacing for a Given Y+.
https://www.cadence.com/en_US/home/tools/system-analysis/computational-fluid-dynamics/y-plus.html

[15] Airbus A400M Atlas – Specifications
https://www.liquisearch.com/airbus_a400m_atlas/specifications