

## *Chapitre 01 : Généralité sur les drones*

### **1 Introduction :**

La robotique aérienne est un champ vaste et interdisciplinaire. Un drone est un engin volant sans pilote à bord, commandé à distance. Il peut se définir comme un système mécanique, électronique et informatique contrôlé ou programmé pour effectuer des tâches trop répétitives, dangereuses ou difficiles pour être faites directement par des êtres humains.

La réalisation d'un drone efficace, de petite taille à des innovations technologiques dans les domaines de l'électronique et des systèmes embarqués. Ces systèmes ont la capacité d'embarquer plusieurs types de capteurs simultanément. [1]

Dans ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones. Nous avons également vu les principaux types et architectures de drones et leurs applications. Enfin nous avons cité les différentes contraintes et difficultés qui peuvent limiter les applications d'un drone et sa fiabilité.

### **2 Les drones :**

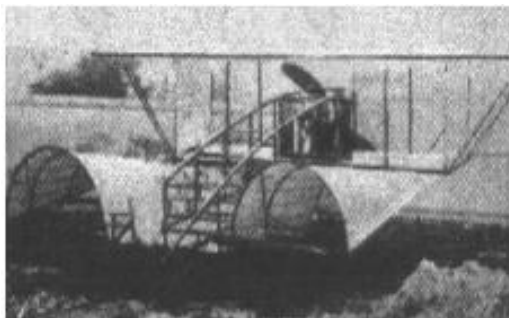
#### **2.1 L'histoire des drones :**

Ce sont les lourdes pertes subies pendant la seconde guerre mondiale par les aviations d'observation de chacun des antagonistes qui suscitérent l'idée d'un engin d'observation militaire sans équipage (ni pilote, ni observateur). Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960, tel le R 20 de Nord-Aviation, dérivé de l'engin cible CT 20.



1-1 Kettering Bug (à gauche) Aerial Target (à droite).

Mais les exemples significatifs d'une utilisation opérationnelle des drones sont encore peu nombreux. Pendant la guerre du Vietnam, les Américains ont utilisé des drones (Firebee) pour localiser les rampes de lancement des missiles sol-air soviétiques «SAM-2» : 3500 missions furent recensées. Plus tard, en 1991, lors de la guerre du Golfe, ils ont fait appel au drone (Pioneer) pour la surveillance jour/nuit, l'acquisition des objectifs, et les réglages de l'artillerie. Dans ce même conflit, les Britanniques et les Français commencèrent à servir des drones.



1-2 avion Voisin BN3.

De leur côté, les Israéliens ont saturé les défenses aériennes le long du canal de Suez lors de la guerre du Kippour (1973) et ce, avec un grand nombre des drones bon marché. Plus tard, ils ont détecté et leurré par le même moyen les batteries syriennes anti-aériennes.



1-3 Drone Denny 1 (TDD-1).

Les exemples d'utilisation civile, eux, se font plus rares. On peut toutefois citer la surveillance urbaine en Afrique du sud, et le traitement des cultures effectué au Japon par des drones hélicoptères télécommandés.



1-4 Predator-and-hellfire

Un des premiers drones à avoir été présenté au grand public est l'AR Drone de Parrot. Vendu en France à partir de 2010 pour près de 350€, il est à l'origine de nombreux autres projets volants de la famille des multicopters/multi rotors.

Il s'agit d'un « hélicoptère » télécommandé amélioré capable de faire du vol stationnaire tout en capturant une vidéo. Même si la technologie embarquée dans l'AR Drone est beaucoup plus complexe (gestion des rotors, capteurs, etc...). [2]



1-5 AR Drone

## 2.2 Qu'est-ce qu'un drone ?

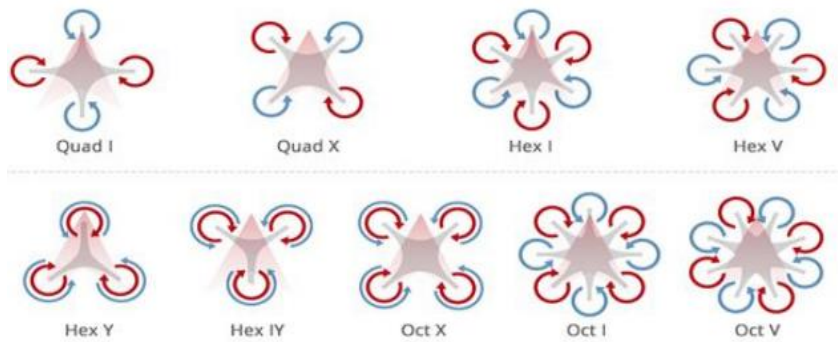
Les drones sont des aéronefs capables de voler et d'effectuer une mission sans présence humaine à bord. Cette première caractéristique essentielle justifie leur désignation de Uninhabited (ou Unmanned) Aerial Véhicule (UAV). D'origine anglaise, le mot «drone», qui signifie «bourdon», ou «bourdonnement», est communément employé en Français en référence au bruit que font certains d'entre eux en volant ! [2]

## 3 Classification des drones :

Les drones ou UAV sont conçus avec des aptitudes de vol dans les airs sans pilote. Leurs mouvements sont principalement contrôlés, dans la plupart des cas. Certains modèles avancés sont cependant dirigés depuis des ordinateurs. Il existe plusieurs modèles de drones et tous ces modèles fonctionnent pour différentes applications, ils peuvent avoir une taille et un design variables et ceci pour

répondre à des besoins très divers. Ils sont classés en quatre principales catégories : le nombre d'hélices utilisées à l'intérieur, leur taille, leur portée et leurs équipements. [4]

## 3.1 Selon le nombre d'hélices :



1-6 Les différents nombres d'hélices.

### 3.1.1 Drone à rotor:

- Drone Mono-rotor (hélicoptères):



1-7 Le drone mono-rotor

La construction la plus courante dans les drones à rotor est généralement celle des modèles de type multi-rotor qui possèdent plusieurs rotors pour maintenir la position de l'appareil, mais dans le cas d'un modèle mono-rotor, on trouve un seul rotor à l'intérieur. On y retrouve également un rotor de queue qui aide simplement à contrôler la direction de l'appareil.

- Le tricoptère :



1-8 Le tricoptère

Il existe trois différents puissants moteurs à l'intérieur d'un tricoptère, trois contrôleurs, quatre gyros et un seul servo. Les moteurs sont simplement placés à chaque extrémité des trois bras et chacun d'entre eux porte un capteur de localisation. A chaque fois qu'on doit soulever le tricoptère, il est essentiel d'amorcer un mouvement du levier

D'accélérateur, le capteur de gyroscope recevra immédiatement son signal et passera directement à la commande qui permet de contrôler la rotation du moteur.

- Quad-copter :



1-9Le Quad-copter

Lorsqu'un multi rotor est conçu avec quatre pales de rotor, alors il devient un quadricoptère. Ces dispositifs sont généralement contrôlés par des moteurs à courant continu de type brushless spécialement conçus pour. Deux des moteurs se déplacent dans le sens des aiguilles d'une montre, tandis que les deux autres fonctionnent dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

- Hexacoptère:



1-10 Hexacoptère

Un hexacoptère servira pour de nombreuses applications potentielles avec son mécanisme à 6 moteurs, où 3 fonctionnent dans le sens des aiguilles d'une montre et les trois autres fonctionnent en sens inverse. Par conséquent, ces dispositifs peuvent obtenir une puissance de levage plus élevée par rapport aux quadricoptères.

- Octocoptère :



1-11 Octocoptère

Octo signifie huit. Donc l'octocoptère offre ses 8 puissants moteurs qui fournissent la puissance à 8 hélices fonctionnelles. Cet engin a naturellement des aptitudes de vol plus larges que les modèles évoqués plus haut, et il est également très stable. [4]

## 3.1.2 Les drones aux ailes fixes :



1-12 Les drones aux ailes fixes

Voici une catégorie totalement différente de toutes celles présentées ci-dessus. Les designs sont tout à fait uniques par rapport aux drones de type multi-rotor couramment utilisés. Ils possèdent des ailes et ont l'apparence d'avions traditionnels. Ces drones ne sont pas capables de rester stables dans l'air car ils ne sont pas assez puissants pour lutter contre la force gravitationnelle.

## 3.1.3 Drones à ailes battantes :

Inspirés par les insectes, la construction de cette famille de drones consiste aux battements des ailes qui permettent de faire des vols stationnaires et d'imiter les trajectoires des insectes.



1-13 Drone à ailes battantes

## 3.1.4 Drones à voilures tournantes :

Les drones à voilures tournantes sont caractérisés par leurs décollage et atterrissage verticaux (ADAV, en anglais Vertical Take-off and Landing aircraft ou VTOL), donc ils n'ont pas besoin de piste pour décoller ou atterrir. Ils sont utilisés dans plusieurs applications telles que la surveillance et la récolte de données grâce à leur vol stationnaire à basse vitesse et à faible altitude. Ce type de drone, aussi diffère selon le nombre de ses propulsions. [5]

## 3.2 Selon la taille :

### 3.2.1 Les très petits drones :

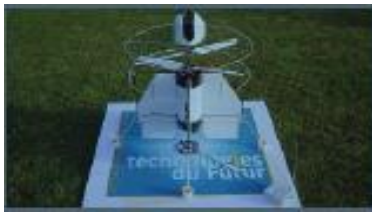


1-14 Un très petit drone

Ils peuvent être conçus avec une taille variant de celle d'un grand insecte à un dispositif mesurant jusqu'à 50 cm de long. Les deux modèles les plus courants dans cette catégorie sont: les mini drones et les nano/micro drones.

#### *Les mini drones :*

Ils ont une taille un peu plus grande que les micro-drones, ce qui signifie qu'ils dépassent 50 cm mais ils ont une dimension maximale de 2 m.



1-15 Un très petit drone

#### *Les micro-drones:*

Un MAV (Micro Air Véhicule) est un drone de taille réduite qui représentent la 3 eme génération des drones. De plus, ces petits véhicules aériens peuvent accomplir des tâches dont des engins plus gros sont incapables.



1-16 micro drone



## 3.2.2 Les drones moyens :

Cette catégorie de drones contient des modèles plus lourds que les précédents, mais beaucoup plus légers et plus petits que les avions. Ces drones peuvent peser jusqu'à 200 Kgs et avoir une capacité de vol moyenne de 5 à 10 minutes.

## 3.2.3 Les grands drones :



1-17 Un grand drone

Les grands drones ont une taille quelque peu comparable à celle des avions et sont les plus utilisés pour les applications militaires. Les endroits qui ne peuvent pas être couverts avec des jets normaux sont généralement photographiés avec ces drones. Ils sont un dispositif principal pour les applications de surveillance. Les utilisateurs peuvent également les classer en différentes catégories en fonction de leur portée et de leurs capacités de vol. [5]

## 3.3 Selon les fonctions :

### • Le drone de course :

Le vol en immersion demande de nombreuses heures d'entraînement et se pratique généralement sur des terrains privés. Les images capturées par la caméra du drone diffusent en effet en temps réel.

### • Le drone avec caméra :

Les caméras (FVP) embarquées sont montées sur des axes pour une grande stabilité, peuvent filmer en HD et/ou en full HD ce type de drone s'adresse aux personnes souhaitant réaliser de l'imagerie aérienne.

### • Le drone loisir ou mini drone :

Certains modèles loisirs sont dotés d'une caméra pour la prise de vue aérienne. Ce type de drone a l'avantage d'être peu cher et se pilote facilement. Il est destiné aux enfants et adultes débutants souhaitant s'amuser.

### • Le drone professionnel :

Les drones professionnels ont de multiples fonctions, ils servent dans de nombreux domaines et sont plus complexes à piloter. Depuis le 1er janvier 2018, tout drone de plus de 800 g est considéré comme un drone professionnel.

- **Le drone sauveteur :**

Ce drone ayant une forme particulière pour le sauvetage est adapté pour différents milieux. Il est souvent utilisé pour des sauvetages en mer. Pour cela, il sera muni d'un compartiment contenant les bouées de sauvetage. Il contient aussi un capteur thermique pour repérer les personnes dans l'eau.

- **Le drone ambulancier :**

Ce drone est utilisé pour aider les sauveteurs, il peut se rendre plus vite sur place par la voie des airs. De plus il est peint aux couleurs des services de secours, ce petit drone est aussi capable de transporter jusqu'à 4 kg d'équipements, dont un défibrillateur, il permettrait ainsi de faire passer les chances de survie de 8 à 80%.

- **Le drone militaire :**

Le drone militaire est un drone entièrement différent et n'est utilisé que par l'armée pour des missions de reconnaissance de surveillance ou d'attaques. Généralement Les endroits où les humains ne peuvent pas entrer directement peuvent être facilement surveillés par une unité aérienne et ils peuvent également capturer des photographies d'endroits difficilement accessibles. Il pèse un peu plus de 2 tonnes et peut atteindre 15 kilomètres d'altitudes. Il peut transporter 6 missiles et deux bombes. Son poids maximal est de 4540 kg.

- **Le drone lorrain :**

Ce drone est conçu pour explorer des situations difficiles d'accès, comme des montagnes, des canyons. Il servira à faire des vidéos pour des chaînes télé comme des reportages sur des lieux isolés de la Terre. [6]

## **4 Domaines d'utilisation :**

- **Couverture Journalistique :**

Il est utilisé dans le cadre du journalisme pour atteindre des zones sinistrées ou difficilement accessibles. Cela permet de réaliser des reportages sans mettre en danger les journalistes.

- **Les besoins des agriculteurs :**

Les drones spécialisés dans le domaine de l'agriculture sont capables de fournir des services de surveillance, repérage des hétérogénéités du sol, examen de la densité végétale, création de zones sur les parcelles, etc.

- **Le drone en Topographie :**

Le drone effectue des relevés topographiques, et va parcourir de grandes zones afin de mesurer tous types d'information (mesure, distance, température, hygrométrie, infrarouge, hauteur, avec une précision absolue.

- **La promotion du territoire :**

De nombreux offices de tourisme utilisent aujourd'hui le drone pour réaliser des vues aériennes sur les monuments et sites remarquables d'une région pour donner envie aux touristes de se rendre sur place.

- **Des plans cinématographiques :**

Les drones sont utilisés au cinéma embarquant des caméras de très haute qualité. Grâce aux stabilisateurs, les images capturées par les drones dédiés sont nettes.

- **Les drones Dans la sécurité :**

Ils peuvent surveiller des bâtiments, des manifestations en plein air, des zones à risque, le trafic routier, et permettent d'avoir une vision aérienne du ou des sites en question.

- **Les drones militaires et policiers :**

Les principales missions des drones militaires sont axées sur la surveillance, le renseignement, le transport de matériel, mais également des missions offensives. Utilisation d'aéronefs autonomes pour cibler et attaquer des sites ou troupes (ex attaques faites par les états unis au Moyen-Orient).

- **Autres fonctions en développement :**

Les drones n'ont pas fini de nous surprendre et de nous simplifier la vie au quotidien. Ainsi, il est très probable que dans quelques années ses fonctions évoluent encore et proposent des services de livraison, mais pourront également venir dépanner les services de police et de secours. [3]

## 5 Difficultés d'opérations :

L'utilisation optimale des drones et la généralisation de leur emploi soulèvent toutefois un certain nombre de difficultés qui devront être aplanies à terme. Ces difficultés ne sont pas toujours du même ordre selon que l'on envisage le marché civil ou militaire, mais elles sont essentiellement de deux types : [2]

### 5.1 Les contraintes opérationnelles :

#### • **Navigabilité et intégration dans la circulation aérienne :**

Les drones doivent impérativement répondre à des critères de navigabilité et respecter des règles de circulation aérienne, analogues à ceux des avions. Cela leur impose de bénéficier d'un certain niveau de fiabilité technique et de résistance au crash (pour assurer la sécurité au sol) mais également d'une fiabilité satisfaisante du point de vue comportemental (pour assurer la sécurité des autres aéronefs en vol). Celle-ci doit s'exercer en matière de détection de proximité, de contrôle du pilotage, d'échange de données avec le contrôle au sol, ainsi que de la capacité de gestion des situations dégradées. C'est un problème crucial pour les drones qui, a priori, ne satisfont pas actuellement à ces contraintes. La résolution de ces difficultés pourrait naturellement déboucher sur la création d'une certification des drones par des autorités compétentes, comme pour tous les autres aéronefs. Celle-ci apporterait certaines garanties dans les niveaux de fiabilité recherchés.

#### • **La législation :**

L'utilisation des drones doit être compatible avec les législations nationales et internationales dans le domaine des responsabilités juridiques. La question fondamentale est évidemment de déterminer la responsabilité, au sens juridique du terme, en cas de dommages au sol suite à la chute d'un drone (alors que celui-ci n'était pas piloté).

#### • **L'altitude :**

Si l'absence de l'homme à bord permet plus facilement l'accès aux hautes altitudes, favorables à de plus grandes portées d'observation, celles-ci posent néanmoins certaines questions relativement : aux règles de souveraineté auxquelles n'échappe que l'espace extraatmosphérique selon le droit international, domaine exclusif des satellites ; la vulnérabilité aux menaces sol-air de hautes performances (jusqu'à 92 000 pieds).

#### • **La sécurité :**

La transmission des ordres et des informations échangés entre le sol et le drone utilise un segment aérien, vulnérable aux ruptures de transmissions et aux brouillages. C'est une partie fragile du système, qui nécessite la plus haute protection pour une utilisation militaire.

## 5.2 Les contraintes techniques :

### • **La transmission des données :**

C'est un aspect extrêmement contraignant en termes de fréquences, de débits, de portées, de résistance aux perturbations radioélectriques et au brouillage. Il est indispensable de garantir la fiabilité des stations sol et des liaisons avec les vecteurs.

### • **La discrétion :**

Cette qualité militaire fondamentale, qui dépend de plusieurs facteurs, tels que la furtivité (faible signature radar) et l'intensité de différentes formes d'émissions (acoustique, électromagnétique, infrarouge...), nécessite un compromis entre les exigences aérodynamiques (formes de la structure), de performances (matériaux), de motorisation (source de chaleur), et d'architecture du système de communication (champ d'antennes).

### • **La motorisation :**

Principale source actuelle de panne, celle-ci doit répondre à des exigences d'endurance, de fiabilité (avec possibilité de rallumage en vol ?), de discrétion et de coût... Elle devra pour ce faire satisfaire également à règles de maintenance très strictes, pouvant aussi être soumises à des normes d'homologation par les autorités.

### • **La réactivité du système et la place de l'homme dans la conduite de la mission :**

L'architecture du système doit être un compromis optimisé entre l'intelligence embarquée, les aides à la décision déportée et l'action de l'opérateur.

### • **La gestion des pannes en vol (situations dégradées) :**

Son efficacité sera toujours un compromis entre coût et complexité du système (donc masse et volume).

### • **La maintenance et le stockage :**

Ils devront faire l'objet d'une politique spécifique et soumise à surveillance, qui devra être pris en compte dès la conception du système.

- **L'entraînement et le maintien en condition des opérateurs :**

Si le système drone permet l'utilisation intensive de la simulation, l'expérience déjà acquise a démontré qu'un entraînement réel des équipes en situation sur le terrain était indispensable. Il permet en outre de valider l'état opérationnel et l'efficacité des systèmes.

## 6 Quadri-rotor :

### 6.1 Définition :

Quad-copter, aussi appelé hélicoptère quadri-rotor, est un drone multi-rotor qui est soulevé et propulsé par quatre moteurs. Les quad-copter sont classés en giravions, par opposition aux drones à voilure fixe, car leur portance est générée par un ensemble de rotors.

Les quad-rotors utilisent généralement deux paires d'hélices à pas fixe identiques, deux dans le sens des aiguilles d'une montre (CW) et deux dans le sens inverse (CCW). En modifiant la vitesse de chaque rotor, il est possible de générer spécifiquement une poussée totale souhaitée, localiser le centre de poussée latéralement et longitudinalement, et pour créer un couple total souhaité, ou force de rotation.

### 6.2 Historique:

Le gyroplane Breguet-Richet est le premier quadrirotor qui a vu le jour, développé par la société Breguet en 1907, ce véhicule n'a pas pu décoller qu'à 60 cm du sol et quatre hommes maintenaient sa structure.



1-18 Gyroplane Breguet-Richet

En janvier 1921, l'Américain d'origine russe George de Bothezat est le premier qui a pu faire voler un appareil quadrirotor. En décembre 1922 il réalise un vol de 1 min 42 s à 1,8 m du sol. Le 19 janvier 1923, l'appareil emporte deux personnes à 1,2 m du sol.



1-19 Quad-coptère de Bothezat

En 1924, le quadrirotor du Français Étienne Oehmichen monte à plus de dix mètres d'altitude et effectue une boucle complète sur un kilomètre en sept minutes et quarante secondes. En plus des quatre rotors de sustentation, le type n o2 d'Oehmichen était doté de huit hélices de direction.



1-20 Appareille n o2 d'Oehmichen

En janvier 2016, la société chinoise Ehang basé à Guangzhou présente un drone quadrirotor capable de transporter une personne jusqu'à 100 kg, à 500 mètres d'altitude.

Aujourd'hui, de petits véhicules aériens sans pilote ont été utilisés pour de nombreuses applications. Le besoin d'aéronefs dotés d'une plus grande maniabilité et d'une plus grande capacité de vol stationnaire a entraîné une augmentation des recherches sur les quadricoptères.

Certains programmes actuels incluent :

-Le concept Bell Boeing Quad TiltRotor de Bell va plus loin dans le concept du quadricoptère fixe en le combinant avec le concept du rotor pendulaire pour un transport militaire de taille C-130 proposé.

-AeroQuad et ArduCopter sont des projets de logiciel et de matériel open-source basés sur Arduino pour la construction de quadricoptères.

-Parrot AR.Drone est un petit quadricoptère radiocommandé, équipé de caméras, construit par Parrot SA, conçu pour être contrôlé par un smartphone ou une tablette.



1-21 Prototype volant du Parrot AR.Drone (à gauche) Décollage de Parrot AR.Drone 2.0, Nevada, 2012 (à droite)

-Nixie est un petit drone équipé d'une caméra qui peut être porté en poignet. [7]



1-22 Drone Nixie

## 6.3 Avantages :

La conception du quadrirotor offre de réels avantages par rapport à d'autres configurations :

- Leurs tailles réduites et leur manœuvrabilité permettent de se déplacer dans des environnements fermés (Indoor) ou ouverts (Outdoor) et en évitant les obstacles contrairement aux autres véhicules aériens.

- La simplicité de sa mécanique facilite sa maintenance.

- Aucun embrayage n'est exigé entre le moteur et le rotor et aucune exigence n'est donnée sur l'angle d'attaque des rotors.

- Quatre petits rotors remplacent le grand rotor de l'hélicoptère ce qui réduit énormément l'énergie cinétique stockée et minimise les dégâts en cas d'accidents.

- Son décollage et atterrissage verticaux.



- Cette configuration est commandée en variant seulement la vitesse de rotation des quatre moteurs.
- Leur capacité de portance à cause de la présence de quatre rotors au lieu d'un qui peut être augmenté en rallongeant les pales d'un rotor ou en augmentant leur nombre.
- Sa dynamique est plus faible que celle de l'hélicoptère ce qui ne nécessite pas un temps de réaction rapide. [8]

## **7 Conclusion :**

Au cours de ce chapitre nous avons brièvement présenté le contexte historique associé à l'apparition des drones également décrit les drones. Nous avons également découvert que Les drones est un domaine très vaste, s'évolue rapidement et les différentes catégories des drones existants prouve cette énorme évolution.



## *Chapitre 02 : Généralités Aérodynamiques d'un rotor tournant*

### **1 Introduction:**

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui étudie les écoulements d'air, et leurs effets sur des éléments solides. Dans des domaines d'application tel que le design, des éléments d'aérodynamique sont repris du point de vue humain et subjectif, sous le nom d'aérodynamisme, avec des considérations, par exemple, sur les formes pouvant apparaître comme favorables à l'avancement.

L'aérodynamique s'applique aux déplacements des véhicules (drone, aérodynes, automobiles,...), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs aux systèmes transformant une énergie aérodynamique en énergie mécanique et vice-versa (turbines, compresseurs)). [1]

Ce chapitre porte sur la partie théorique aérodynamique des éléments des drones/quadri-rotors. Dans un premier temps, nous avons présenté les moteurs électriques (brushless) utilisés sur les drones. Dans un deuxième temps nous avons défini l'hélice. Dans un troisième temps, nous avons présenté une description des profils d'aile. Pour finir, nous identifions toutes les forces, les moments et effets ayant un impact sur le rotor tournant d'un quadri-rotors.

### **2 Moteurs électriques (brushless):**

#### **2.1 Définition:**

Le moteur brushless ou encore le moteur sans balais est un moteur synchrone dont le rotor est constitué d'un ou plusieurs aimants permanents (Voir la figure 2-1). La position du rotor est déterminée par un capteur de position qui est souvent un capteur à effet hall. Le rôle de ce dernier est d'assurer l'autopilotage du moteur c'est-à-dire l'orthogonalité du flux rotorique par rapport au flux statorique. Les moteurs brushless sont constitués de trois (3) éléments principaux : Une partie fixe, le stator, muni de trois groupes de bobines, appelées les trois phases du moteur. Ces bobines fonctionnent comme des électroaimants et permettent de générer diverses orientations de champ magnétique. Une partie tournante, le rotor, muni d'aimants permanents. Ces aimants vont en permanence entrainer le rotor pour tenter de s'aligner sur le champ magnétique du stator. Trois capteurs magnétiques à " effet Hall ". Ces capteurs permettent de connaître à chaque instant la position des aimants du rotor. [2]



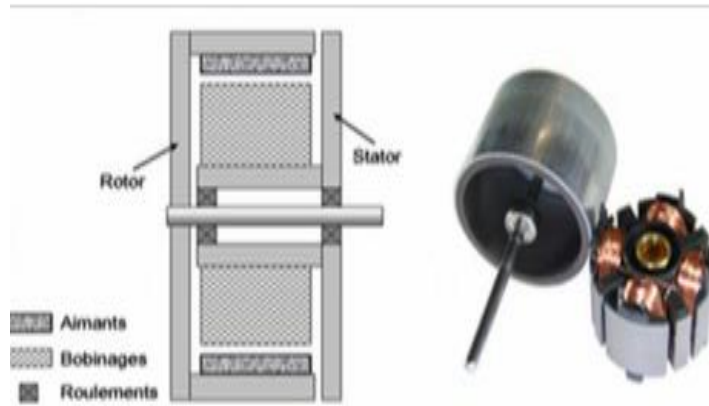
2-1: moteur brushless

## 2.2 Les différents types des moteurs brushless:

Selon les applications, il existe une grande variété de moteurs brushless avec des caractéristiques de couples, vitesses, inertie différentes en fonction de leurs constitutions. [3]

### 2.2.1 Moteur brushless à cloche:

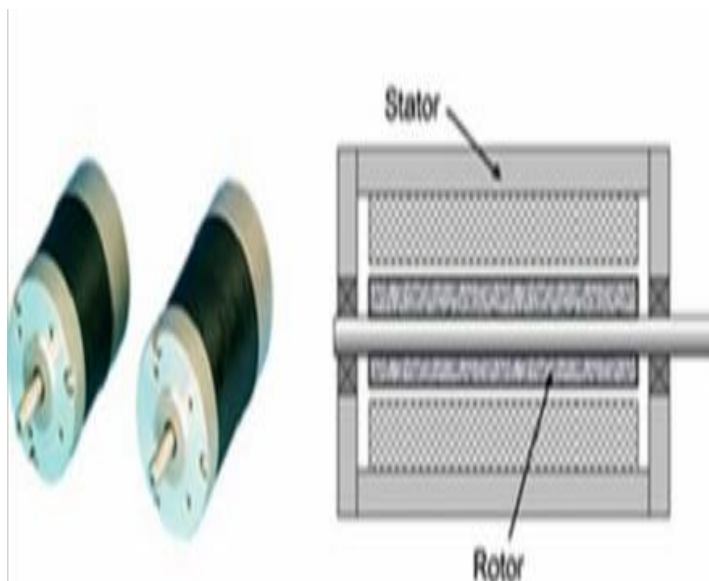
On appelle “ outrunner “ les moteurs brushless dont le rotor est autour du stator (Voir la figure 2-2). Cette configuration est intéressante en termes de couple moteur, car les aimants sont disposés sur un diamètre important, ce qui crée un bras de levier très intéressant. De plus, cette disposition permet de placer facilement plusieurs séries d’aimants (jusqu’à 32 pôles sur certains moteurs brushlessoutrunners) et de bobines. Les bobines sont toujours câblées par groupes de 3, et les aimants sont soit collés par groupes de 2, soit constitués d’une partie magnétique comprenant plusieurs pôles. Comme pour un moteur pas à pas, les moteurs brushlessoutrunners comprenant plus de 3 bobines et 2 pôles ne font qu’une fraction de tour lorsque le champ a tourné de  $180^\circ$ . Leur fréquence de rotation est donc plus faible mais le couple très élevé. Ces moteurs brushlessoutrunners sont souvent utilisés dans des applications qui nécessitent un fort couple, car ils peuvent être reliés à la charge sans nécessiter de dispositif de réduction Leur coefficient Kv est relativement faible par rapport aux autres types de moteurs brushless. Les principales applications des moteurs brushlessoutrunners sont les suivantes : ventilateurs, moteurs de disques durs, Cd-rom, moteurs de vélos électriques (intégrés dans le moyeu), bateaux ou avions radio commandés...



2-2: moteur brushless outrunner

### 2.2.2 Moteur brushless à rotor interne:

Contrairement au type précédent, les moteurs brushless “inrunners” ont le rotor à l’intérieur du stator (Voir la figure 2-3). Ils n’ont généralement qu’une seule paire de pôles sur le rotor, et 3 bobines au stator. L’inertie du rotor est beaucoup plus faible que pour un moteur outrunner, et les vitesses atteintes par ce type de moteur sont beaucoup plus élevées (Kv jusqu’à 7700tr/min/V). La gestion électronique de la commutation est par contre plus simple car le rotor tourne à la même fréquence que le champ magnétique. Le couple des moteurs brushless inrunners est plus faible que pour un outrunner car les aimants sont sur un diamètre plus petit à taille de moteur égale. Ce type de moteur brushless est très utilisé dans l’industrie car il se rapproche beaucoup d’un moteur à courant continu à balais et collecteur.



2-3: moteur brushless inrunners

## 2.2.3 Moteurs brushless disques:

Le rotor et le stator peuvent également être constitués de deux disques faces à face, avec les rayons et les bobines répartis selon les rayons de ces deux disques. Ce type de moteur brushless est peu employé car l'action des bobines sur les aimants crée un effort axial important qui nécessite des butées à billes conséquentes, sans offrir de différences notables au niveau des performances par rapport à un moteur brushless outrunner.

## 2.3 Principe de fonctionnement :

Dans un moteur brushless la commutation des enroulements est faite non pas mécaniquement comme précédemment mais de manière électronique par un système complexe appelé " contrôleur " Celui-ci transforme le courant continu en courant triphasé à fréquence variable et va alimenter successivement les bobines du moteur pour créer le champ tournant et donc la rotation qui nous intéresse. On comprend aisément qu'avec ce principe d'alimentation, il est impératif que les bobines soient fixes dans le moteur, et non pas en rotation comme dans un moteur à charbons. Tous les brushless ont donc la même architecture de construction : un stator fixe qui porte les bobines, et un rotor mobile sur lequel les aimants permanents sont collés. Les bobinages peuvent être réalisés de manières différentes : en étoile ou en triangle (appelé également), mais vous trouverez toujours trois fils à la sortie du moteur, qui réunissent les bobinages. Les bobines sont alimentées de façon séquentielle. Cela crée un champ magnétique tournant à la même fréquence que les tensions d'alimentation. L'aimant permanent du rotor cherche à chaque instant à s'orienter dans le sens du champ. Pour que le moteur brushless tourne les tensions d'alimentation doivent être adaptées continuellement pour que le champ reste en avance sur la position du rotor, et ainsi créer un couple moteur. Des capteurs (à effet hall) sont utilisés pour connaître à tout moment la position du rotor et adapter en conséquence l'alimentation des bobines et le champ magnétique. Le capteur va détecter le passage d'un pôle magnétique et à partir cette information le circuit de commande électronique assurera la commutation des bobines. La majorité des moteurs brushless possèdent un rotor interne qui tourne très vite jusqu'à 100.000 tr/mn. Si la vitesse est là, le couple est médiocre et il est alors obligatoire de les réduire fortement de manière à pouvoir utiliser des hélices de taille adaptée.[2]

## 3 Les hélices:

### 3.1 Définition:

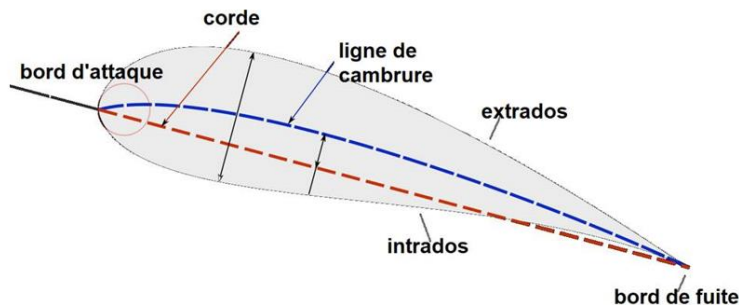
L'hélice fut très longtemps le seul moyen de propulsion permettant de convertir le mouvement rotatif du moteur en une force, la traction, propulsant l'aéronef. Elle comporte au moins une pale (anecdotique) généralement deux pales minimum munies, comme des ailes, d'un profil aérodynamique. Sa rotation projette la masse d'air vers l'arrière à une vitesse accélérée, ce qui génère selon la loi de la conservation de la quantité de mouvement une force de réaction (appelée traction) qui s'applique via l'hélice à l'avion. Un peu ringardisée par le réacteur, elle redevient d'actualité grâce à son rendement pouvant atteindre 0.8 à comparer avec celui d'un réacteur de l'ordre de 0.35.[4]

### 3.2 Le rôle de l'hélice :

La production d'énergie assurée par le moteur est transformée en une force de traction rectiligne. De par ses qualités aérodynamiques, l'hélice transforme le couple fourni par le moteur en une force assurant le déplacement de l'avion dans l'air. [5]

### 3.3 Profil d'une pale d'hélice:

Une hélice n'est pas une vis qui se visse dans l'air, son action repose sur le même principe que l'aile et en a son profil. Comme l'aile on définira un bord d'attaque, un bord de fuite, une corde de référence, une épaisseur moyenne, une cambrure etc... Performances et résistance de l'hélice dépendant de l'ensemble du profil de l'hélice. C'est un compromis entre performance et résistance mécanique [6]. La figure 2-4 représente le profil d'une pale d'hélice.



2-4: Profil d'une pale d'hélice

## 3.4 Hélice avec une forme d'un profil d'aile:

### 3.4.1 Le profile:

Le profil d'un élément aérodynamique est sa section longitudinale (parallèle à la vitesse). Sa géométrie se caractérise par une cambrure (inexistante s'il est symétrique), une épaisseur et la distribution de l'épaisseur (rayon du bord d'attaque, emplacement de l'épaisseur maximale). À fluide, vitesse et angle d'attaque donnés, cette géométrie détermine l'écoulement du fluide autour du profil, par conséquent l'intensité des forces générées à tout moment, portance et traînée. Le nombre de Reynolds et le nombre de Mach permettent de décrire numériquement l'écoulement. [7]

### 3.4.2 Profile NACA:

Les profils NACA sont des profils aérodynamiques pour les ailes d'avions et les hélices des rotors développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA, États-Unis). Il s'agit de la série de profils la plus connue et utilisée dans la construction aéronautique.

La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot "NACA". Les chiffres de cette série peuvent alors être saisi dans des équations pour générer précisément la section de l'aile (son profil) et déterminer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de la corde, cette corde étant la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite, sauf précision contraire. [7]

### 3.4.3 Famille des profils :

Il existe de très nombreuses familles de profil et on ne peut d'une manière générale toutes les présentés. On se propose ici de voir les plus utilisés. [7]

#### ❖ Le profil symétrique :

On a pour particularité la ligne moyenne et la corde confondus. L'extrados et l'intrados sont symétriques par rapport à la corde. Ce profil n'a pas de portance à l'incidence  $0^\circ$ , l'air parcourt strictement la même distance sur l'extrados et l'intrados. Afin de créer une incidence, il est monte de biais sur les aéronefs.

#### ❖ Le profil convexe :

Le profil convexeest celui ou l'écoulement s'accélère sur l'extrados avec une dépression et l'intrados reste plan. Ce profil a une forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne.



## ❖ Le biconvexe dissymétrique :

Dans ce cas l'extrados plus courbe que l'intrados. Ce profil est porteur même à des incidences négatives. Il est légèrement instable et son centre de gravité se déplace un peu.

## ❖ Profil supercritique :

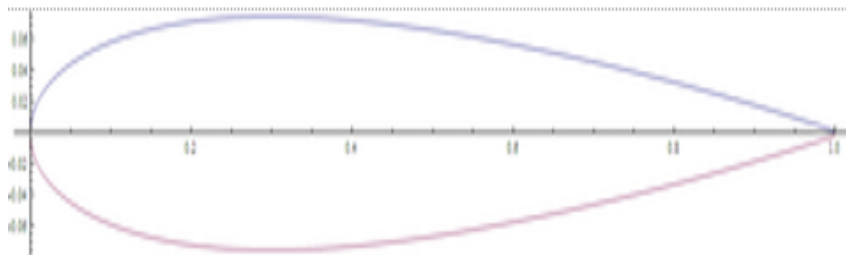
Ce profil recule la position de l'onde de choc de manière à éviter le décollement des filets d'air sur la plus grande partie de la surface de l'aile. Ces profils donnent de bonne performance aérodynamique et sont utilisés sur les avions de transport.

### 3.4.4 Série à quatre chiffres (Séries 4):

Ces profils sont définis par le code NACA suivi de quatre chiffres MPXX définissant la géométrie du profil : [7]

1. M, le premier chiffre définit la cambrure maximale en pourcentage de la corde.
2. P, le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde.
3. XX, les deux derniers chiffres définissant l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde.

### Profil symétrique 00xx:



2-5: Courbe d'une aile NACA 0015 produite à partir de la formule

La demi-épaisseur d'un profil NACA 00xx (voir figure 2-5) est calculée avec l'équation suivante :

$$y_t = t/0.2 \left[ 0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (2-1)$$

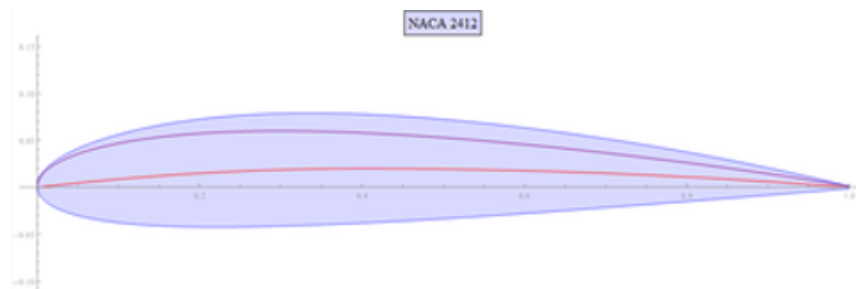
Avec :

- 'c' : est la longueur de la corde de profil (en mètres, par ex.)

- 'x' : est la position le long de la corde (en mètres, si c'est en mètres). Donc 'x' varie de 0 à c.
- 'yt' : est la moitié de l'épaisseur du profil, en fraction de corde, pour une valeur donnée de x.
- 't' : est l'épaisseur maximale en fraction de la corde (0,15 par exemple pour le NACA 0015) (il faut remarquer que 't' multiplié par 100 donne les deux derniers chiffres du libellé des profils NACA 4 chiffres).

### Profil cambré:

La ligne de cambrure est indiquée en rouge (voir figure 2-6), et l'épaisseur - ou le profil symétrique 0012 - est représenté en violet. [7]



2-6: Courbe d'une aile NACA 2412

Les profils NACA asymétriques les plus simples sont les séries 4 chiffres, qui utilisent la même formule que les profils 00xx, symétriques, mais avec une ligne moyenne courbée.

La cambrure moyenne du profil est définie en deux sections :

$$y_c = \left\{ m \frac{x}{p^2} \left( 2p - \frac{x}{c} \right) \right\} 0 \leq x < pc \quad (2-2)$$

$$y_c = \left\{ m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left( 1 + \frac{x}{c} - 2p \right) \right\} pc \leq x \leq c \quad (2-3)$$

Avec :

- 'm' : est égal à la cambrure maximale (défini par le premier des quatre chiffres)
- 'p' : est la position de la cambrure maximale (défini par le deuxième chiffre)

Pour la forme de l'extrados et de l'intrados, l'épaisseur doit être appliquée perpendiculairement à la ligne de cambrure, les coordonnées  $(x_U, y_U)$  et  $(x_L, y_L)$ , sont calculées avec les équations suivantes:

$$x_U = x - y_t \sin\theta \quad (2-4)$$

$$y_U = y_c + y_t \cos\theta \quad (2-5)$$

$$x_L = x + y_t \sin\theta \quad (2-6)$$

$$y_L = y_c - y_t \cos\theta \quad (2-7)$$

Où :

$$\theta = \arctan\left(\frac{dy_c}{dx}\right) \quad (2-8)$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \left\{ \frac{2m}{p^2} \left(p - \frac{x}{c}\right) \right\} pc \leq x \leq pc \quad (2-9)$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \left\{ \frac{2m}{(1-p)^2} \left(p - \frac{x}{c}\right) \right\} pc \leq x \leq c.. \quad (2-10)$$

**Nota :** pour  $\theta = 0$  on retrouve les équations du profil symétrique.

### 3.4.5 Séries à cinq chiffres (Séries 5):

La série NACA 5-chiffres permet de décrire des surfaces portantes plus complexes. Ils sont définis par le code NACA suivi de cinq chiffres LPQXX. [7]

1. 'L' : le premier chiffre définit le coefficient de portance optimal, multiplié par 0,15,  $C_l = 0.15L$ .
2. 'P' : le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde.
3. 'Q' : le troisième chiffre indique si le profil est à cambrure simple (0) ou double (1)
4. Comme pour les profils à 4 chiffres, les quatrième et cinquième chiffres donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde.

### Profils de ligne de cambrure:

Comme pour les profils à 4 chiffres, la cambrure est définie en deux sections, mais contrairement à ces derniers, la transition entre les deux sections ne se fait pas au point de cambrure maximum mais

à 'm' définie en pourcentage de la corde. La constante 'm' est choisie de telle sorte que la cambrure maximale se trouve à ( $x = p$ ), par exemple, pour une cambrure de 230,  $p=0.3/2=0.15$  et  $m=0.2025$ .

Enfin, la constante 'k1' est déterminé pour donner le coefficient de portance souhaité. Pour un profil de cambrure 230 (les 3 premiers numéros de la série à 5 chiffres),  $k_1 = 15.957$  est utilisé. L'emplacement sur la corde 'x' et l'ordonnée 'y' ont été normalisées par rapport à la corde. [7]

### Cambrure simple:

La cambrure moyenne est définie par les équations suivantes :

$$y_c = \frac{k_1}{6} \{x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x\} \quad 0 \leq x \leq m \quad (2-11)$$

$$y_c = \frac{k_1 m^3}{6} (1-x)m \quad m \leq x \leq 1 \quad (2-12)$$

### Cambrure double:

Ces profils présentent un moment de tangage théorique de 0, ils sont dits auto-stables.

La cambrure moyenne est définie par les équations suivantes :

$$y_c = \frac{k_1}{6} [(x-m)^3 - \frac{k_2}{k_1} (1-m)^3 x - m^3 x + m^3] \quad (2-13)$$

Pour  $m \leq x \leq 1$

$$y_c = \frac{k_1}{6} [\frac{k_2}{k_1} (x-m^3) - \frac{k_2}{k_1} (1-m)^3 x - m^3 x + m^3] \quad (2-14)$$

### 3.4.6 Modifications:

Les profils quatre et cinq chiffres peuvent être modifiés avec un code à deux chiffres précédé par un trait d'union dans l'ordre suivant:

1. Un chiffre décrivant la circularité du bord d'attaque avec 0 étant pointu, 6 étant le même que le profil aérodynamique original, et des valeurs plus élevées indiquant un bord d'attaque plus arrondi.[7]
2. Un chiffre qui décrit la distance de l'épaisseur maximale du bord d'attaque en dizaines de %.

### 3.4.7 Série 1:

Contrairement aux séries à 4 et 5 chiffres qui définissent les profils de façon géométrique, une nouvelle approche de conception, dite inverse, a été expérimentée à partir des années 1930. Celle-ci consiste à spécifier la distribution de pression souhaitée sur la voilure et d'en déduire la forme géométrique.

Avant cela, les formes aérodynamiques étaient créées, puis leurs caractéristiques mesurées en soufflerie. Les profils de la série 1 sont décrits par cinq chiffres dans la séquence suivante: [7]

1. Le numéro "1" indique la série.
2. Un chiffre décrit la distance de la zone de pression minimum en dizaines de pour cent.
3. Un trait d'union.
4. Un chiffre décrit le coefficient de portance en dixièmes.
5. Deux chiffres décrivent l'épaisseur maximale en pour cent.

### 3.4.8 Série 6:

Il s'agit d'une amélioration par rapport aux profils de la série 1 maximisant les flux laminaires, et réduisant ainsi la traînée. [7]

Le profil est décrit à l'aide de six chiffres dans la séquence suivante:

1. Le nombre "6" indique la série.
2. Un chiffre qui définit la position de la zone de pression minimum en dizaines de pour cent.
3. Le chiffre en indice définit la plage de coefficient de portance en dixièmes au-dessus et au-dessous du coefficient de portance de conception pour laquelle la traînée est faible.
4. Un trait d'union.
5. Un chiffre décrivant le coefficient de portance optimal en dixièmes.
6. Deux chiffres décrivant l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

### 3.4.9 Série 7:

Cette série a pour but une maximisation de l'écoulement laminaire réalisé en identifiant séparément les zones de basse pression sur des surfaces supérieure et inférieure de la surface portante. Le profil d'aile est décrit par sept chiffres dans la séquence suivante : [7]

1. Le nombre "7" indique la série.
2. Un chiffre qui décrit la distance de la zone de pression minimum sur la surface supérieure de plusieurs dizaines de pour cent.
3. Un chiffre qui décrit la distance de la zone de pression minimum sur la surface inférieure de plusieurs dizaines de pour cent.
4. Une lettre faisant référence à un profil type de la précédente série NACA.
5. Un chiffre décrivant le coefficient de portance en dixièmes.
6. Deux chiffres décrivant l'épaisseur maximale pour cent.

7. "A =" suivi d'un nombre décimal qui décrit la fraction de la corde au-dessus de laquelle l'écoulement laminaire est maintenu.  $a = 1$  est la valeur par défaut si aucune valeur n'est donnée

### 3.4.10 Série 8:

Les profils aérodynamiques supercritiques sont conçus pour maximiser le flux d'air de manière indépendante au-dessus et en-dessous de l'aile. La numérotation est identique pour les profils d'aile 7 de la série, sauf que la séquence commence par un "8" pour distinguer les séries.[7]

### 3.5 Pas d'une hélice:

Le pas d'une hélice est la distance relative parcourue en translation par rapport à l'air. On distingue le pas géométrique et le pas effectif : [6]

Le pas géométrique,  $H$  qui est fixe, est l'avancée théorique que l'hélice parcourt en faisant un tour complet, sans "glisser" (sans dérapier dans le fluide, comme une vis dans du métal dur) ( $H=2\pi r \tan\theta$ ). Le pas géométrique de l'hélice est défini comme le pas de la section située à une distance de ( $r = 0,7 R$ ) de l'hélice, elle est appelée section de base.

Le pas effectif 'h' est la distance que parcourt réellement l'hélice ainsi que l'aéronef lorsqu'elle fait un tour complet. Il est égal à la vitesse air de l'avion divisée par la vitesse de rotation de l'hélice. En fonctionnement normal, du fait de la traction de l'hélice, le pas effectif est plus faible que le pas géométrique (c'est l'inverse quand l'hélice freine l'avion). pas effectif ( $h = \text{vitesse avion} \times \text{durée d'un tour d'hélice}$ ), avec (la durée d'un tour =  $1 / \text{vitesse rotation}$ ).

Le pas géométrique ne correspond donc pas au déplacement réel de l'hélice, la différence entre le pas géométrique de l'hélice et le pas effectif de l'hélice est nommée recul ou glissement de l'hélice.

$h = H/D = \text{pas géométrique}/\text{diamètre de l'hélice}$  Selon son application, le pas d'une hélice fixe est choisi pour un fonctionnement optimal à une vitesse donnée :

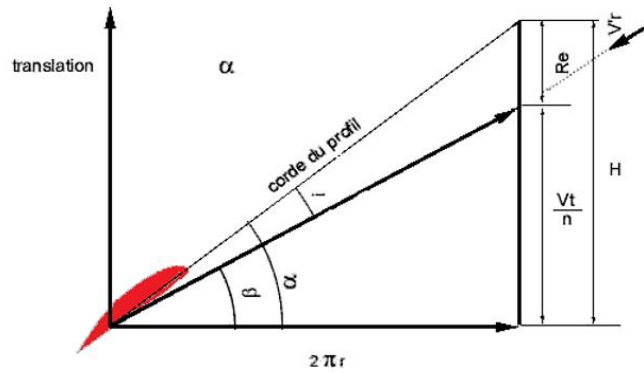
-Petit pas : meilleure traction au décollage et en montée ;

-Grand pas : meilleures performances en croisière à vitesses élevée.

Le pas relatif est le rapport :

$$h = \frac{H}{D} = \frac{\text{pas géométrique}}{\text{diamètre de l'hélice}} \quad (2-15)$$

$$h = \frac{2\pi \times 0.7 \tan \theta}{2R} = 2.2 \tan \theta \text{ pour } \theta \text{ à } 0.7 \quad (2-16)$$



2-7: La courbe désignant le pas d'hélice

- Pas géométrique :

$$H = 2\pi r \tan \theta \quad (2-17)$$

- Pas réel ou avance par tour :

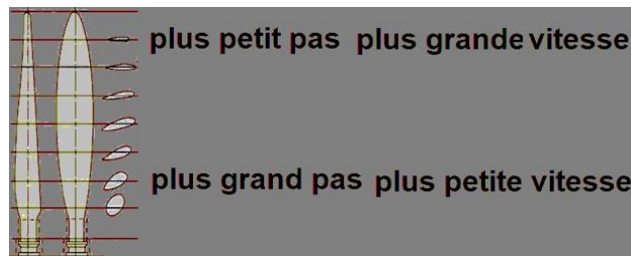
$$h = 2\pi r \tan \beta \quad (2-18)$$

Avec 'h' exprimé en mètres par tour.

Donc le recul est la différence entre  $\tan \theta$  et  $\tan \beta$  soit l'incidence  $\alpha$  qui est à l'origine de la résultante aérodynamique générant la traction. Le pas de l'hélice n'est pas fixe sur toute sa longueur, la vitesse de la pale est plus importante en bout d'hélice qu'à la base, donc la force aérodynamique va varier en fonction du carré du rayon considéré selon la formule de Bernoulli avec une force  $F_x$  en un point de l'hélice

$$F_x = 1/2 \cdot \rho V^2 \cdot S \cdot C_x \quad (2-19)$$

Pour éviter que l'hélice se brise du fait d'une force trop importante en bout d'hélice, celle-ci est vrillée, c'est-à-dire que son pas est plus petit en bout de pale qu'à la racine.



2-8: Pas d'hélice

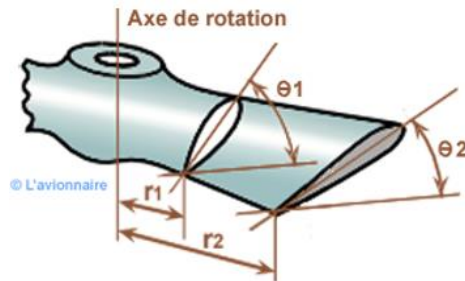
## Pas constant:

Ce serait une hélice dont le pas resterait constant en toutes ses sections. Or une hélice est construite de manière qu'en utilisation normale l'incidence soit toujours égale à l'incidence de finesse max : [6] incidence de :

$$f_{max} = \theta - \beta \quad (2-20)$$

Malheureusement il est impossible de satisfaire à la fois :

- L'incidence de finesse max tout au long de la pale.
- Le pas constant tout au long de la pale. C'est pour cette raison que le pas n'est pas tout à fait constant le long de la pale et que H varie d'une section à l'autre. Dans une hélice à pas constant, le calage diminue du moyeu à l'extrémité de la pale.



2- 9: pas constant

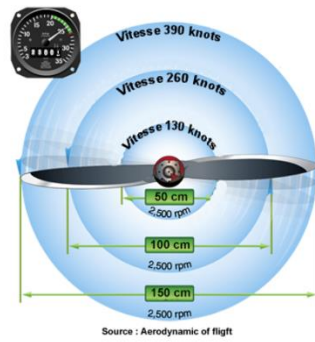
### 3.6 Nombre de pales et diamètre:

Les hélices peuvent être bipale, tripale, quadri-pale voire plus comme l'Airbus A400M avec huit pales. À noter que le rendement max sera obtenu par une hélice bipale. Par contre une hélice tripale ou quadri-pale aura un encombrement (diamètre) plus faible avec une vitesse en bout de pale inférieure à la bipale.[6]

### 3.7 Vrillage et angle de calage:

La raison pour laquelle une hélice est vrillée est que les parties extérieures des pales de l'hélice, comme toutes les choses qui tournent autour d'un point central, se déplacent plus rapidement que les parties situées près du moyeu. Si les pales avaient le même pas géométrique sur toute leur longueur, les parties situées près du moyeu pourraient avoir un angle d'attaque négatif alors que les extrémités des hélices seraient calées à la vitesse de croisière. [6]

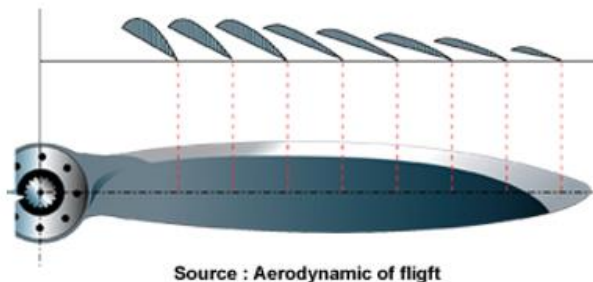




2-10: Vitesse de la pale en fonction de la distance par rapport au moyeu pour un régime moteur de 2500 tours/minute.

Le vrillage de la pale de l'hélice est l'angle entre la corde du profil de bout de pale et la corde du profil de pied de pale (dessin figure 2-11). Ce vrillage permet à l'hélice de fonctionner avec un angle d'incidence relativement constant sur toute sa longueur en vol de croisière. L'angle de calage  $\theta$  est défini entre la corde de référence du profil et le plan de rotation.

L'épaisseur et la forme de la pale varie pour permettre de régler l'angle d'incidence des profils en fonction de la variation des angles apparents perçus par les profils du pied au bout de pale.



2-11: Le vrillage de la pale de l'hélice

### 3.8 Rendement d'une hélice:

Le rendement d'une hélice c'est le rapport entre la puissance restituée par l'hélice par la puissance fournie à l'hélice, cette dernière étant égale à la puissance fournie par le moteur. Contrairement à la plupart des systèmes techniques mécaniques, ce rendement est variable, car il dépend de plusieurs facteurs, pas géométrique, pas effectif, vitesse de l'appareil.... [7]

$$\text{Soit : } \eta_h = W_u / W_m$$

$W_m$  = Puissance moteur

$W_u$  = Puissance utile

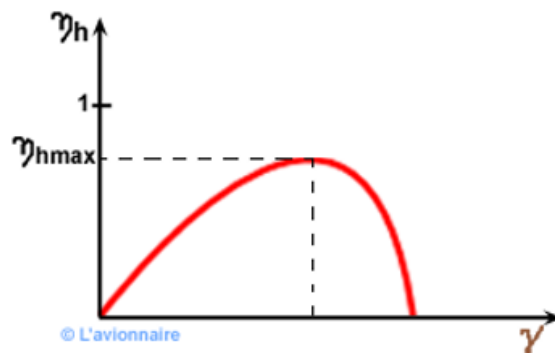
$\eta_h$  = Rendement de l'hélice

Le rendement maximal d'une hélice est de l'ordre de 0,8 à 0,85.

La courbe de rendement d'une hélice est établie en fonction de  $\gamma$  paramètre de fonctionnement de l'hélice. Soit :

$$\gamma = V_a / n d$$

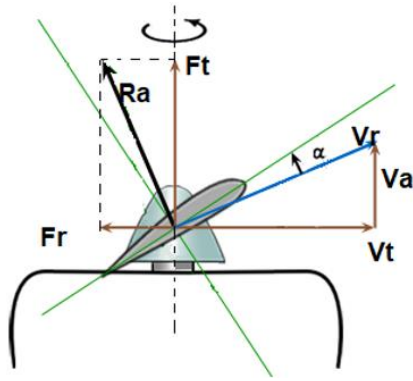
- $V_a$  = Vitesse avion,
- $n$  = nombre de tours/s de l'hélice,
- $d$  = diamètre de l'hélice.



2-12: la courbe de rendement d'une hélice

### 3.9 Fonctionnement Aérodynamique de L'hélice:

L'hélice fournit la traction. A basse vitesse (décollage atterrissage)  $V_a$  étant petit, on choisira un petit pas, un trop grand pas augmenterait le couple ferait diminuer la vitesse du moteur et pourrait faire décrocher (aérodynamiquement) l'hélice. A haute vitesse  $V_a$ , l'angle  $\alpha$  diminue, le pas réel aussi et va tendre vers 0 ce qui va diminuer la traction, on choisira donc un pas plus grand, ceci d'autant plus que l'on vole à grande vitesse surtout en altitude et que la masse volumique de l'air diminue avec l'altitude. [7]



2-13: Fonctionnement propulseur

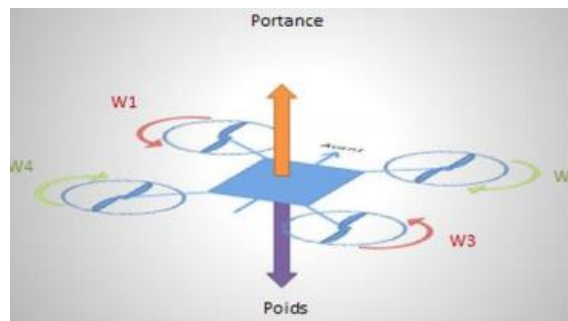
## 4 Les paramètres Aérodynamiques De rotor tournant :

Une fois le drone est en mouvement, sa dynamique est soumise à certaines forces et moment [8].

### 4.1 Les force:

#### 4.1.1 Drone stagnant dans les airs :

Quand le drone stagne dans les airs, il subit principalement deux forces physiques. La première est le poids. Celui-ci attire l'appareil vers le bas. Ce qui permet au quad-copter de voler et une deuxième force, appelée portance, qui permet au drone de décoller lorsqu'elle devient supérieure à son poids [9].



2-14: Illustration des forces agissantes sur un quad-copter stagnant dans les airs

#### • Le poids :

Comme tous les corps possédants une masse le drone subit une attraction gravitationnelle exercée par la terre. Plus sa masse sera importante plus son poids plus sera élevé. Cette force maintient le drone sur le sol [9][10].

Elle s'exprime par la formule :

$$P = g \times m \quad (2-21)$$

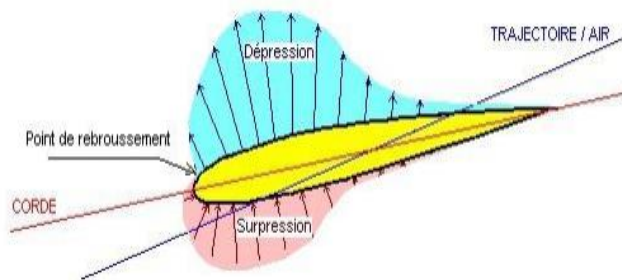
Avec : P en N, g = 9.81 et m en kg

## • La portance :

Elle s'exerce sur un corps en mouvement dans un fluide, qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement. Dans le cas du quad-copter la portance s'exerce sur ses quatre hélices, le vent rencontre l'hélice (la partie supérieure se nomme extrados et la partie inférieure intrados). L'aire passant au niveau de l'extrados doit parcourir un chemin plus long ainsi la vitesse est plus importante et la pression régnante est plus faible(dépression).

L'aire passant au niveau de l'intrados a une vitesse plus faible et ainsi la pression qui y règne sera plus importante(surpression).

L'addition de la surpression et de la dépression donne la portance qui aspire l'hélice vers le haut.



2-15: Aile d'une Hélice

$$F_P = 0.5 \times \rho \times V^2 \times S \times C_P \quad (2-22)$$

Avec :  $F_P$  en N.

$\rho$  : densité de l'air 1.2 Kg m<sup>3</sup> .

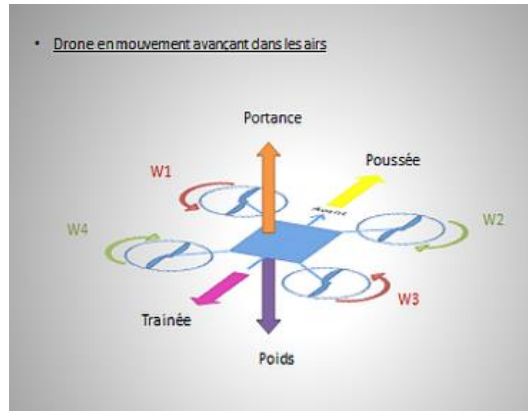
V : la vitesse du vent en m s .

S : la surface de l'aile en m<sup>2</sup>.

$C_P$  : coefficient de portance.

### 4.1.2 Drone en mouvement avançant dans les airs :

Généralement un objet en mouvement dans les airs, il subit quatre forces : le poids, la portance, la trainée et la force qui fait avancer l'objet (poussée).



2-16: Illustration des forces agissantes sur un quad-coptère en mouvement

## • La trainée :

C'est une force de résistance exercée par le vent sur un corps s'opposant à son déplacement. Elle permet ainsi de faire reculer le drone en augmentant la vitesse des moteurs avant. Elle est parallèle au vent qui s'oppose au déplacement [9].

La formule qui permet de calculer cette force est la suivante :

$$F_T = 0.5 \times \rho \times V^2 \times S \times C_T \quad (2-23)$$

Avec :  $F_T$  en N.

$\rho$  : la masse volumique de l'air,

$V$  : vitesse du vent en (m/s).

$S$  : la surface de l'aile en  $m^2$ .

$C_T$  : coefficient de trainée.

## • La poussée :

Cette force est créée par le moteur. Elle résulte de l'accélération des deux moteurs arrière permettant lorsqu'elle est supérieure à la force de trainée de faire avancer le drone, elle s'oppose donc à la force de trainée [9].

Elle peut être déterminée par la formule suivante :

$$F_{Poussee} = \rho \times n^2 \times D^4 \times C_{Poussee} \quad (2-24)$$

Avec :  $F$  T en N.

$\rho$  : la masse volumique de l'air,

$n$  : vitesse de rotation de l'hélice en tours/s.

$D$  : diamètre de l'hélice.

$C$  poussée : coefficient de poussée.

## 4.2 Les moments:

Il y a plusieurs moments agissants sur un quad-copter, qui sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.[11]

### 4.2.1 Moments dus aux forces de poussée :

- **La rotation autour de l'axe x :**

Due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors droit et gauche, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2) \quad (2-25)$$

Avec:  $l$  est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadri-rotor.

$$F_i = b\omega_i^2, \quad i = 1, \dots, 4$$

$F_i$  : Les forces de poussée

$b$  : Le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

$\omega_i$  : La vitesse de rotation des moteurs.

- **La rotation autour de l'axe y :**

Due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors avant et arrière, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2) \quad (2-26)$$

Avec:  $l$  est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadri-rotor.

$$F_i = b\omega_i^2, \quad i = 1, \dots, 4$$

$F_i$  : Les forces de poussée

$b$  : Le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

$\omega_i$  : La vitesse de rotation des moteurs

## 4.2.2 Moments dus aux forces de traînée :

- **La rotation autour de l'axe z :**

Due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est calculé par la relation suivante :

$$M_z = d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2-27)$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

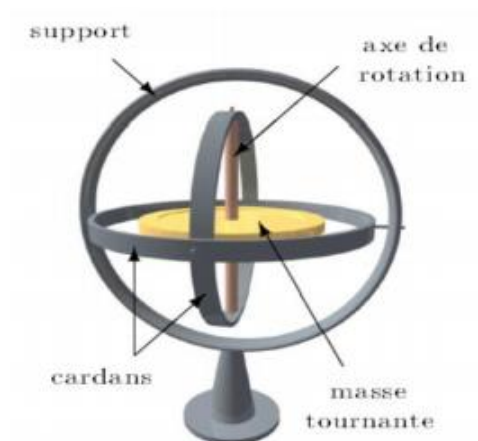
$$M_a = K_{fa}\Omega^2 \quad (2-28)$$

Avec :  $K_{fa}$  Le coefficient des frottements aérodynamiques et  $\Omega$  est la vitesse angulaire.

## 4.3 Les effets gyroscopiques :

Tout objet en rotation autour d'un axe est soumis à l'effet gyroscopique. C'est la capacité qu'a cet objet à conserver son axe de rotation ou, de façon plus précise, à conserver son moment angulaire.

Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements du quadri-rotor. [11]



2-20: Effet gyroscopique.

### 4.3.1 Moment gyroscopique des hélices :

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gh} = \sum_{i=1}^4 \Omega \wedge J r \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^{i+1} \omega_i \end{bmatrix} \quad (2-29)$$

Avec  $J_r$  est l'inertie des rotors.

### 4.3.2 Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadri-rotor :

Il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega \quad (2-30)$$

Avec

$J$  est l'inertie du système.

## 5 conclusions:

Dans ce chapitre nous avons déterminé les types de moteur brushless ainsi que sa principe de fonctionnement et définir le fonctionnement de l'hélice et son différent calage. Nous avons également donné une description des profils d'aile et les différent série, après avoir donné une description générale des force et des moments qui influent sur la dynamique de rotor tournant d'un quadri-rotor.





## Chapitre 03 : simulation numérique.

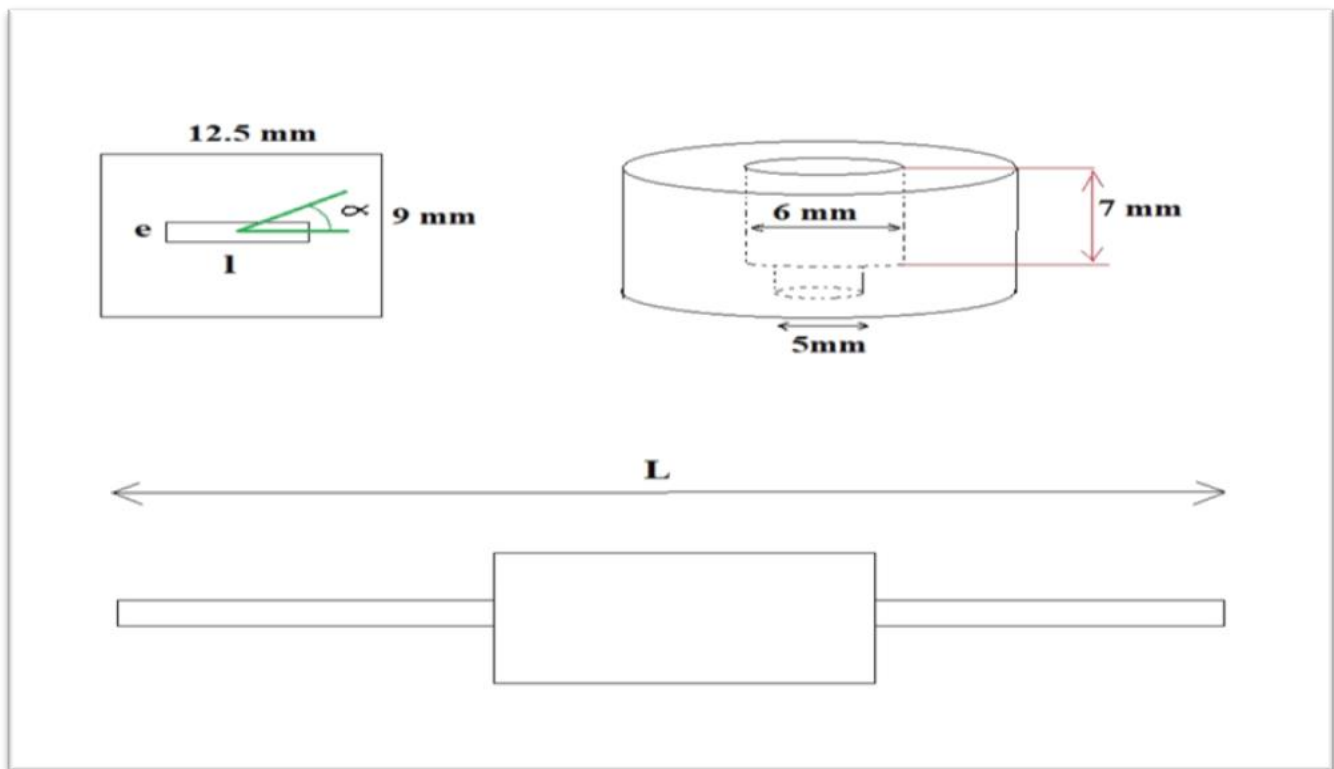
### 1 Introduction :

La simulation numérique tend à prendre de plus en plus d'importance dans le développement des projets scientifiques actuels étant moins onéreuse et plus flexible.

L'étude ou bien la simulation numérique sera faire à l'aide de « ANSYS Fluent » solveur, dans cette chapitre nous allons parler premièrement sur notre modèle physique pour notre cases , Ensuite nous allons faire la présentation des conditions aux limites et les résultats obtenue pour chaque cas avec la comparaison entre les résultats.

### 2 La géométrie :

#### 2-1présentation de la géométrie :

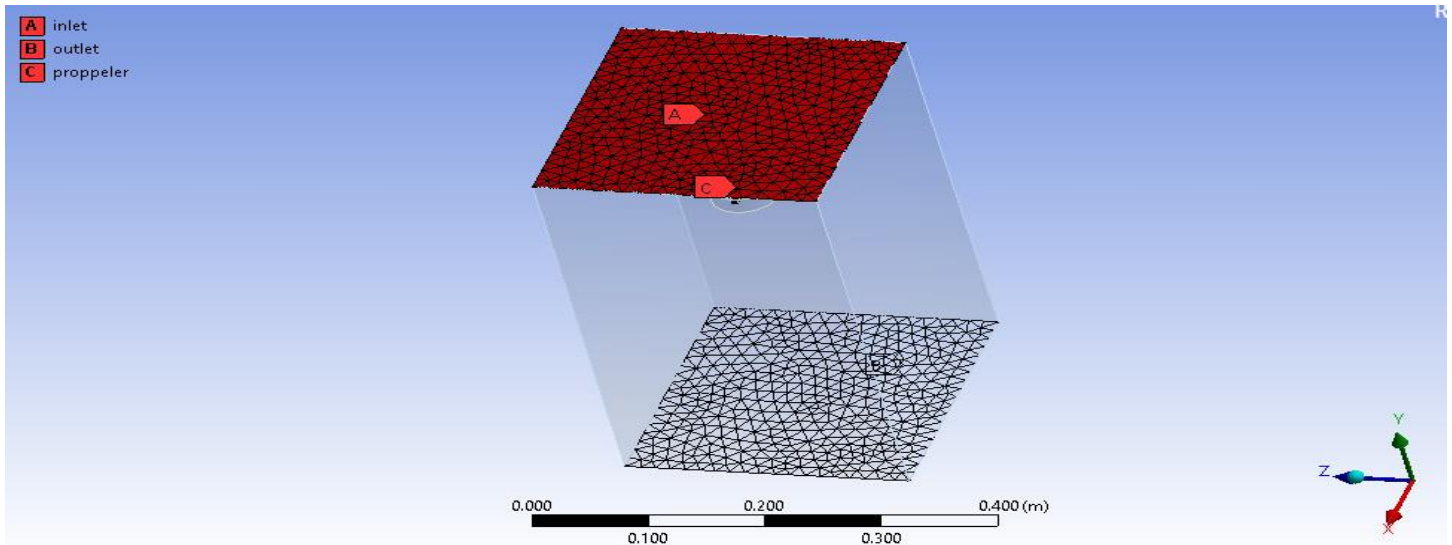


3-1 la géométrie de l'hélice.

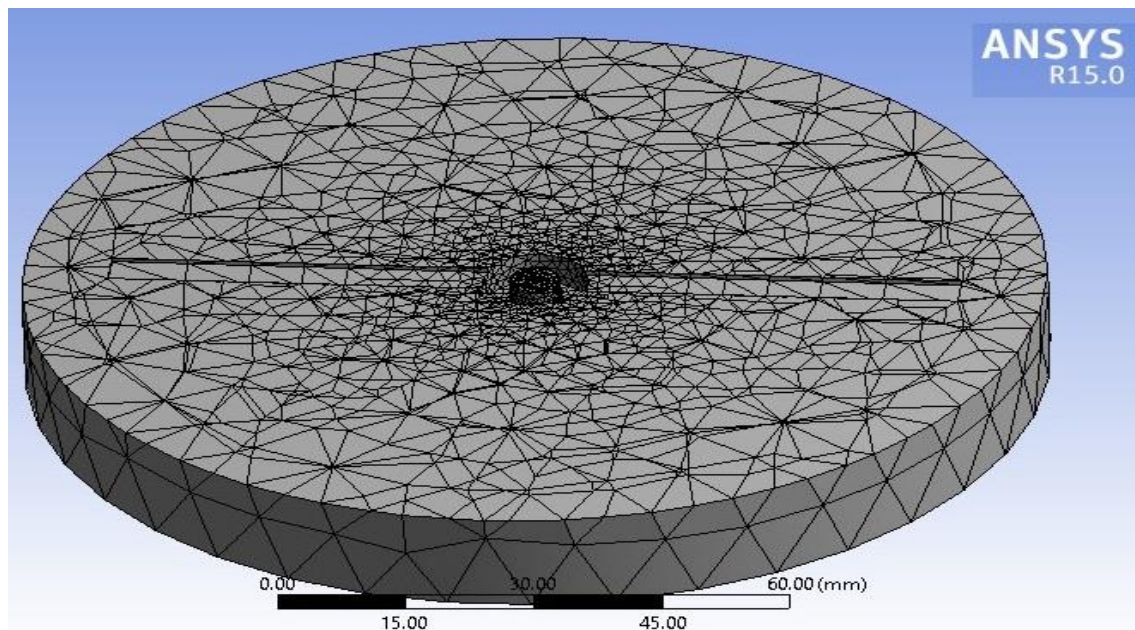
<b>Cas N° :</b>	<b>e</b>	<b>l</b>	<b>L</b>	<b><math>\alpha</math></b>
<b>01</b>	<b>01 mm</b>	<b>05 mm</b>	<b>50 mm</b>	<b>0°</b>
<b>02</b>	<b>01 mm</b>	<b>05 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>0°</b>
<b>03</b>	<b>01 mm</b>	<b>05 mm</b>	<b>200 mm</b>	<b>0°</b>
<b>04</b>	<b>01 mm</b>	<b>08 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>0°</b>
<b>05</b>	<b>01 mm</b>	<b>12 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>0°</b>
<b>06</b>	<b>01 mm</b>	<b>08 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>5°</b>
<b>07</b>	<b>01 mm</b>	<b>08 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>15°</b>
<b>08</b>	<b>01 mm</b>	<b>08 mm</b>	<b>100 mm</b>	<b>30°</b>

### 2-2 le maillage :

Le maillage est fait par le logiciel AnsysworkbenchMeshing et parce que il y'a beaucoup des cas en va présenter seulement le maillage du premier cas. (Figure -2, 3-3).



3-2 sélections nommées.

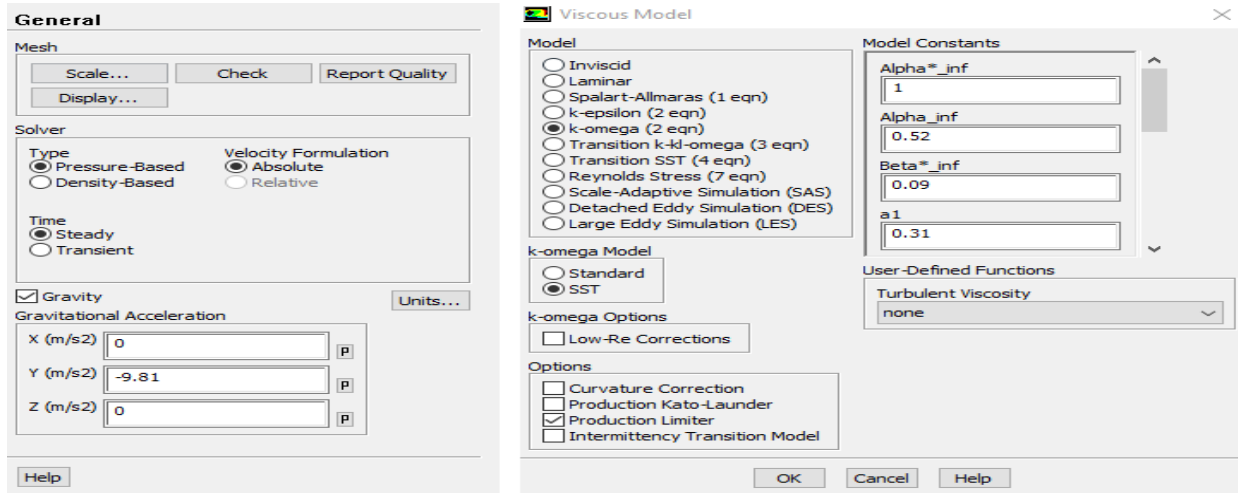


3-3 le domaine rotatif.

## 3 simulations numériques (Ansys Fluent) :

### 3-1 présentations du solveur :

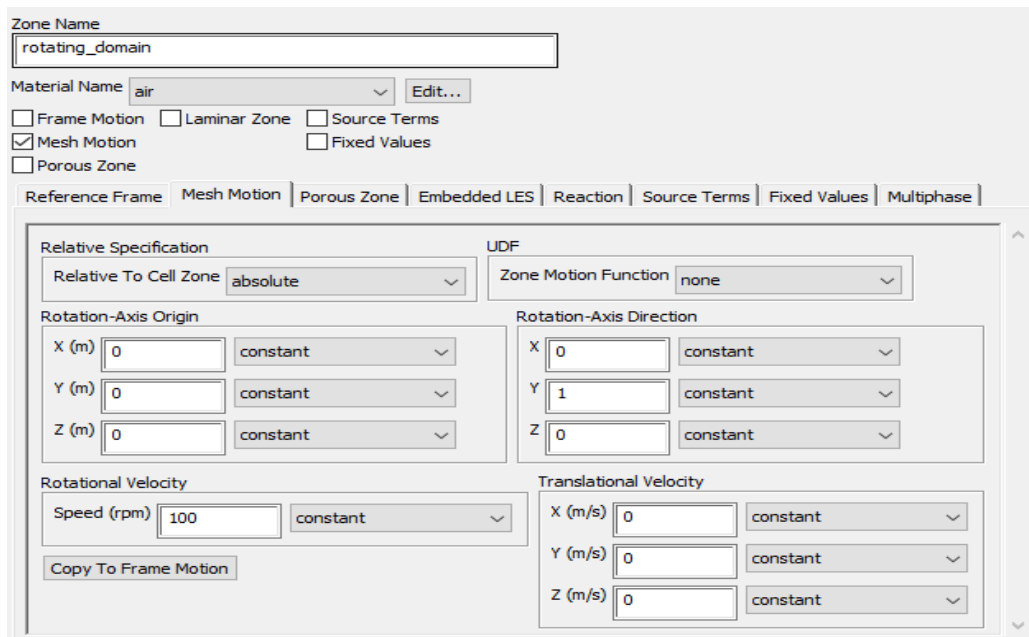
Pour faire notre simulation en va utiliser Ansys Fluent basé sur la pression (l'équation d'énergie pas considérable), avec valeur de gravité égal à  $9.81 \text{ m/s}^2$ , un écoulement stationnaire et modèle de la turbulence k- $\omega$ st. (Figure 3-4)



3-4 solveur et modèle de la turbulence.

## 3-2 la vitesse rotationnel :

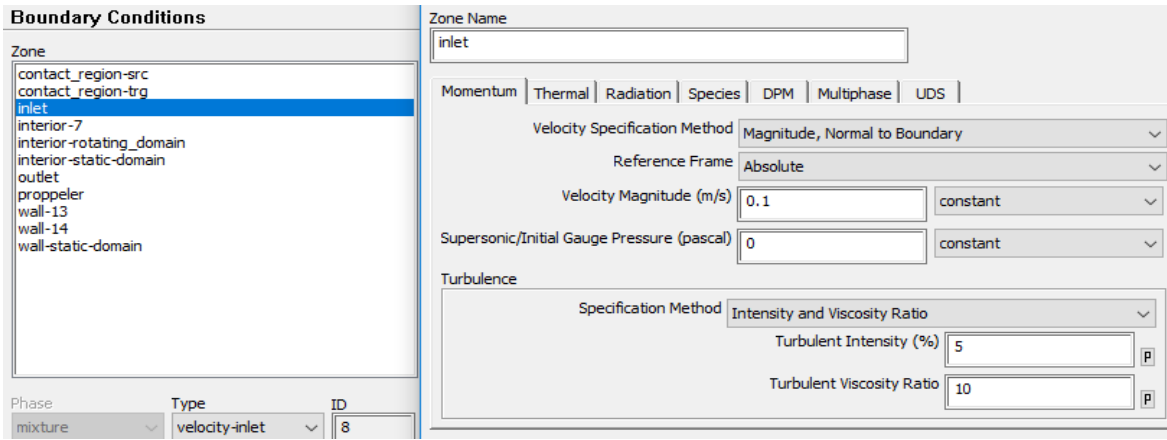
La vitesse rotationnel est définit à partir de la domaine rotatif par rapport l'axe de rotation (dans notre étude l'axe y), elle et égal à 100 rpm pour tous les cas.(figure 3-5)



3-5 la vitesse rotationnel.

## 3-3 les conditions aux limites :

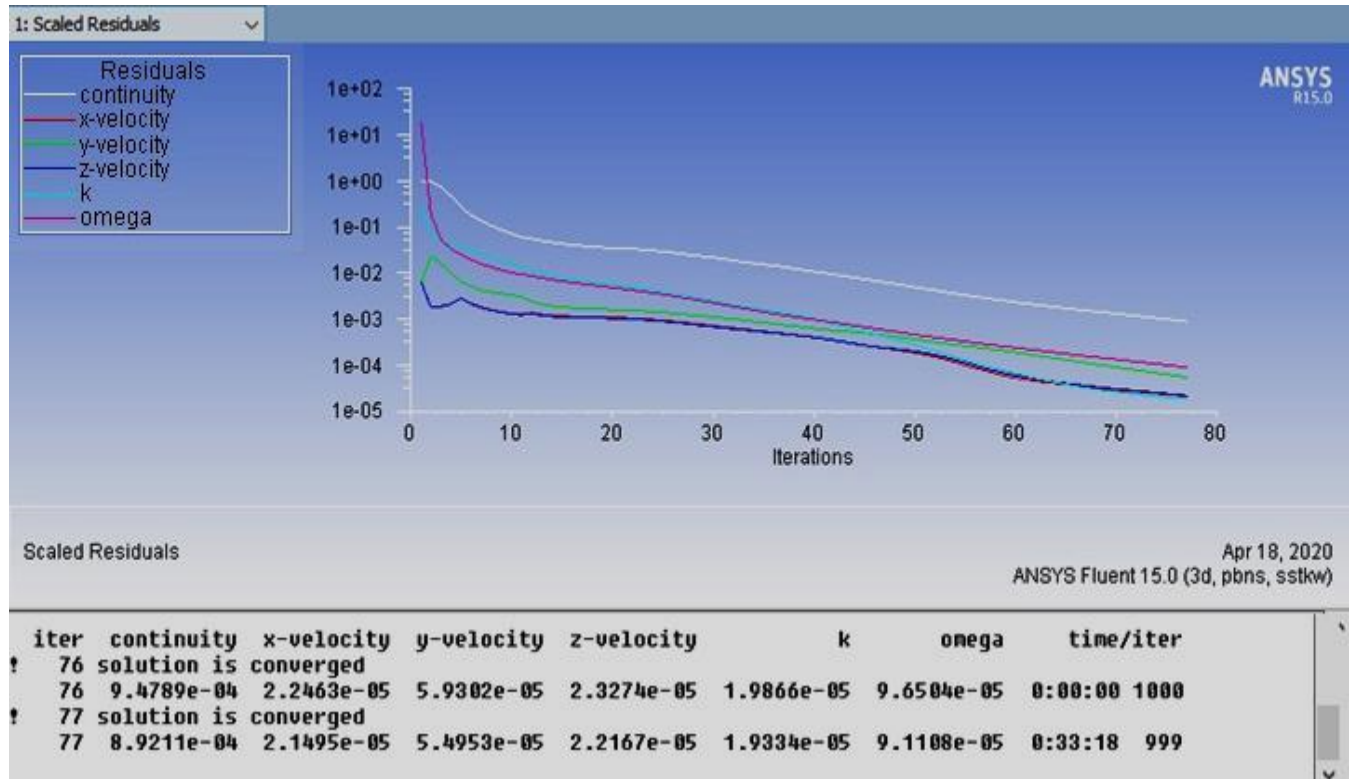
Les conditions aux limites dans tous les parois et contact régions sont restés par défaut, seulement l'entrée d'aire (inlet) où nous avons donnés une vitesse initial faible pour faire les calculs (par exemple 0.1m).



3-6 conditions aux limites.

## 3-4 solutions convergence :

La solution est convergée après 75 itérations (voir figure 3-7).



3-7 solutions convergence.

**Note :** En va faire la mêmes pour tous les autres cas avec les mêmes conditions aux limites et la même vitesse de la rotation.

## 4- Résultats et comparaison :

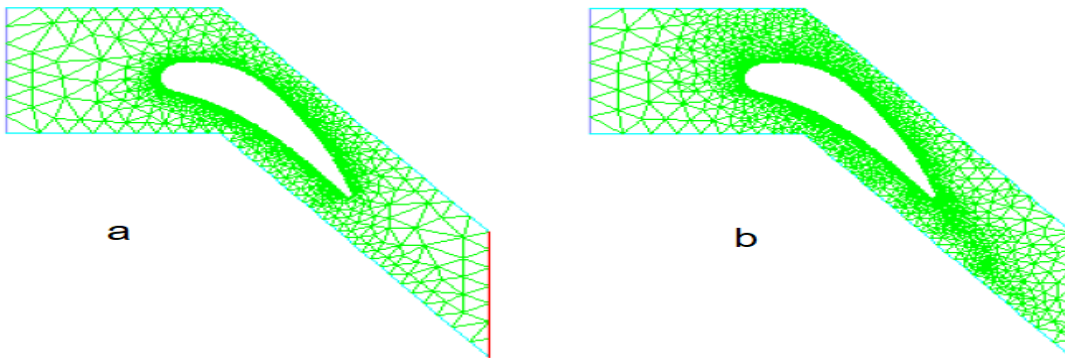
### 4-1 comparaison par rapport la longueur des hélices :

Dans cette partie on va comparer entre les trois premier cas où nous avons changé la longueur d'hélice.

#### Adaptation du maillage:

La fonction de raffinement de la maille adaptative à la solution d'ANSYS Fluent vous permet d'affiner et / ou de grossier votre maillage basé sur des données de solutions géométriques et numériques. De plus, ANSYS Fluent fournit des outils pour créer et visualiser des champs d'adaptation adaptés à des applications particulières.

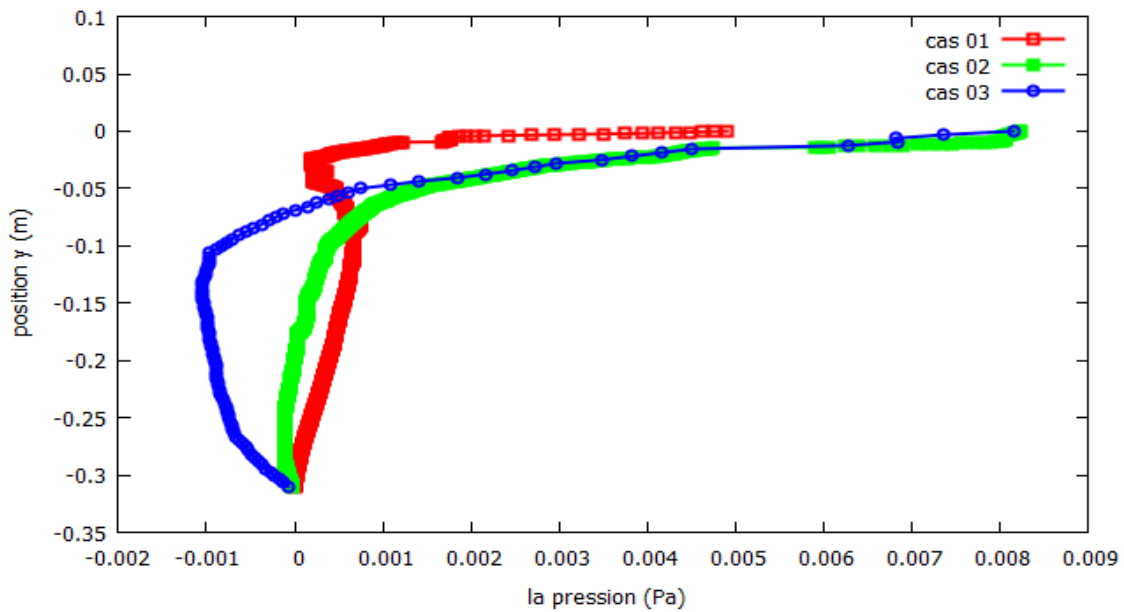
maillage / nombre des elements	Sans adaptation	1 <sup>ère</sup> adaptation	2 <sup>é</sup> adaptation
Cas 01	85554	224938	909328
Cas 02	43041	74751	590665
Cas 03	45995	86798	305086



3-8 exemple d'adaptation d'un maillage (a) : avant l'adaptation, (b) : après l'adaptation.

### Graphes et contours :

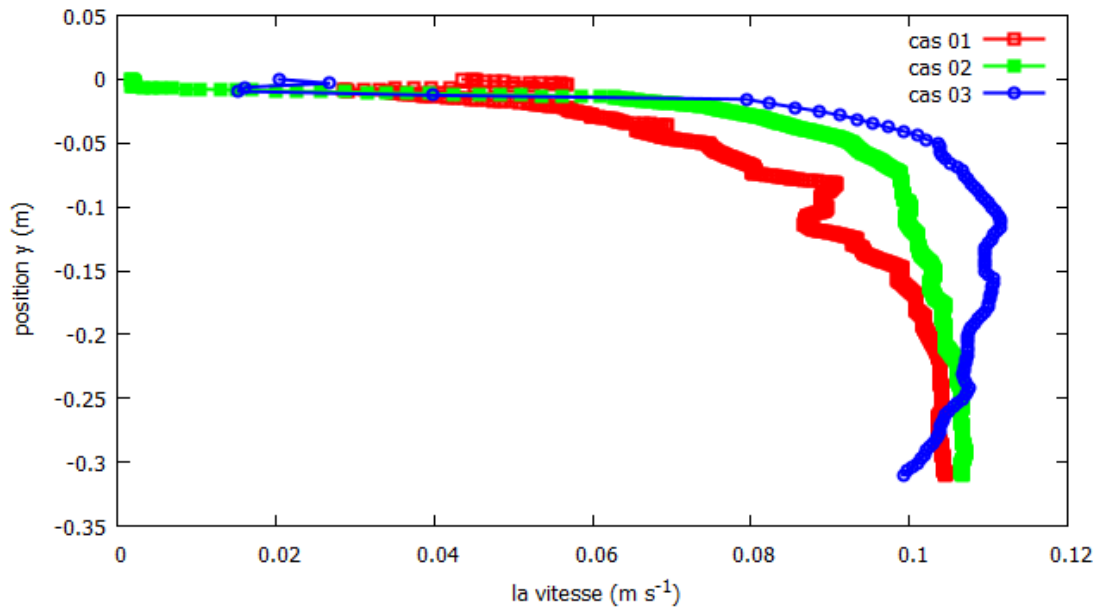
#### La pression :



3-9 la pression au niveau de la lige du centre après l'hélice.

#### La vitesse :





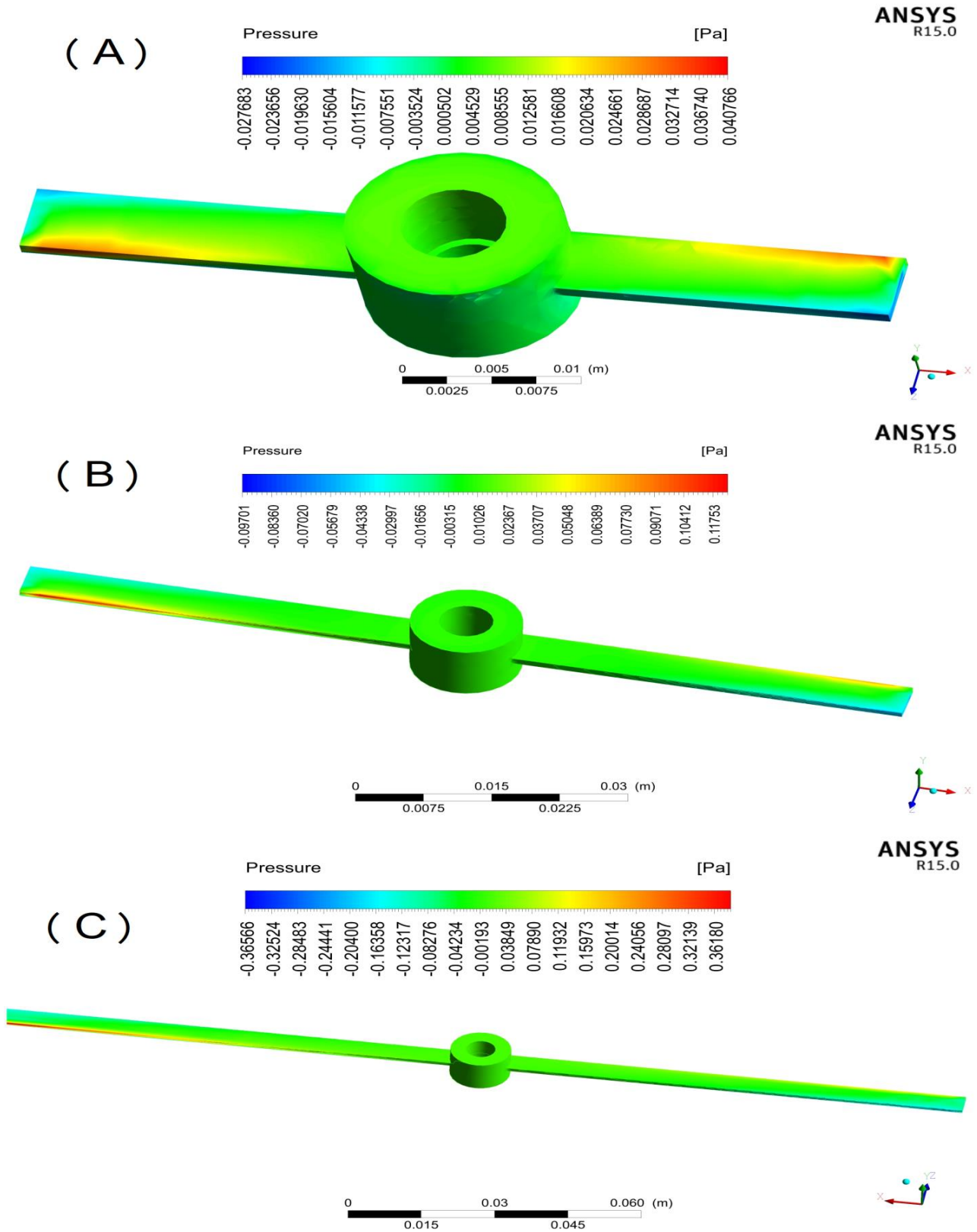
3-10 la vitesse au niveau de la lige du centre après l'hélice.

Nous avons remarqué que :

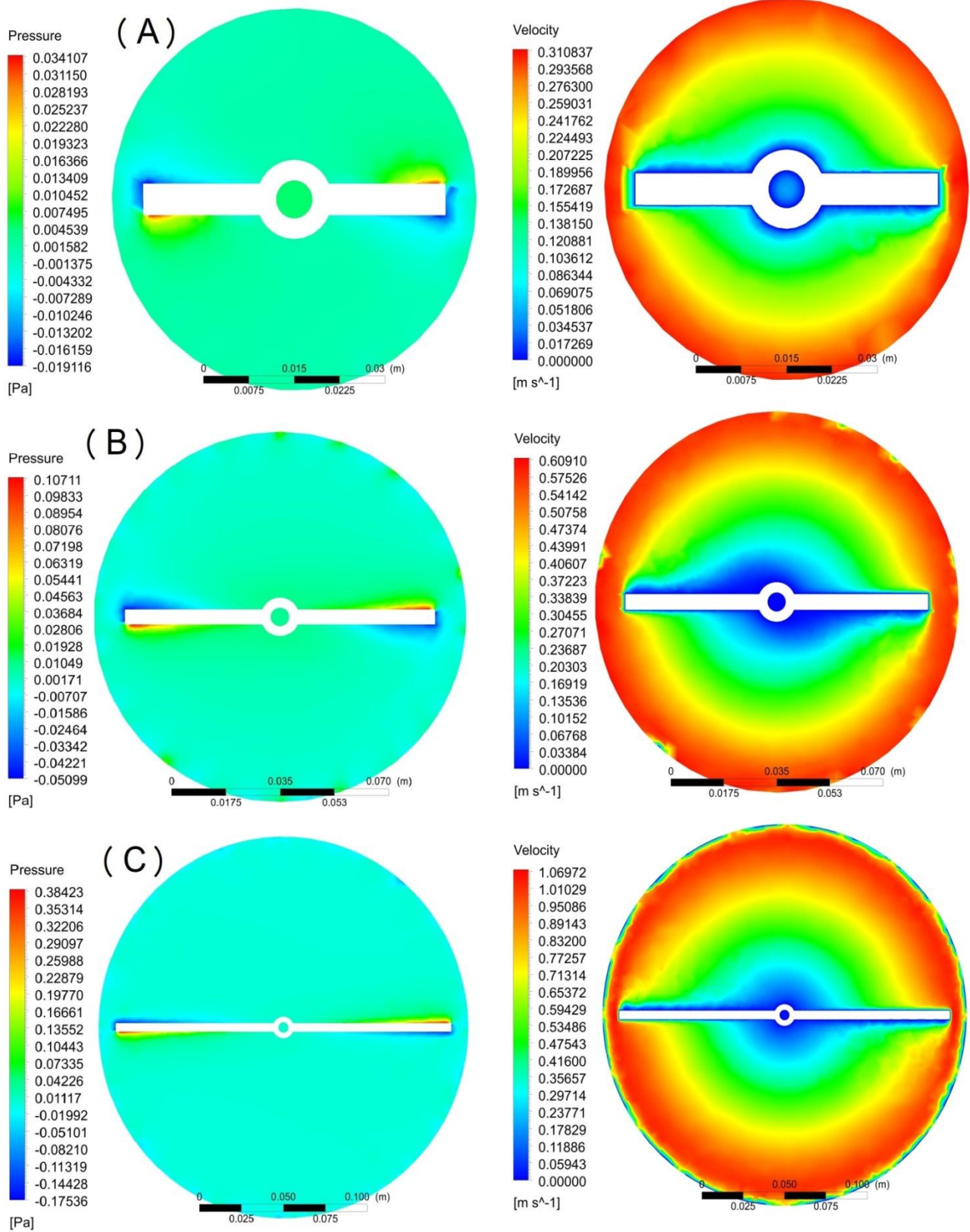
- Plus la distance avec l'hélice est élevée, plus la pression est faible et, d'autre part, plus la vitesse est rapide.
- Cette diminution de pression ou augmentation de vitesse est plus rapide avec une hélice plus longue.
- De plus, plus l'hélice est longue, plus ces valeurs sont élevées.

Passons maintenant à une comparaison entre les contours de la pression au niveau d'hélices pour les trois cas étudiés :

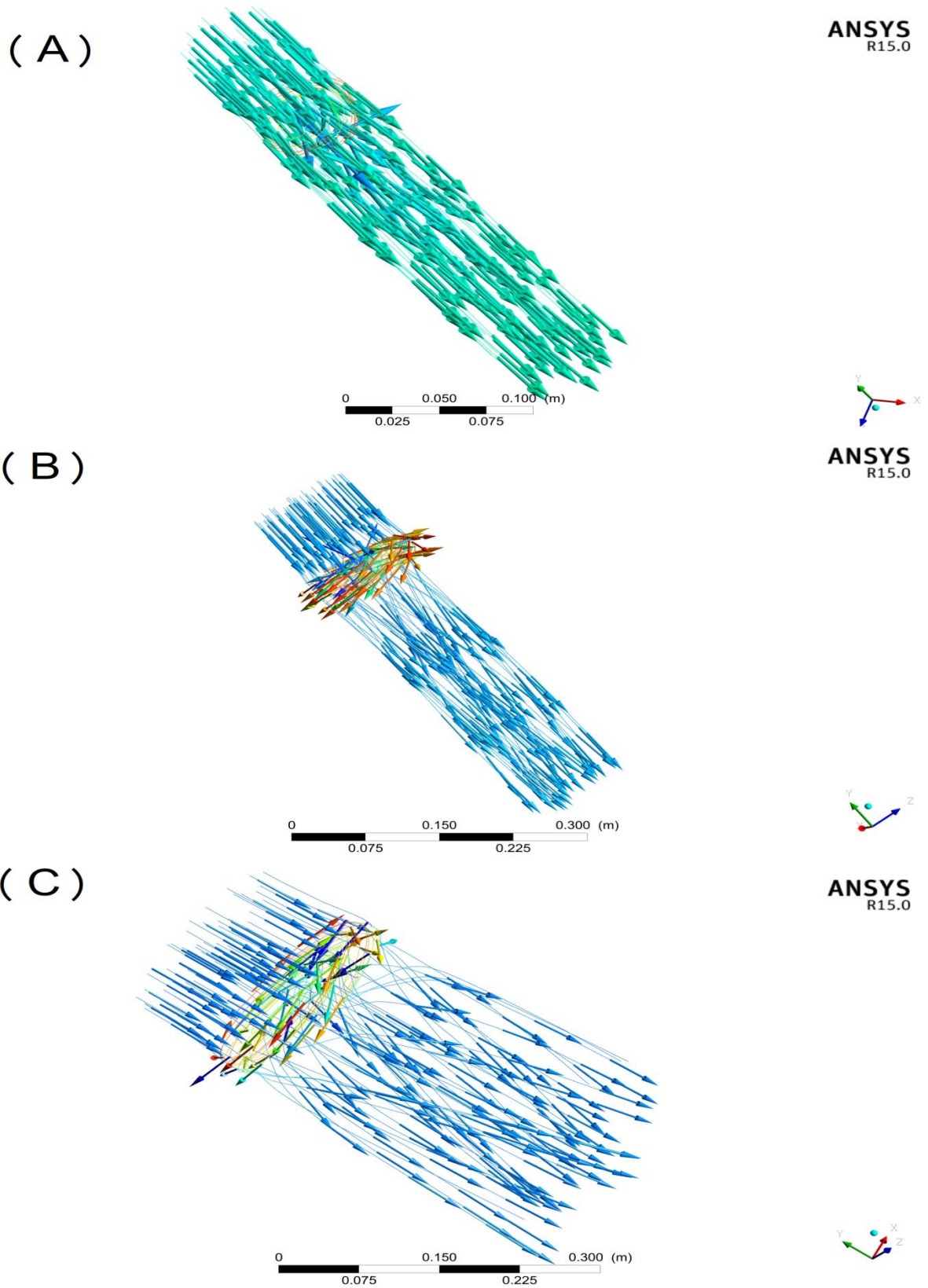
- On note que la plus grande valeur se situe au niveau des bornes du même côté de rotation, tandis que les valeurs les plus faibles sont du côté opposé.
- L'effet de la longueur de la lame augmente la valeur de pression aux extrémités.



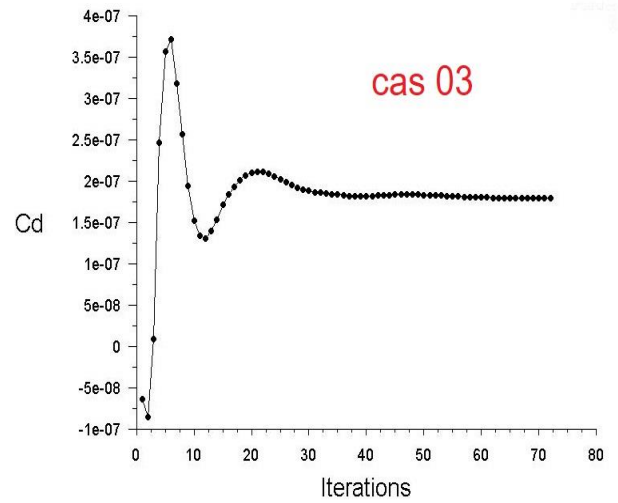
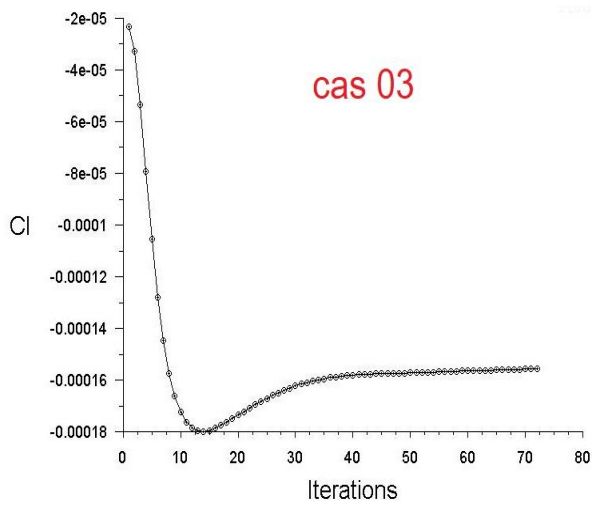
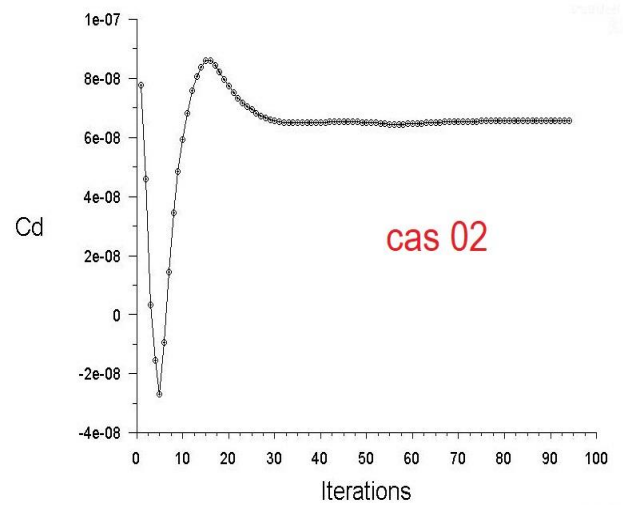
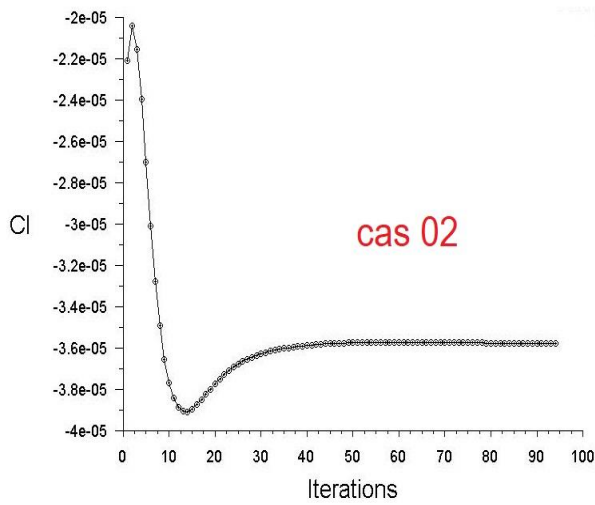
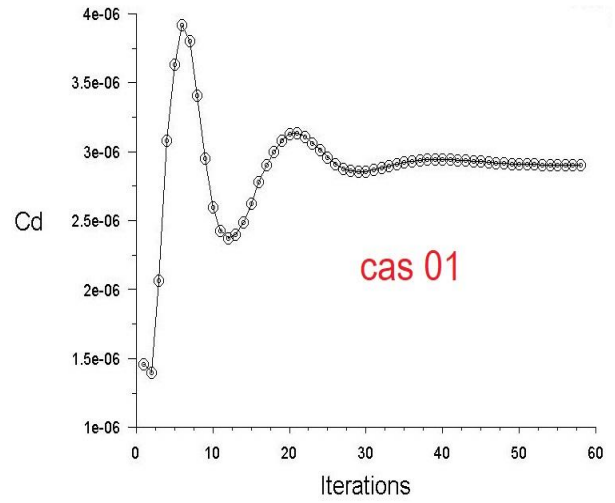
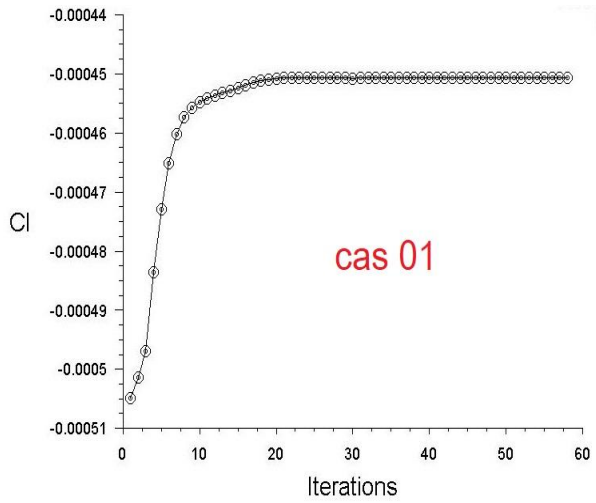
3-11 contours de la pression : (A) cas 01, (B) cas 02, (C) cas 03.



3-12 contours de la pression et vitesse : (A) cas 01, (B) cas 02, (C) cas 03.



3-13 les lignes des courants : (A) cas 01, (B) cas 02, (C) cas 03.



3-14 les courbes cd et cl pour les cas 01, 02 et 03.

La figure (3-12) représente les contours de la pression et vitesse au niveau de plan milieu du domaine rotatif, ou on peut voir augmentation des valeurs de pression et vitesse par rapport l'augmentation du long de l'hélice, la figure (3-14) représente les coefficients de la trainé « cd » et de la portance « cl », les valeurs de ces derniers sont très faible. La distribution des lignes est d'autant plus large que la longueur de la lame est longue.

## 4-2 comparaisons par rapport largeures des hélices :

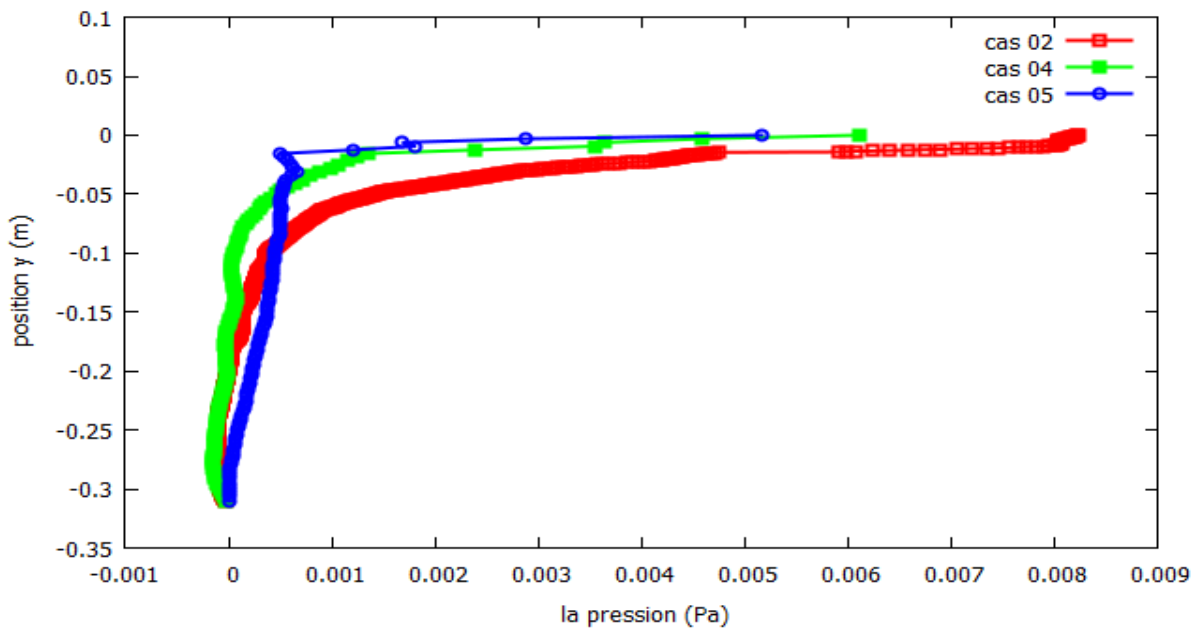
Dans cette partie on va comparer entre les trois premier cas où nous avons changé la largeur d'hélice.

### Adaptation du maillage:

maillage / nombre des elements	Sans adaptation	1 <sup>ère</sup> adaptation	2 <sup>é</sup> adaptation
Cas 02	43041	74751	590665
Cas 04	42815	46242	173309
Cas 05	42138	79553	140761

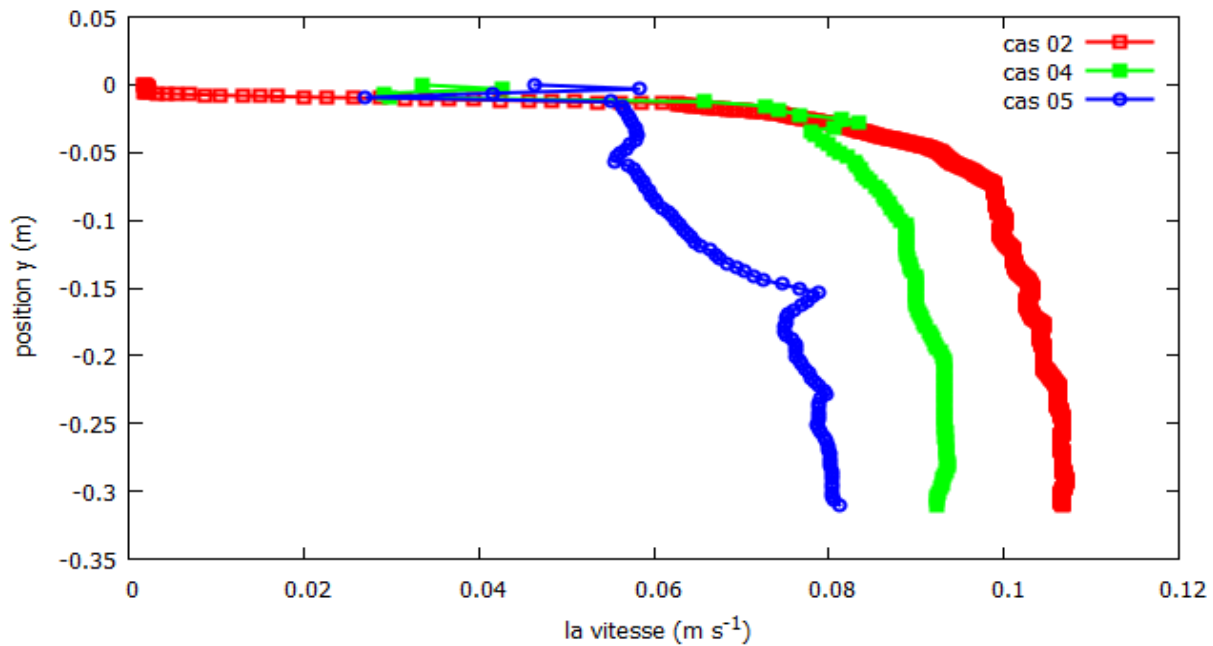
### Graphes et contours :

#### La pression :



3-15 la pression au niveau de la lige du centre après l'hélice.

#### La vitesse :



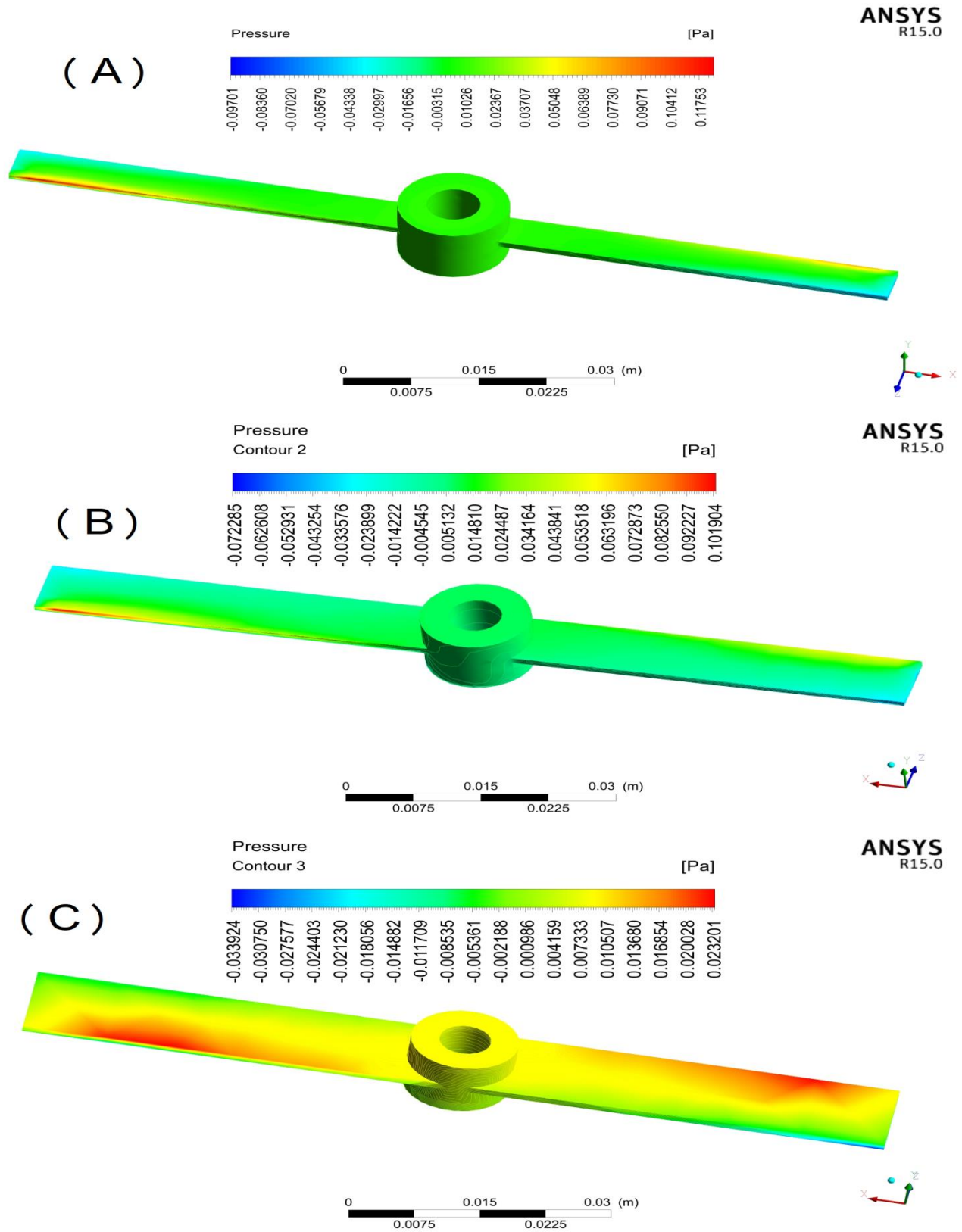
3-16 la vitesse au niveau de la lige du centre après l'hélice.

Nous avons remarqué que :

- Plus la distance avec l'hélice est élevée, plus la pression est faible et, d'autre part, plus la vitesse est rapide.
- la pression presque la même pour différent valeurs de largeur.
- Les valeurs de la vitesse sont diminuées avec l'augmentation de largeur.

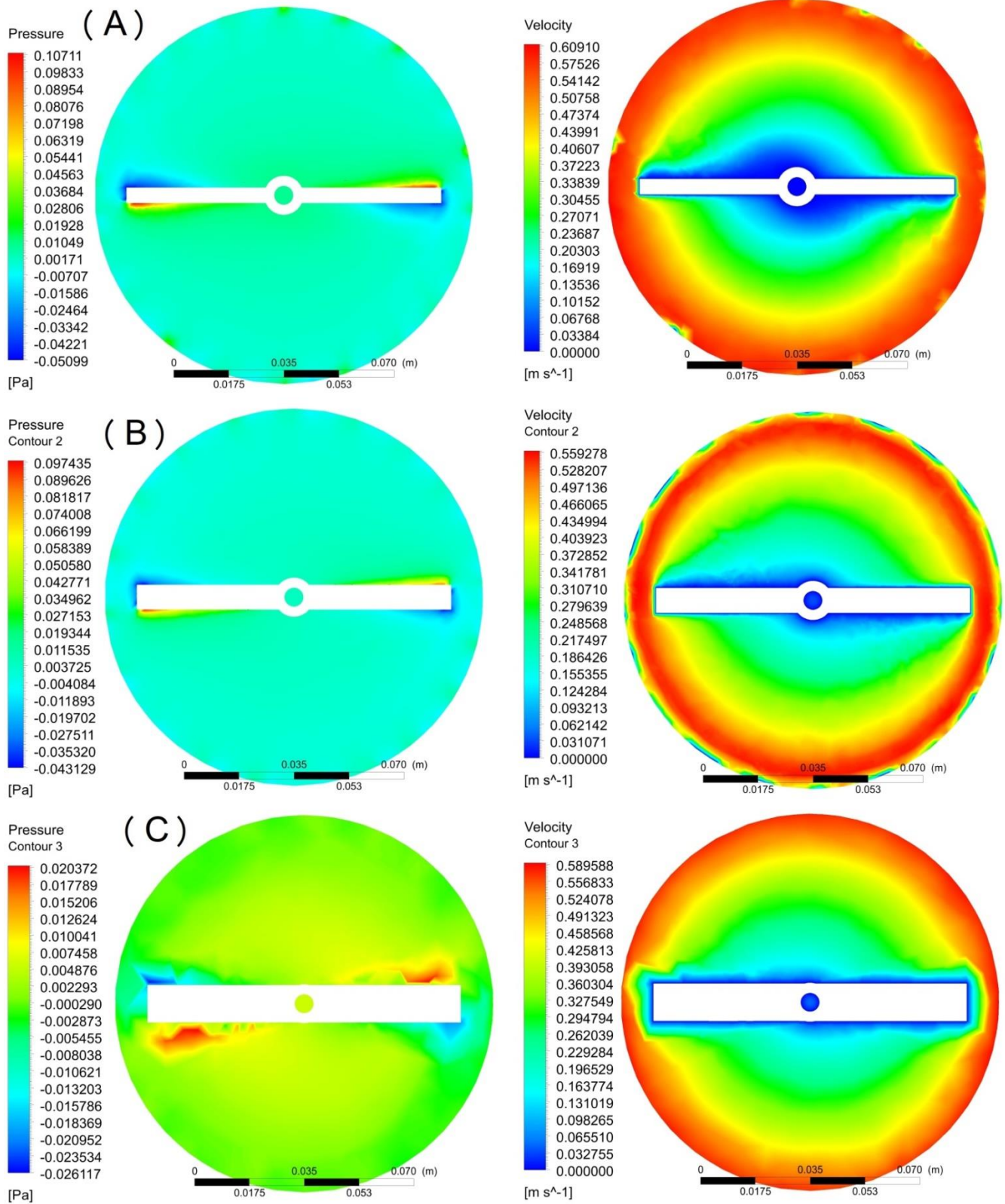
Passons maintenant à une comparaison entre les contours de la pression au niveau d'hélices pour les trois cas étudiés (figure 3-17):

- On note que la plus grande valeur se situe au niveau des bornes du même côté de rotation, tandis que les valeurs les plus faibles sont du côté opposé (compression / dépression).
- L'effet de l'augmentation de la largeur de la lame démunie la valeur de pression aux extrémités.



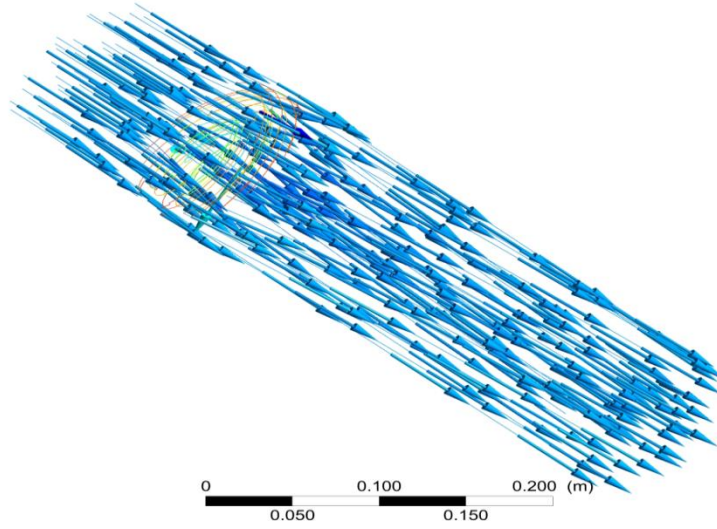
3-17 contours de la pression : (A) cas 02, (B) cas 04, (C) cas 05.



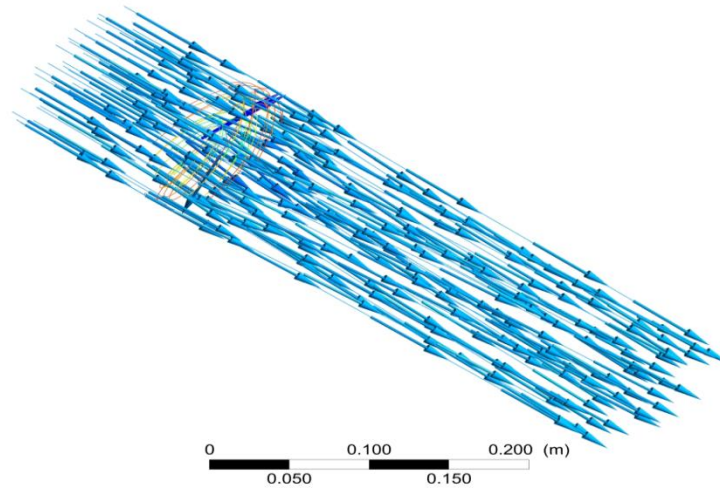


3-18 contours de la pression et vitesse : (A) cas 02, (B) cas 04, (C) cas 05.

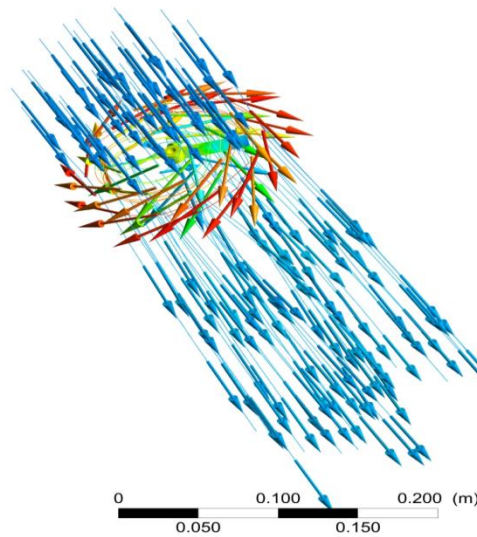
( A )



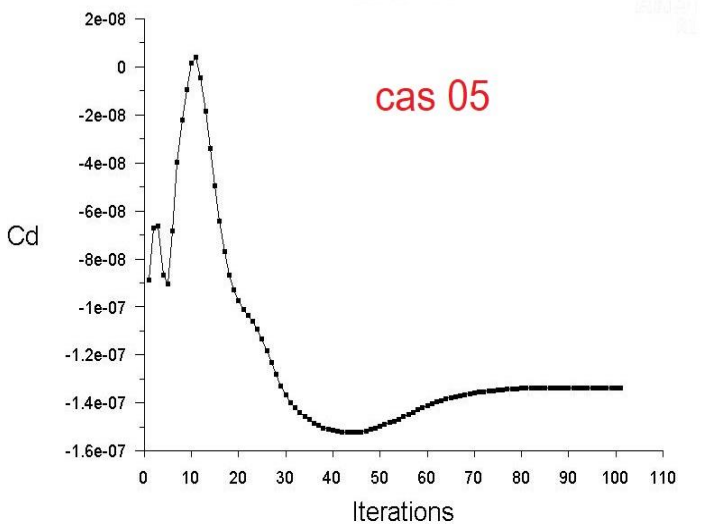
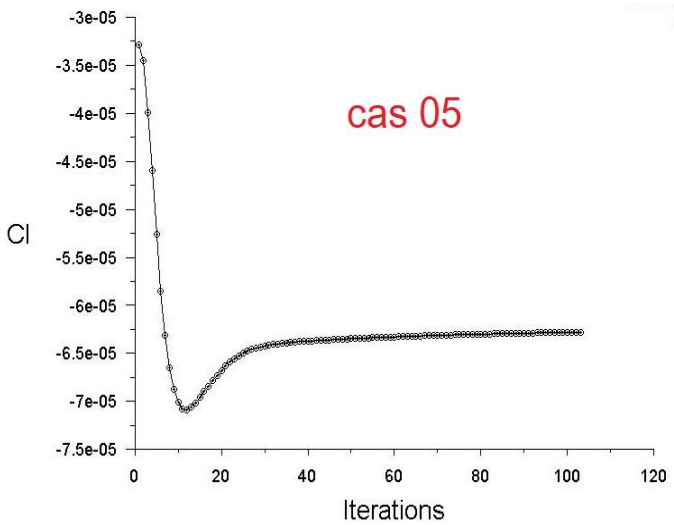
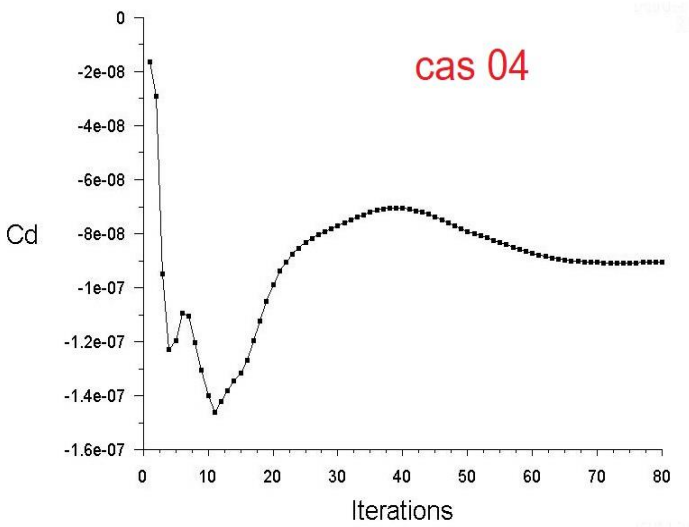
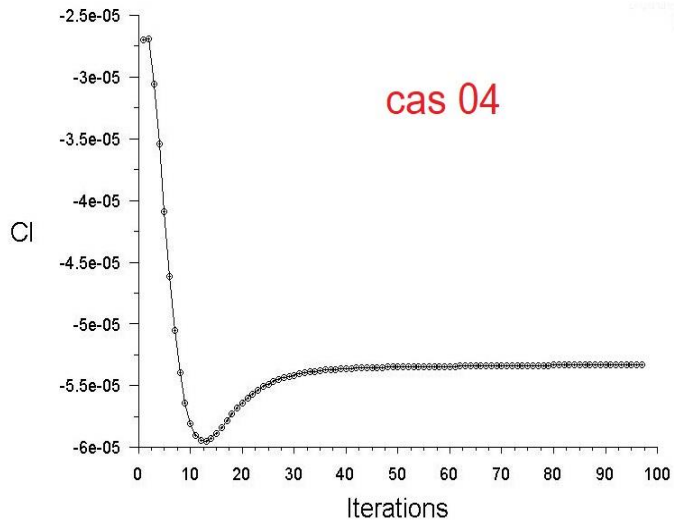
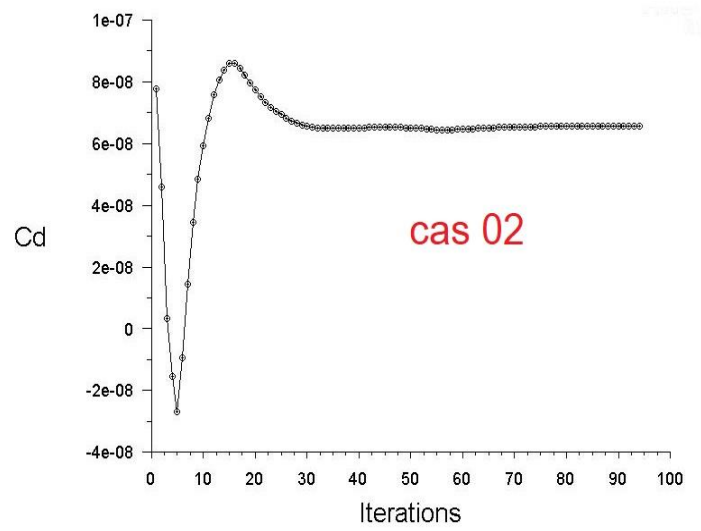
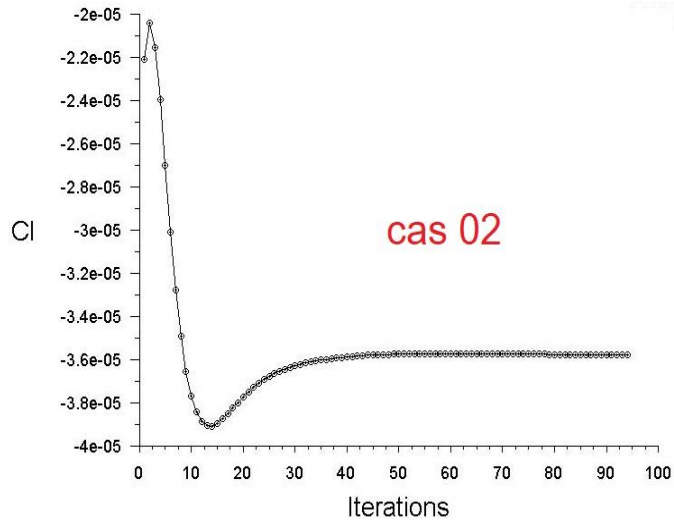
( B )



( C )



3-19 lignes des courants : (A) cas 02, (B) cas 04, (C) cas 05.



3-20 les courbes cd et cl pour les cas 02, 04 et 05.

La figure (3-18) représente les contours de la pression et vitesse au niveau de plan milieu du domaine rotatif, ou on peut voir une diminution des valeurs de pression et vitesse par rapport l'augmentation du large de l'hélice.

La zone d'arrêt où la vitesse est nul augmenté par rapport la diminution de la largeur des hélices, et la distribution de la pression de tout domaine rotatif est plus grand pour un large plus grand. Plus la largeur de la lame est élevée, plus la répartition des lignes et dans les différentes directions est importante (figure 3-19).

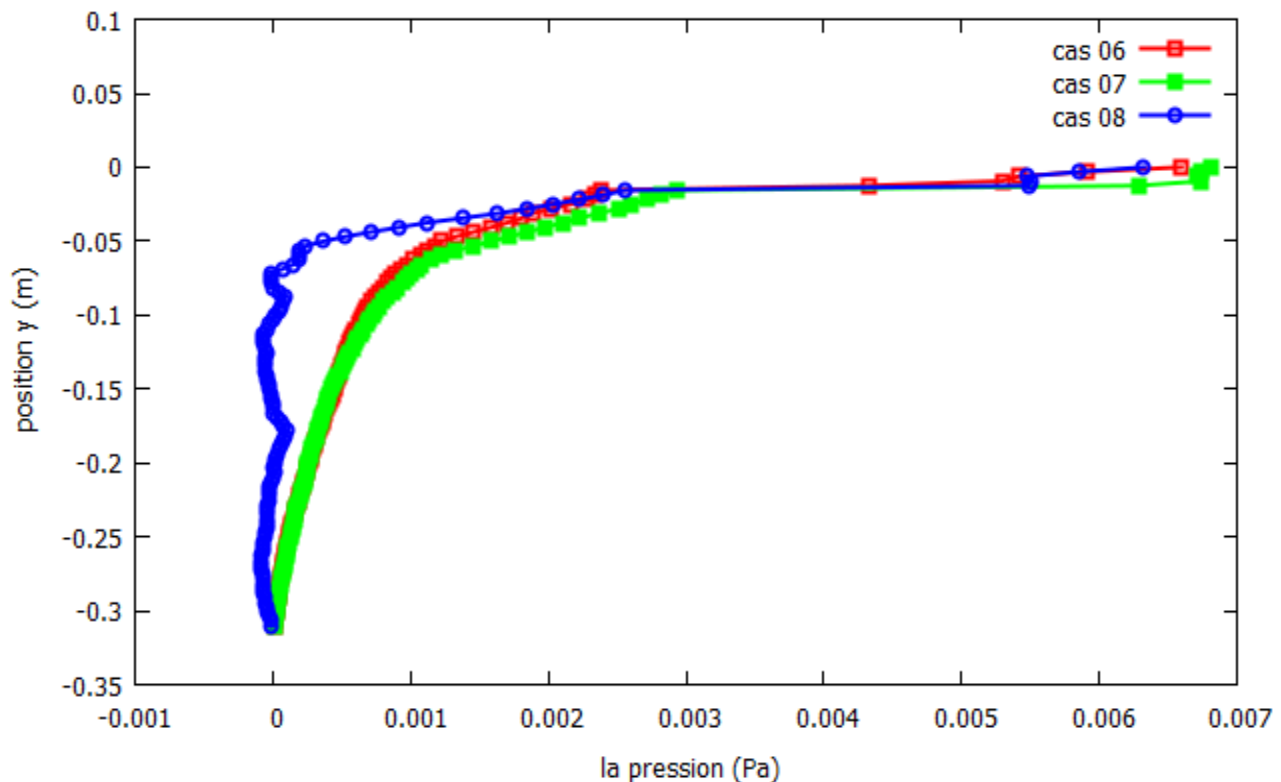
Lorsqu'on augmente la largeur des lame les coefficients «  $c_d$  » et «  $c_l$  » diminuent car la diminution de la vitesse.

### 4-3 comparaison par rapport l'angle des hélices :

Dans cette partie on va comparer entre les trois premier cas où nous avons changé l'angle d'hélice.

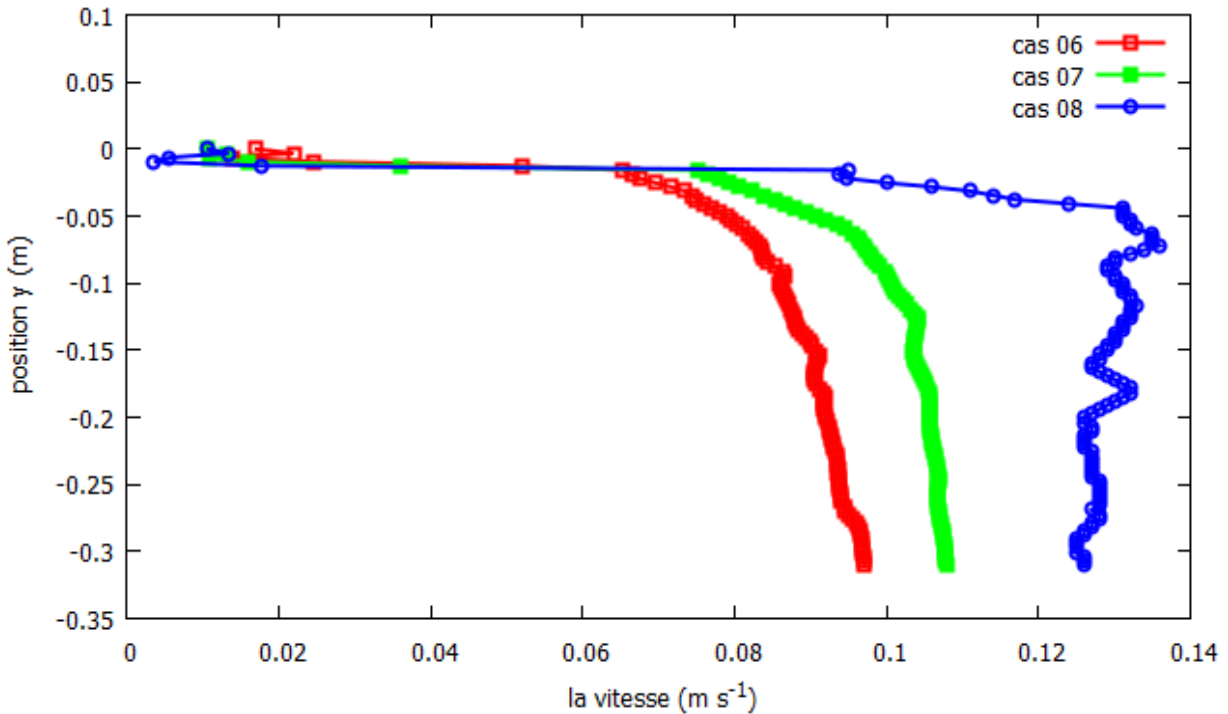
#### Graphes et contours :

##### La pression :



3-21 la pression au niveau de la ligne du centre après l'hélice.

##### La vitesse :



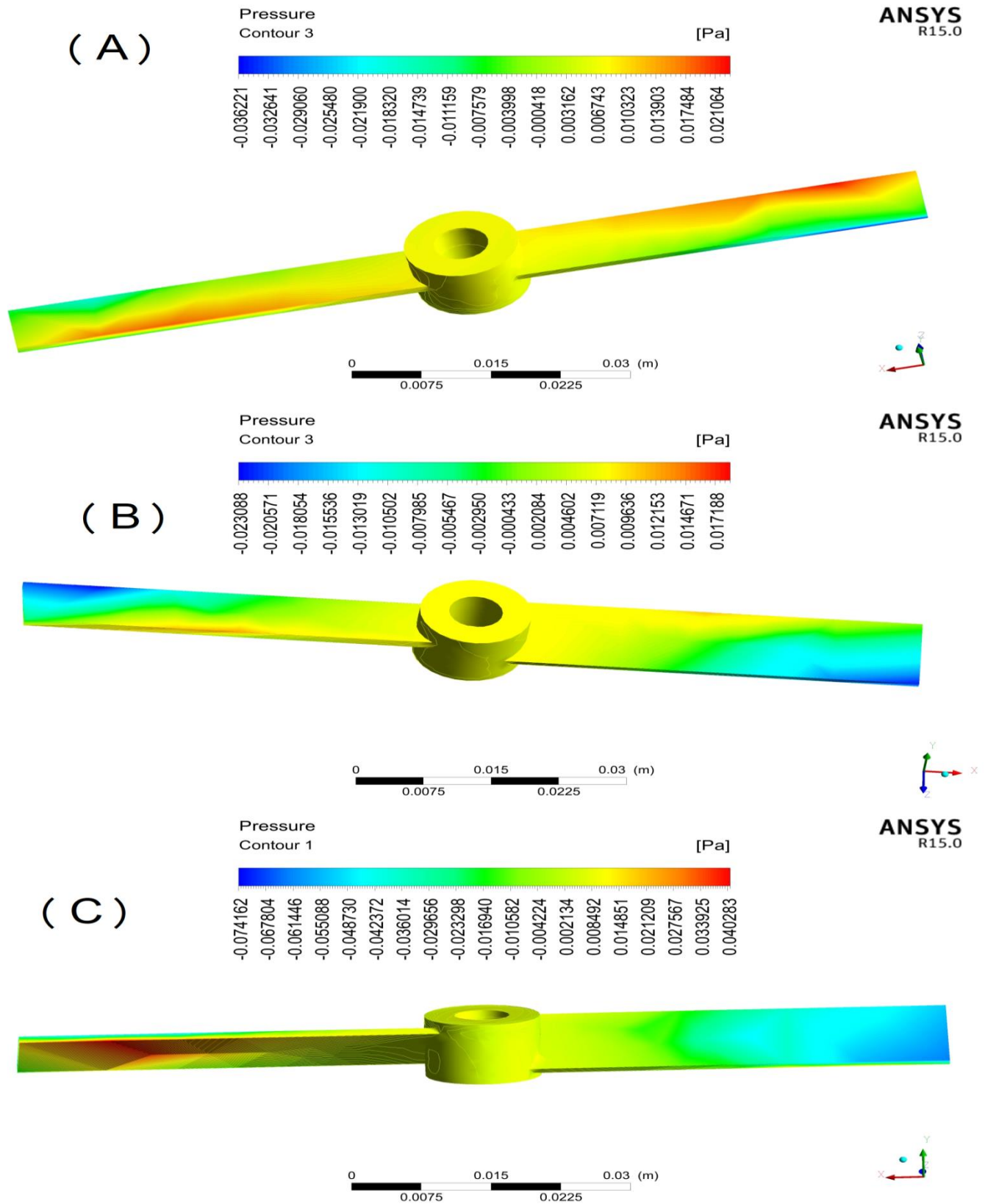
3-22 la vitesse au niveau de la lige du centre après l'hélice.

Nous avons remarqué que :

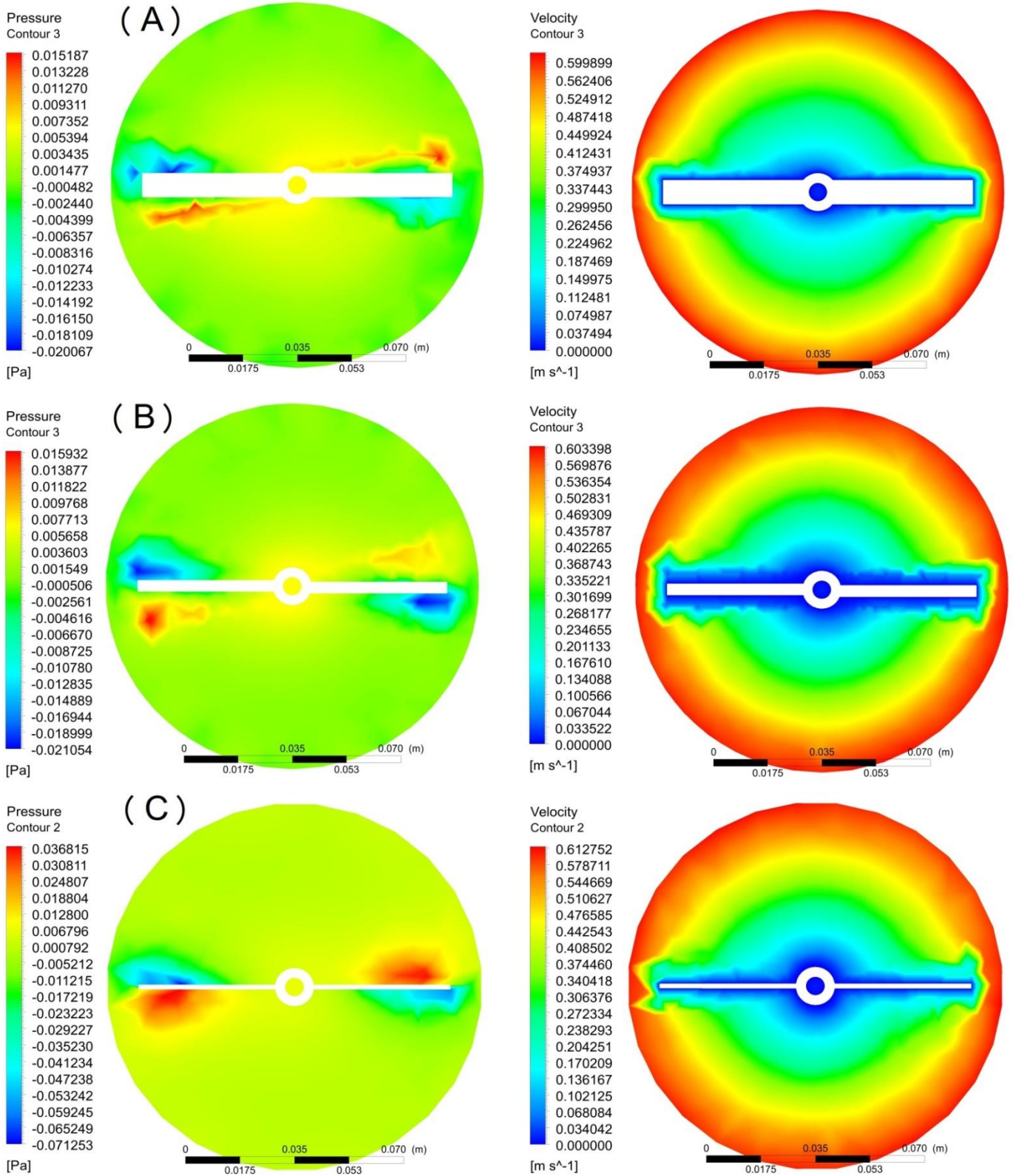
- Le changement d'angle s'accompagne d'un changement de vitesse uniquement, tandis que la pression est presque constante en valeur, et cela au niveau de la ligne centrale qui part de derrière l'hélice.
- La vitesse augmente plus la distance au centre est grande, plus la valeur est élevée, plus l'angle de déviation de la lame est grand.

Passons maintenant à une comparaison entre les contours de la pression au niveau d'hélices pour les trois cas étudiés (figure 3-23):

- Nous remarquons que la valeur de la pression a commencé à diminuer plus nous augmentons l'angle, mais elle a de nouveau augmenté à l'angle de trente degrés. La même chose se produit avec la valeur la plus basse.



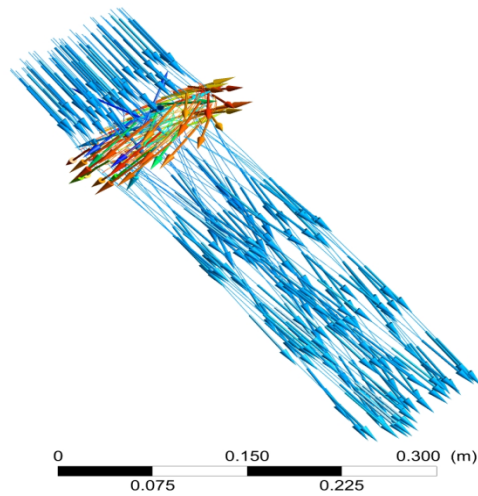
3-23 contours de la pression : (A) cas 06, (B) cas 07, (C) cas 08.



3-24 contours de la pression et vitesse : (A) cas 06, (B) cas 07, (C) cas 08.

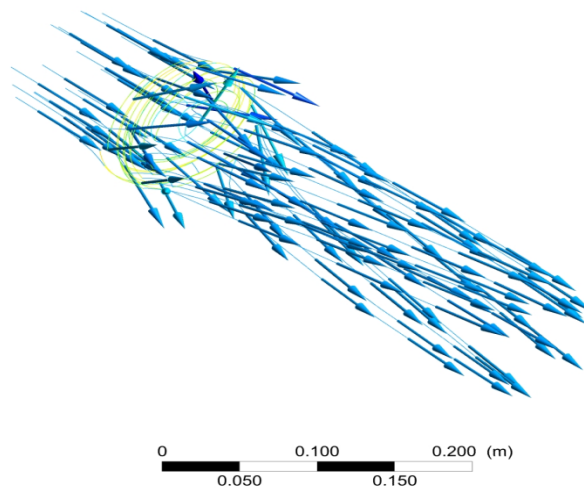
ANSYS  
R15.0

( A )



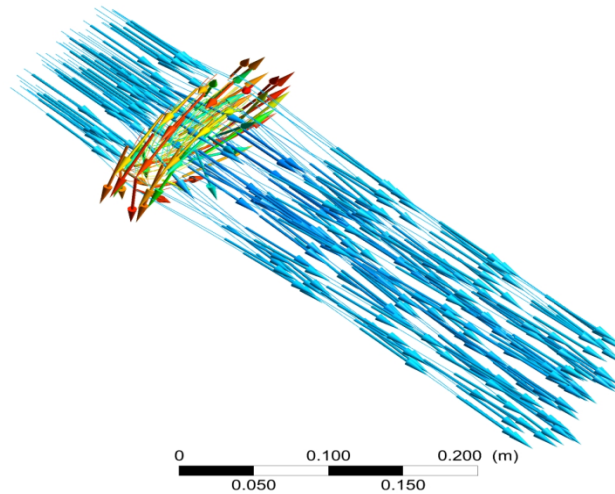
ANSYS  
R15.0

( B )



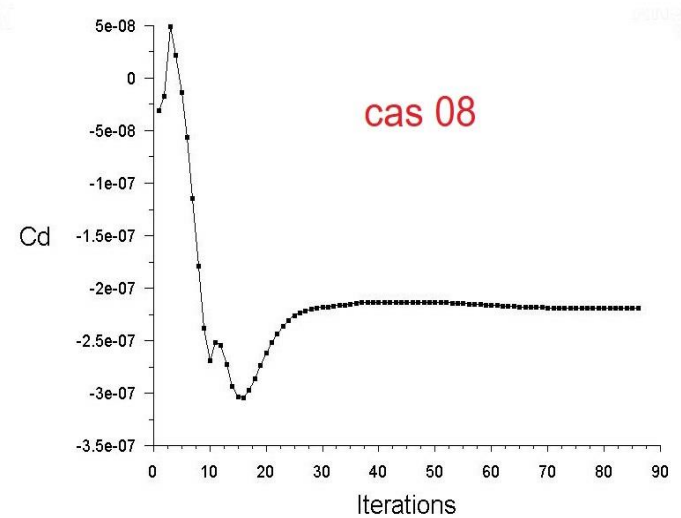
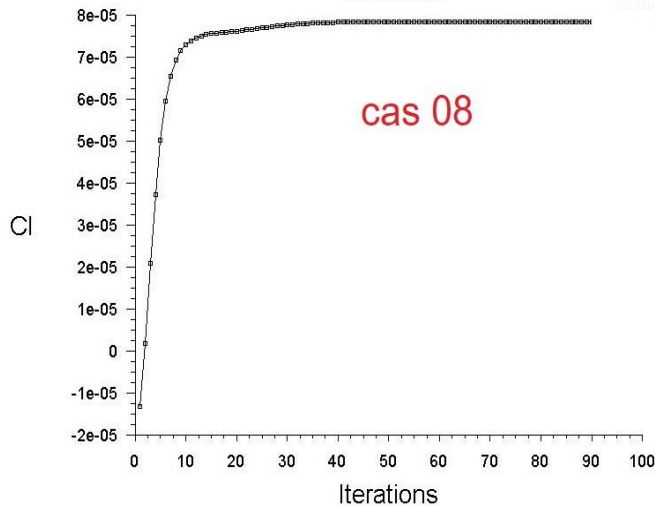
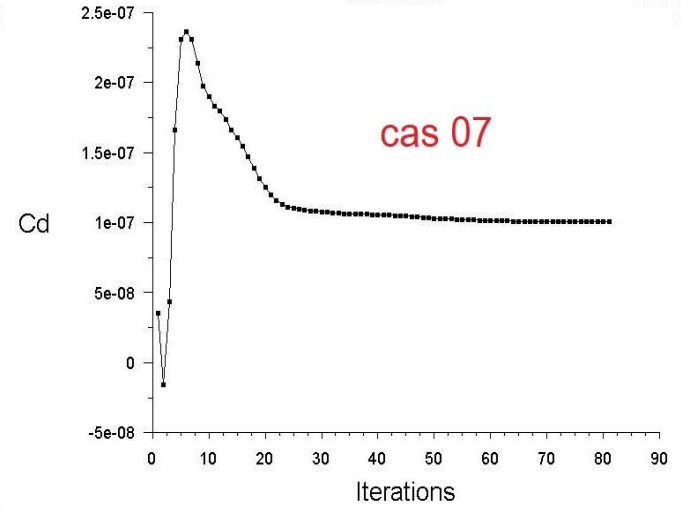
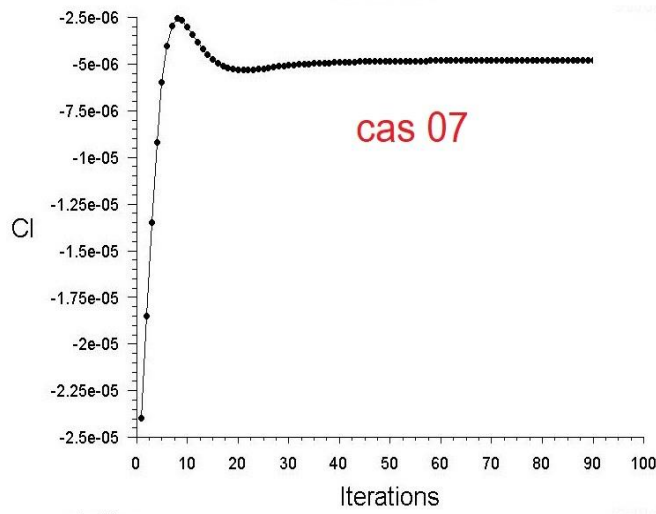
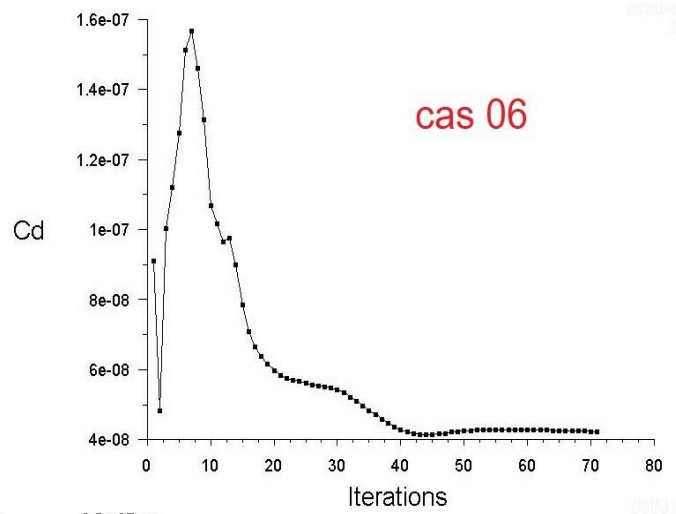
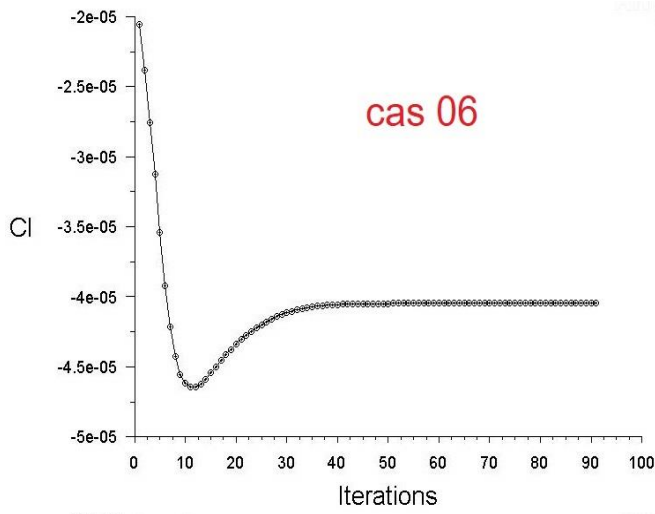
ANSYS  
R15.0

( C )



3-25 les lignes des courants: (A) cas 06, (B) cas 07, (C) cas 08.





3-26 les courbes  $c_d$  et  $c_l$  pour les cas 06, 07 et 08.

La figure (3-24) représente les contours de la pression et vitesse au niveau de plan milieu du domaine rotatif, Nous pouvons voir une légère augmentation des valeurs de vitesse et de pression chaque fois que nous augmentons la valeur d'angle.

Plus l'angle est élevée, plus la répartition des lignes et dans les différentes directions est importante (figure 3-25) et plus les variations des valeurs des coefficients «  $c_d$  » et «  $c_l$  » sont remarquable (entre valeurs positifs et négatifs) (figure 3-26).

### 4-4 Hélice d'un moteur brushless :

#### Moteurs Brushless :

Les moteurs brushless n'utilisent pas de collecteurs mais un variateur spécifique qui crée, en fonction de la position du rotor, des courants triphasés produisant une force électromotrice et entraînant le moteur en rotation. Le couple produit est proportionnel au courant de phase, au champ magnétique du rotor et au rayon du moteur. La commande en courant permet d'imposer le couple à vitesse de rotation constante, la commande en tension permet d'imposer la vitesse de rotation à couple constant. Si on travaille en couple, une résistance de bobinage faible est nécessaire pour réduire les pertes par effet Joule. L'absence des frottements des balais permet d'atteindre des rendements plus élevés (proche des 80 %). Cependant, ces moteurs nécessitent un variateur pour convertir la tension continue provenant de la batterie en tension triphasée, ce qui augmente leur coût, On peut distinguer les brushless à rotor interne et les brushless à rotor externe.

#### Brushless à rotor interne

Les brushless "classiques" à rotor interne sont composés d'un stator externe comportant 3 ou 6 bobines connectées en étoile ou triangle et d'un rotor cylindrique interne (généralement 2 pôles) porteur de l'arbre de sortie fournissant la puissance mécanique à l'hélice. Ils peuvent tourner jusqu'à 30 000 tr/min pour ce type d'application. Cependant, ils nécessitent l'utilisation d'un réducteur pour faire tourner les hélices à des vitesses entre 3000 et 7000 tr/min. Cela est un surplus de masse et une perte de rendement supplémentaire.



3-27 Moteur Brushless Hacker B20-18L

#### Brushless à rotor externe (ou à cage tournante) dit "LRK"

Initialement, ce moteur fut présenté en 2000 par Ludwig Reztbach [□LRK00, □LRK01] comme un moteur facile à réaliser soi-même à partir des moteurs de CD-ROM et possédant un couple très élevé pour entraîner directement une hélice. Depuis, beaucoup d'amateurs s'y sont essayés, apportant quelques modifications tout en gardant le principe de base, et des industriels (Torcman, Model Motors) en ont commercialisés.

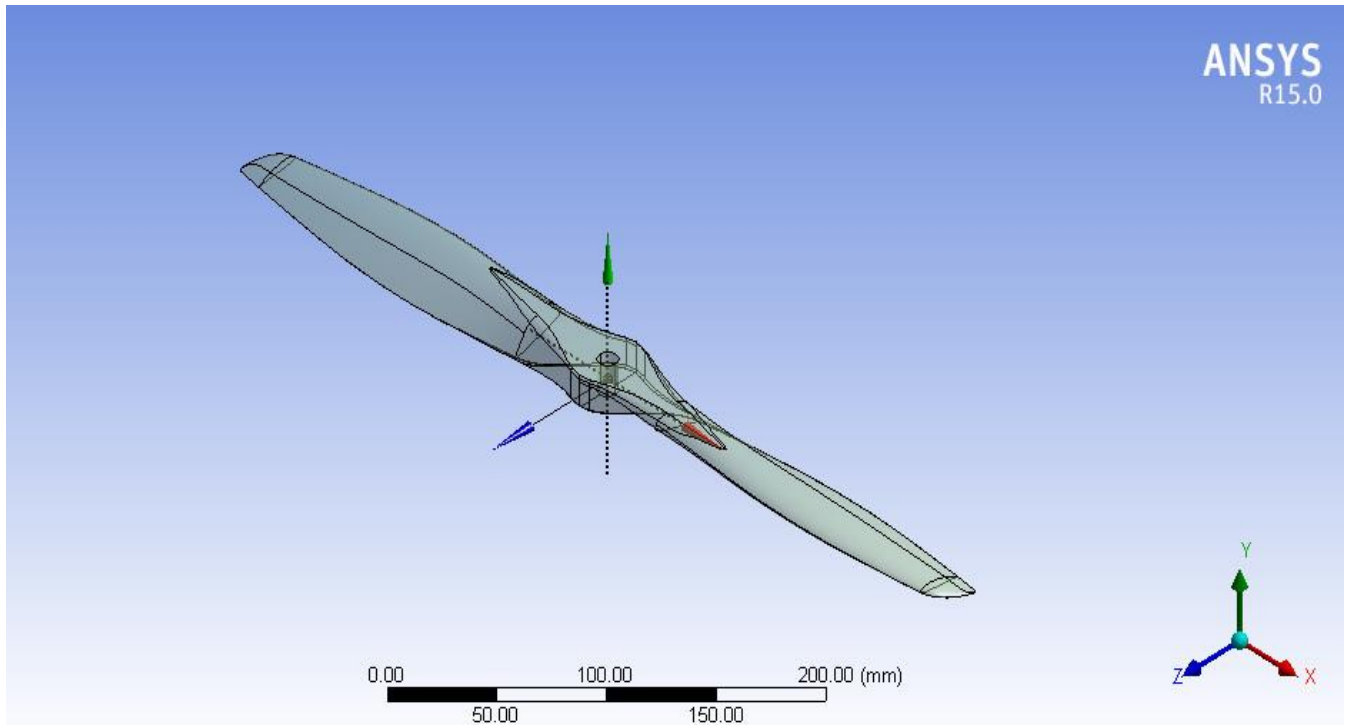
Baptisés LRK du nom de leurs concepteurs (Lucas, Retzbach et Kuerfuss), ces moteurs possèdent un stator interne comportant 3.n bobines connectées en étoile ou triangle, et un rotor cylindrique externe (en général multipôles 12, 14, etc.). Par rapport à un moteur à rotor interne, pour une masse et une puissance électrique équivalente, on peut espérer un couple plus important du fait d'un plus grand bras de levier créé par la position des aimants en périphérie du moteur. Si ce couple est suffisant, on peut éliminer l'étage du réducteur et donc gagner en masse et en rendement sur l'ensemble de la chaîne de traction. Cette conception en rotor externe leur permet d'atteindre des rendements de 90 %. La possibilité d'un entraînement direct de l'hélice leur permet d'être les moteurs les plus convoités actuellement en aéromodélisme.



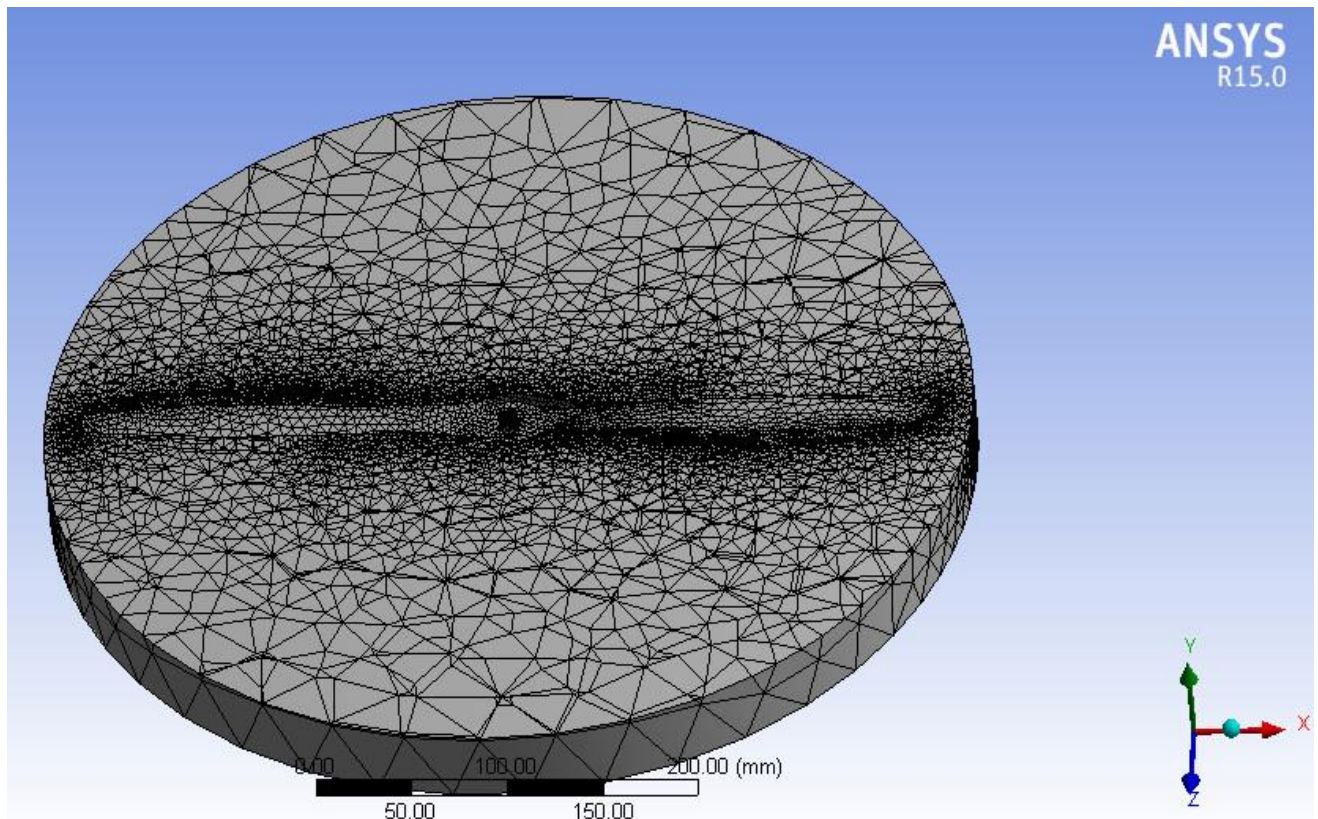
3-28 Moteur brushless à cage tournante LRK

### La géométrie de l'hélice :

La géométrie représentée par la figure 3-26 c'est un hélice de longueur maximale de 455 mm avec un trou de diamètre de 10 mm, la géométrie de l'hélice est réalisée avec l'utilisation du logiciel commercial Solidworks2018, et exporter vers AnsysFluent pour la simulation numérique.

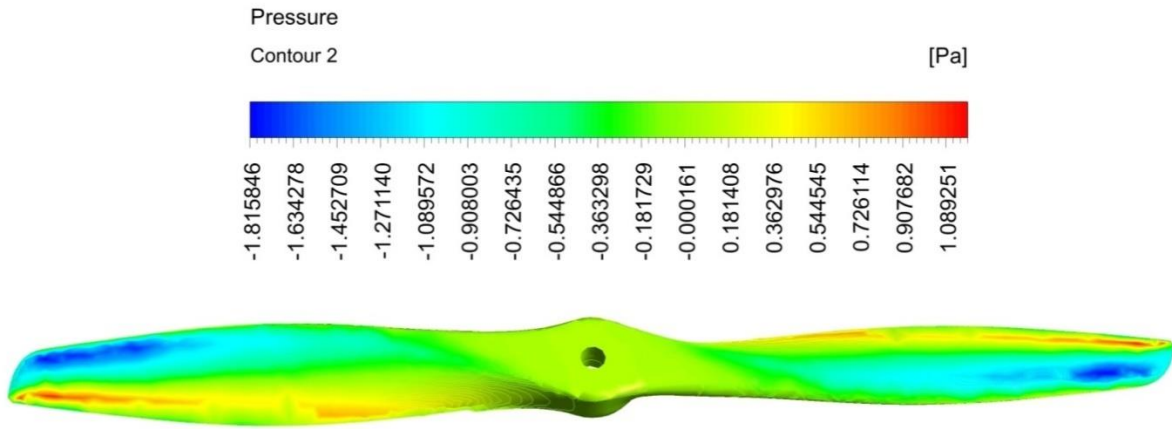


3-29 La géométrie de l'hélice étudiée.

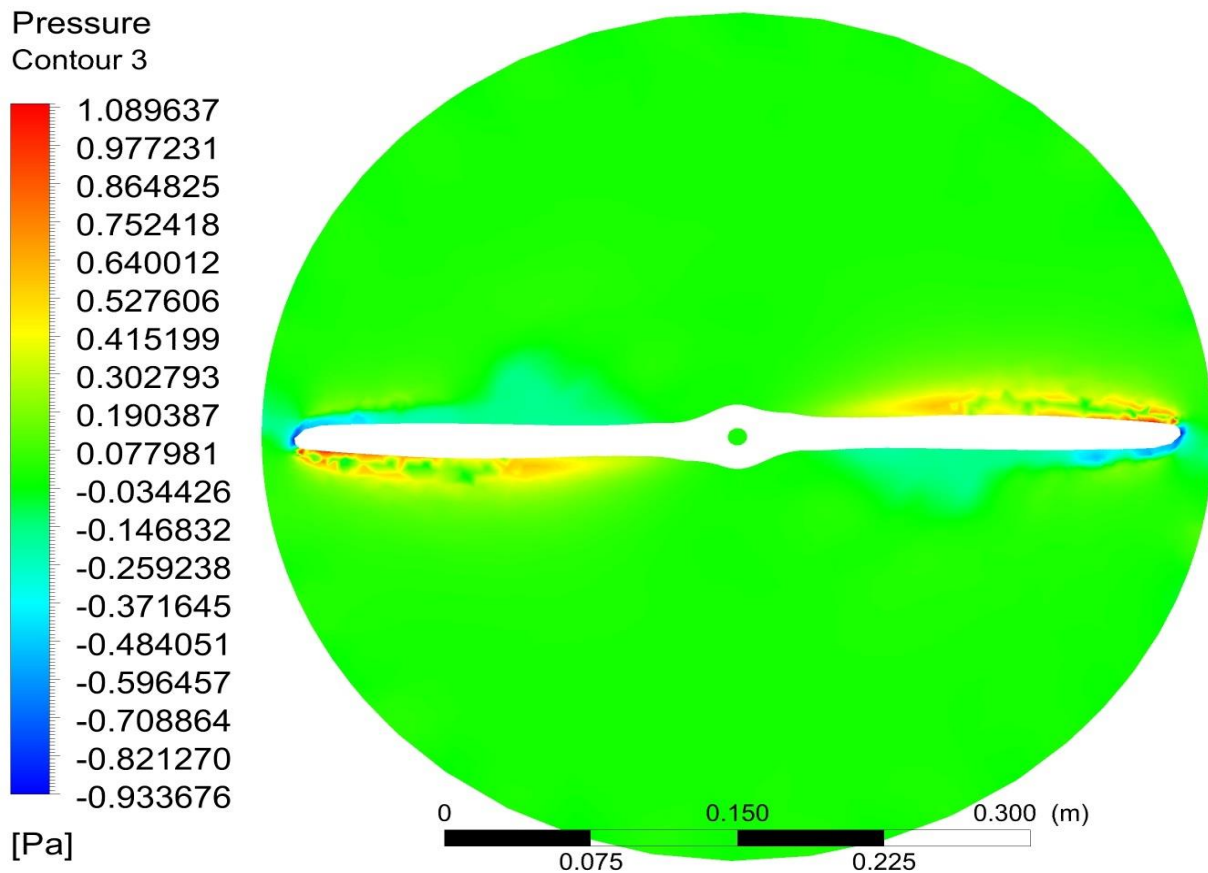


3-30 Maillage.

**Simulation numérique et résultats :**

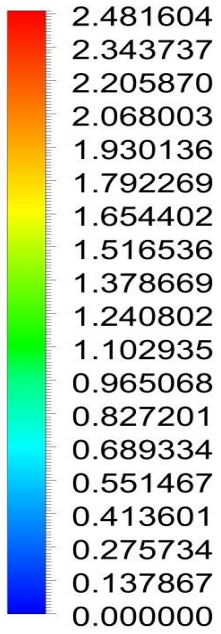


2-31 Pression statique au niveau de la surface de l'hélice.

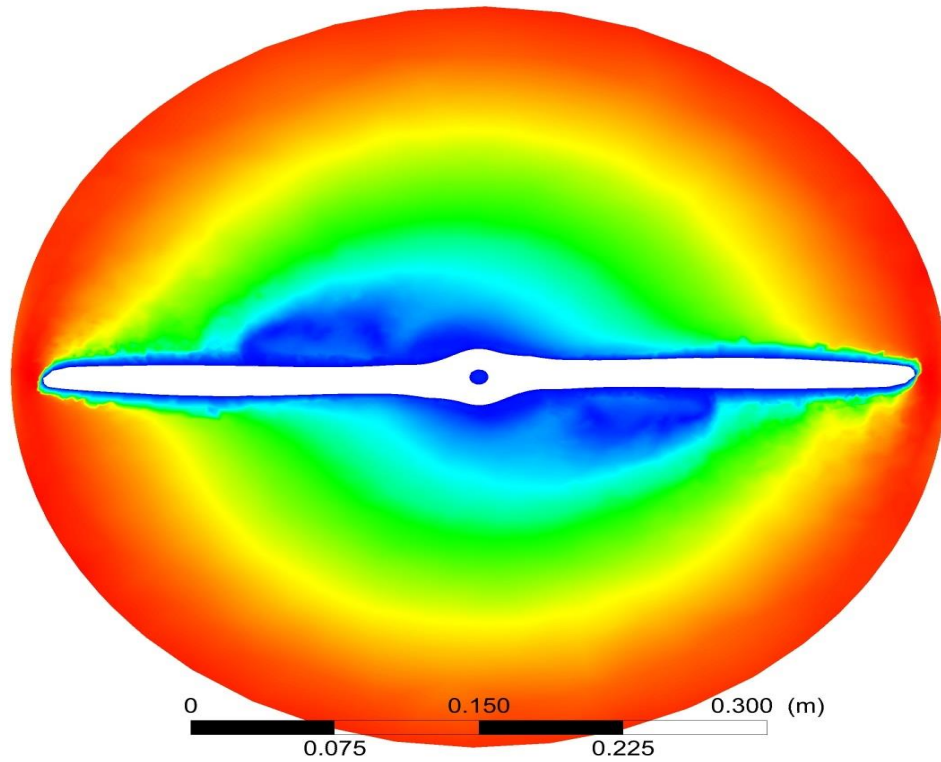


3-32 Pression statique au niveau du plan (y=0) du domaine rotatif.

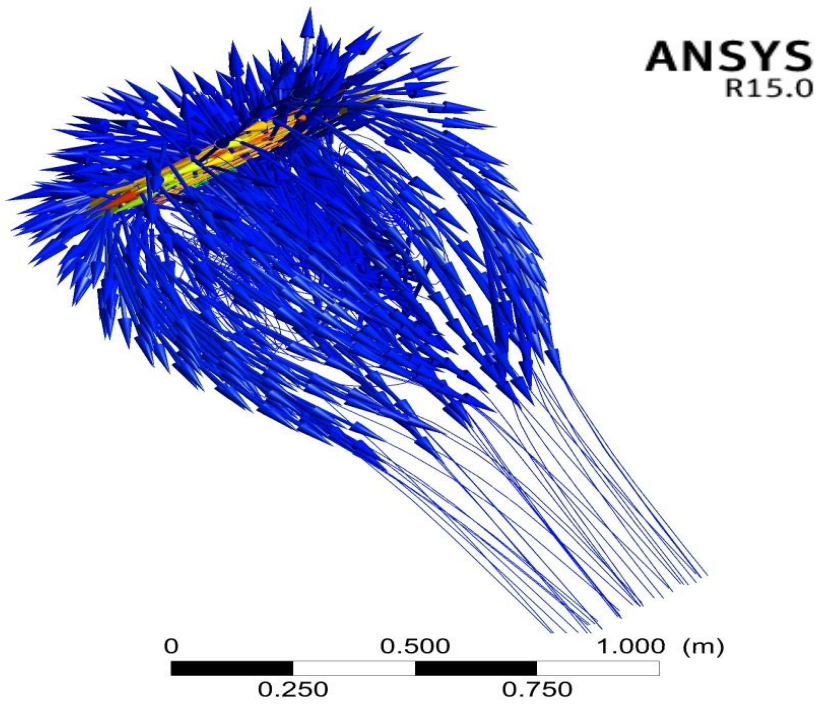
Velocity  
Contour 3



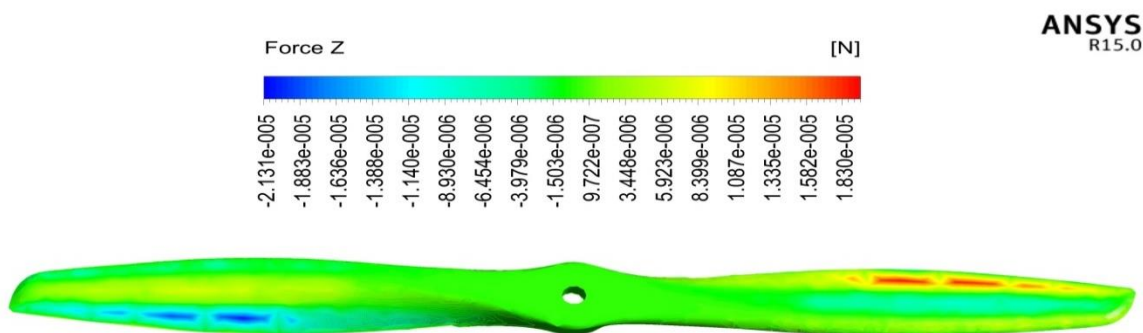
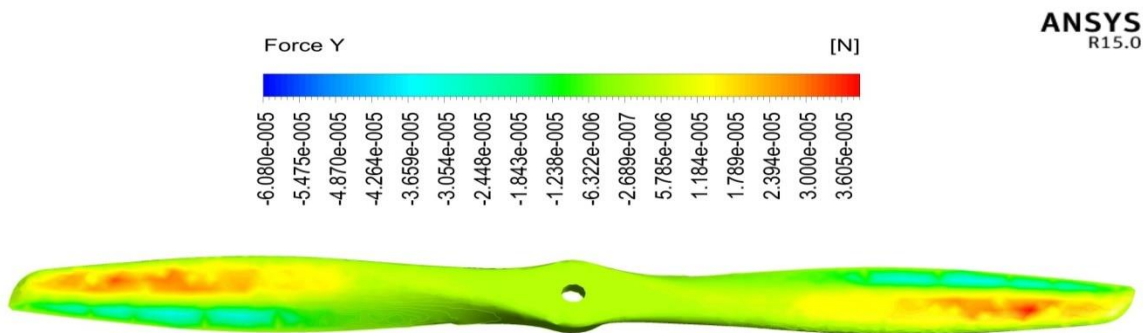
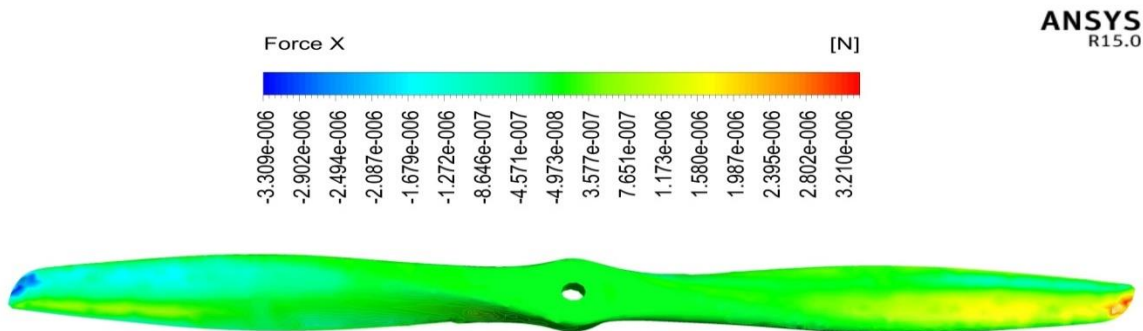
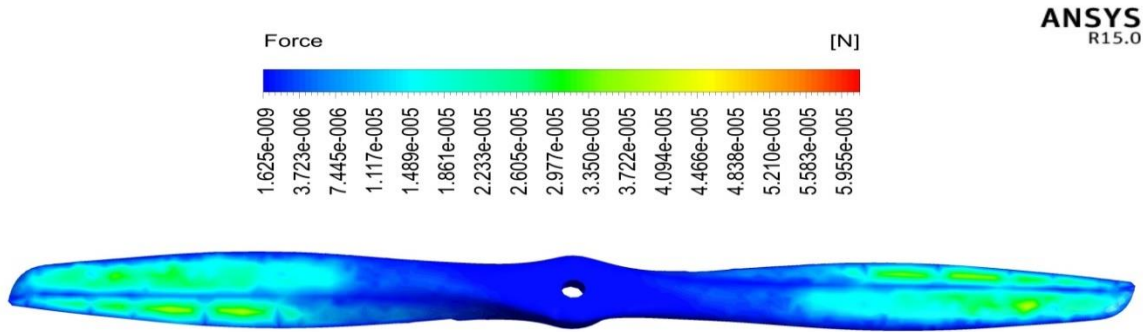
[m s<sup>-1</sup>]



3-33 Vitesse au niveau du plan (y=0) du domaine rotatif.



3-34 Les lignes des courants.



3-35 les force « F, Fx, Fy, Fz » au niveau de la surface de l'hélice.

La figure 3-31 représente la pression statique au niveau de surface de l'hélice « proppler » en peut remarquer que la pression pour cette model est plus grand par rapport les précédents cas (les 08 cas), même remarque pour la pression et la vitesse au niveau du plan ( $y=0$ ) du domaine rotatif (figure 3-32, 3-33).

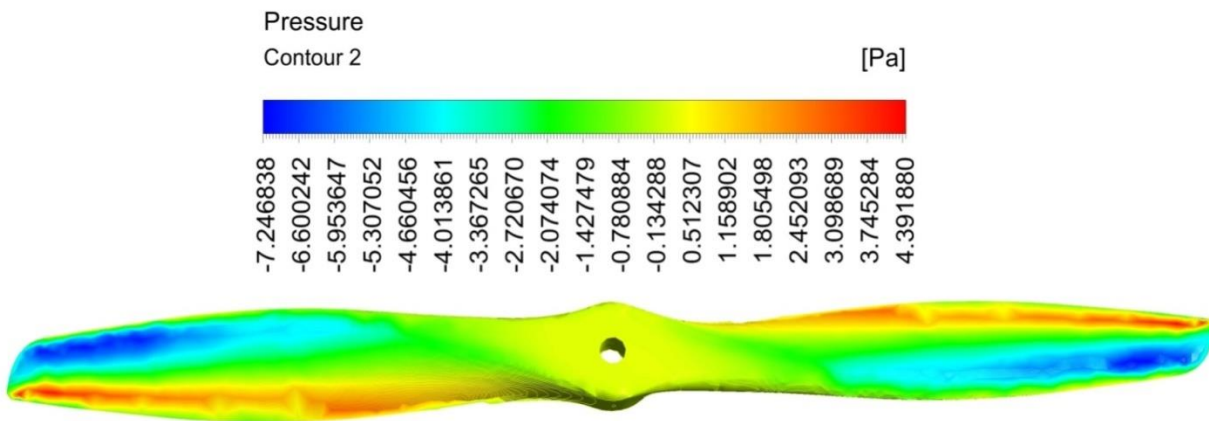
La figure 3-34 représente les lignes des courants ; où on peut voir clairement la différence dans la répartition de ces lignes par rapport les autres cas.

Les force «  $F$ ,  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  » au niveau de la surface de l'hélice sont présentées par la figure 3-35 on peut remarquer que les valeurs de la forces sont très faible, et les zone de la répartition sont plus larges pour la force  $F_y$  care elle est comprend la plus grand zone de la forme.

### Résultats pour vitesse de la rotation $\omega = 200rpm$ :

Les résultats précédents sont obtenues pour  $\omega = 100 rpm$  et maintenant on va augmenter la vitesse de la rotation à une valeur de  $200 rpm$  et le comparer avec celle de  $100rpm$  .

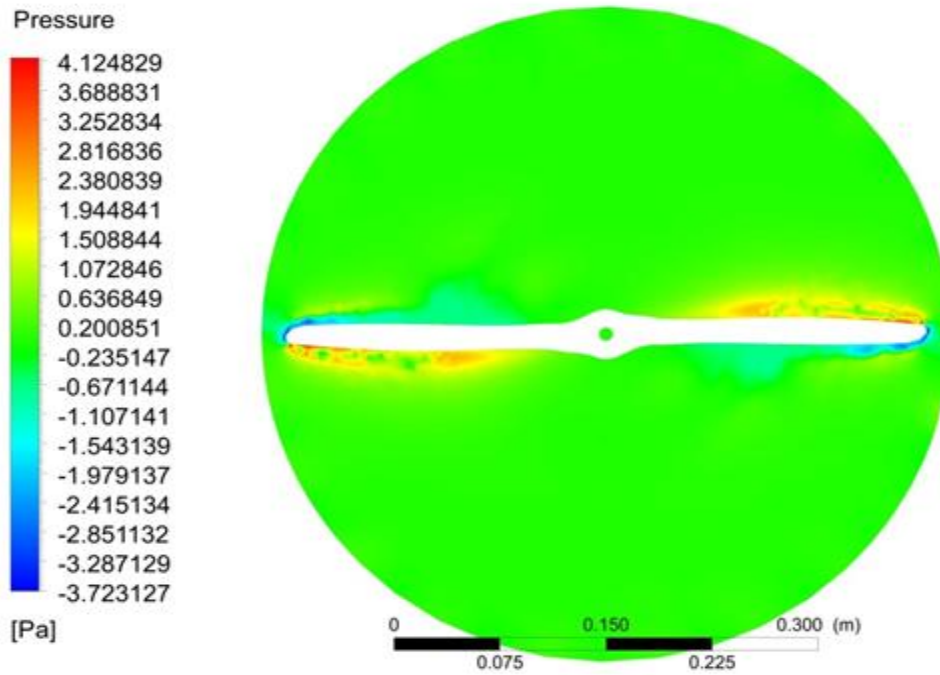
De la même manuaire des résultats de vitesse  $100 rpm$  nous allons presenter les résultats pour  $\omega = 200rpm$  .



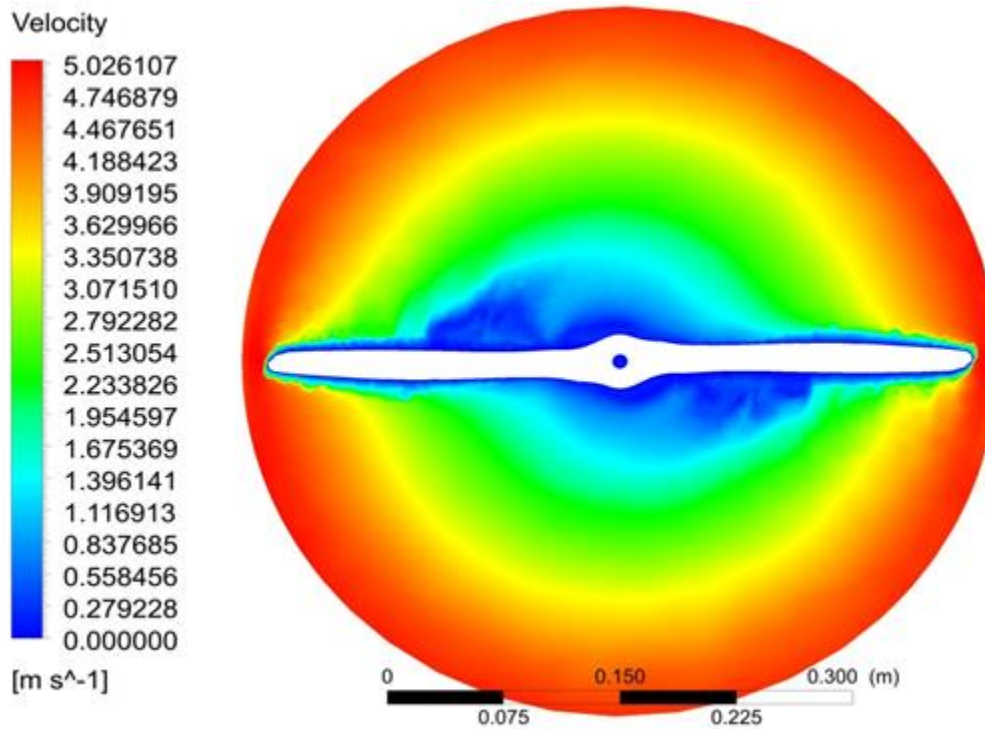
3-36 Pression statique au niveau de la surface de l'hélice.

La figure 3-36 représente la pression statique au niveau de surface de l'hélice « proppler » pour une vitesse de rotation de  $200 rpm$ , en peut remarquer que la pression pour cette model est plus grand par rapport à celle qui obtient avec  $\omega = 100 rpm$  et bien sur les 08 premiers cas. Même remarque pour la pression et la vitesse au niveau du plan ( $y=0$ ) du domaine rotatif (figure 3-37, 3-38).

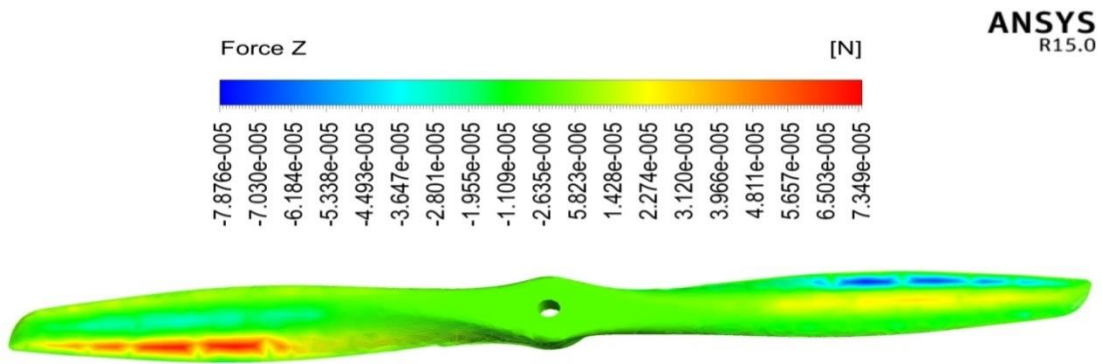
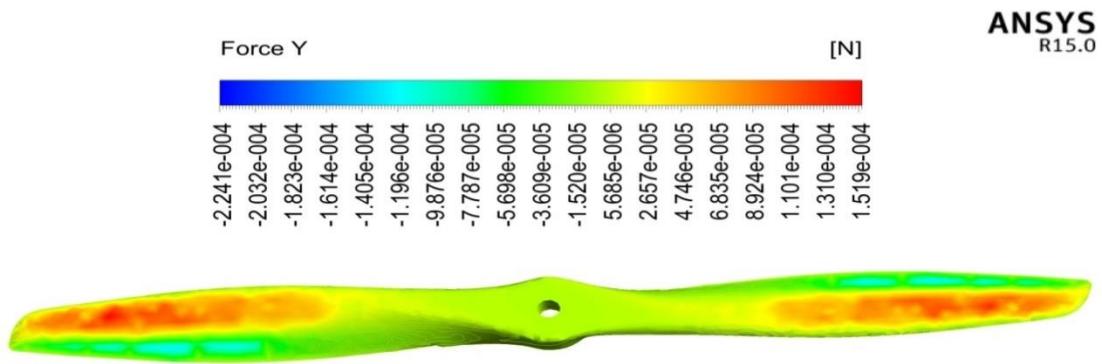
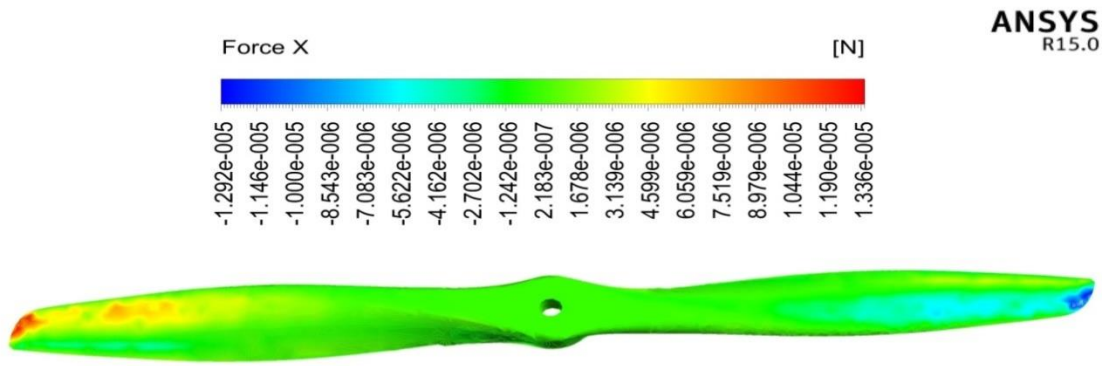
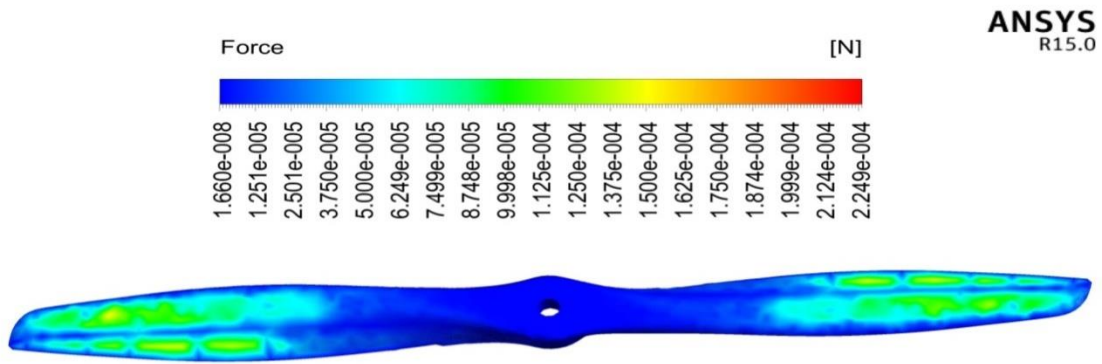




3-37 Pression statique au niveau du plan ( $y=0$ ) du domaine rotatif « $\omega = 200rpm$  »

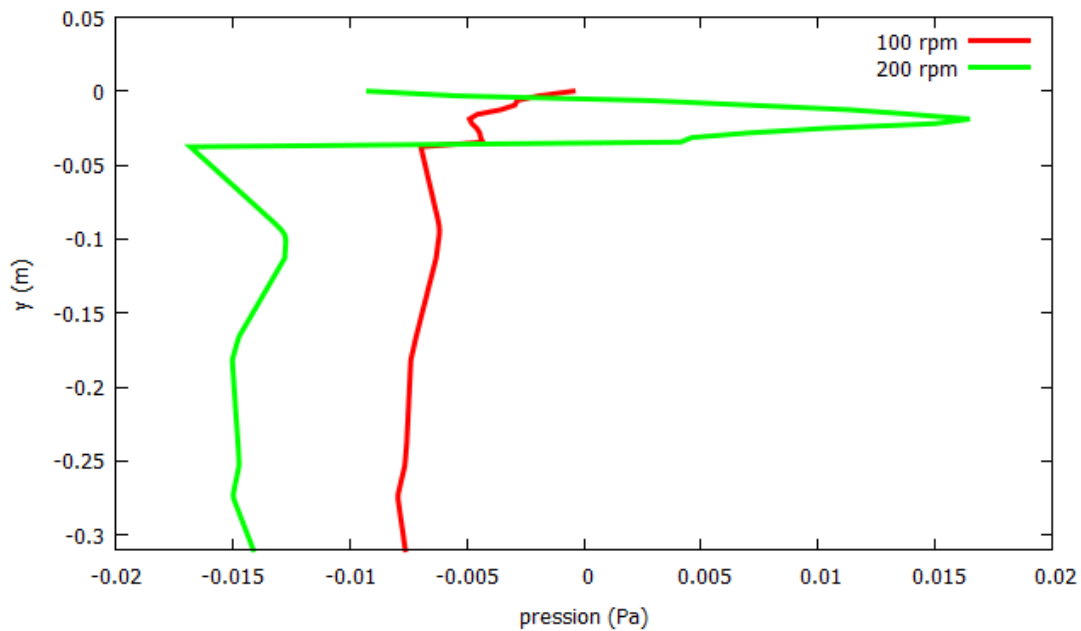


3-38 Vitesse au niveau du plan ( $y=0$ ) du domaine rotatif « $\omega = 200rpm$  »

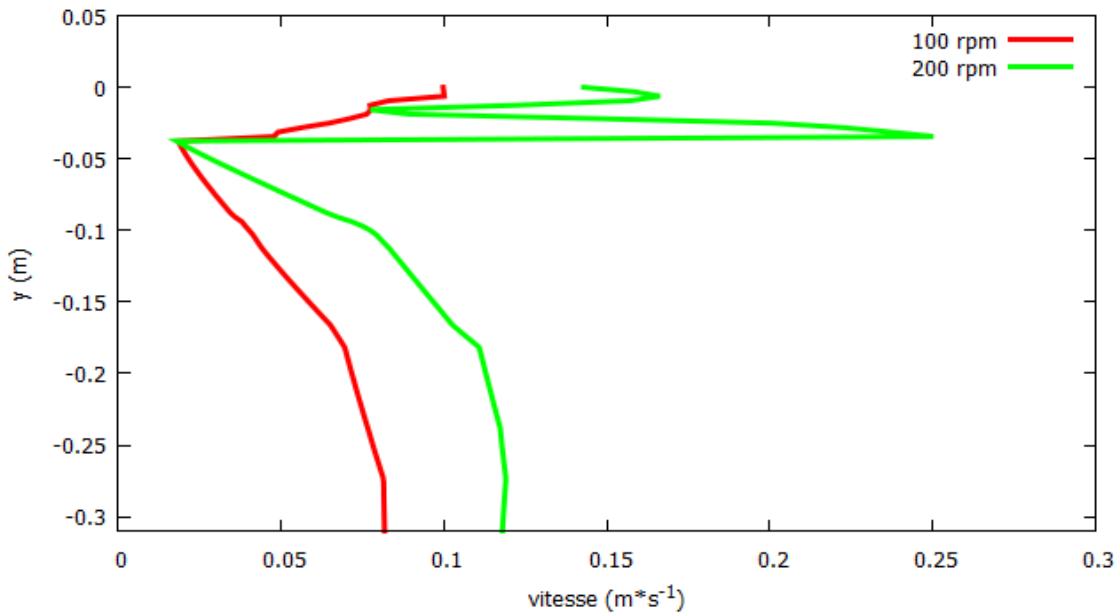


3-39 les force « F, Fx, Fy, Fz » au niveau de la surface de l'hélice. «  $\omega = 200 \text{ rpm}$  ».

La figure 3-36 représente les force « F, Fx, Fy, Fz » au niveau de la surface de l'hélice pour une vitesse de rotation égal à 200 rpm, on peut remarquer que les valeurs de la forces sont très faible mais elles sont plus élevé par rapport celles du cas pour  $\omega = 200rpm$ .



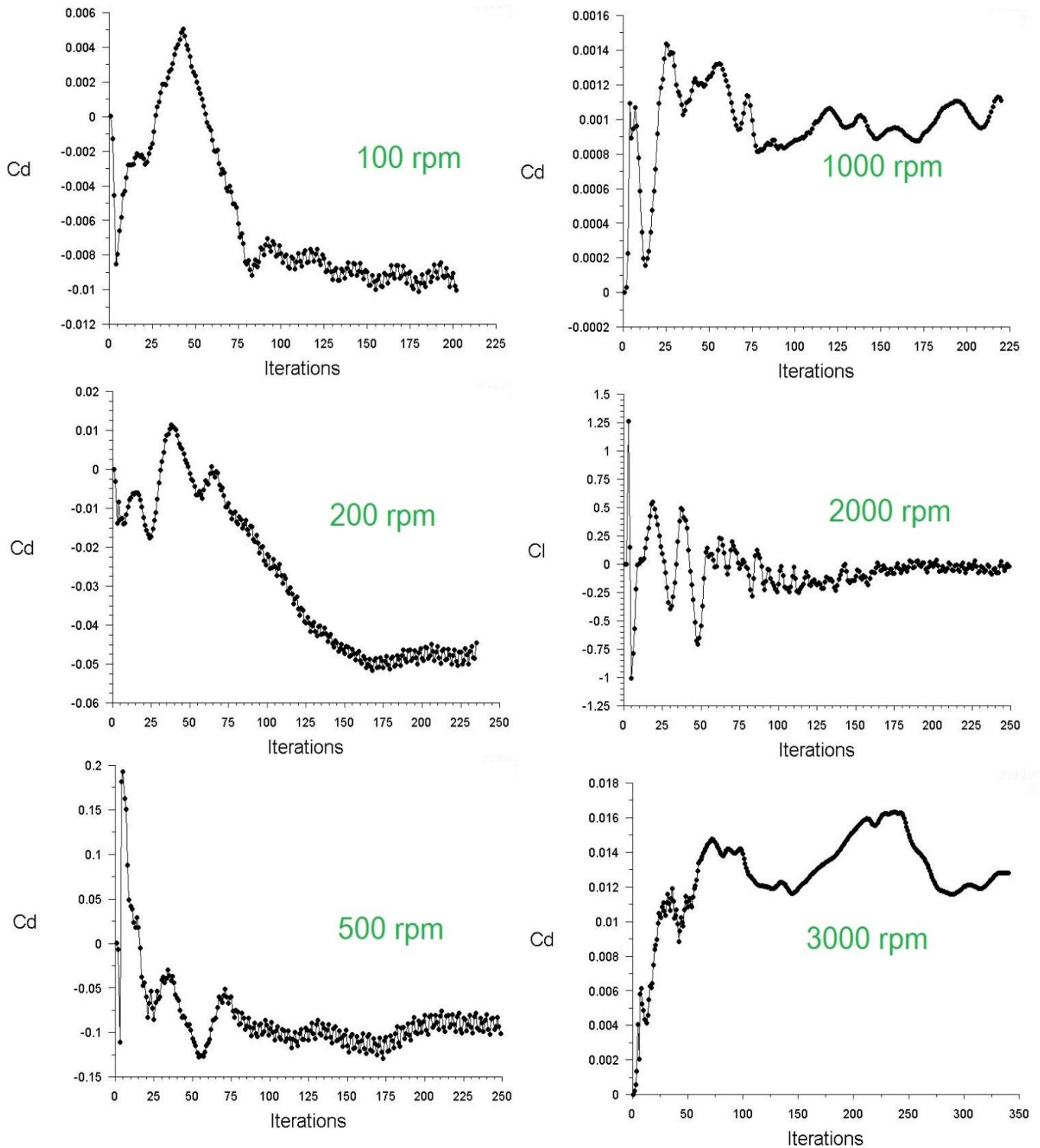
3-40 courbe de la pression au niveau de la lige du centre après l'hélice pour  $\omega = 100rpm$  ,  $\omega = 200 rpm$ .



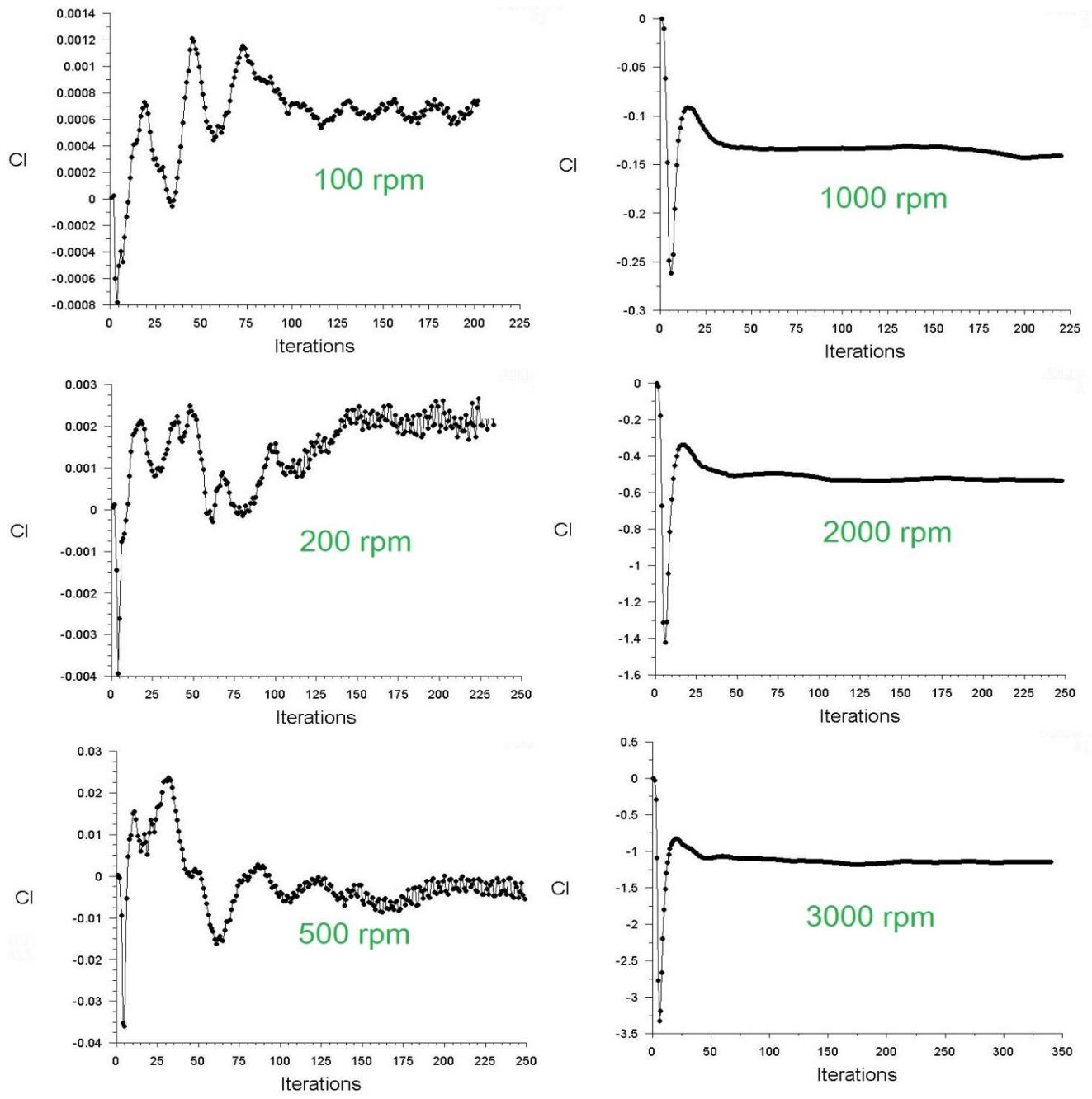
3-41 courbe de la vitesse au niveau de la lige du centre après l'hélice pour  $\omega = 100rpm$  ,  $\omega = 200 rpm$ .

Les figure 3-40 et 3-41 représentent les courbes de la pression et la vitesse au niveau de la lige du centre après l'hélice pour  $\omega = 100rpm$  ,  $\omega = 200 rpm$ ., on peut voir que les valeurs sont plus élevés pour

une vitesse rotationnel plus grand ( dans ce cas 200 rpm).les changements ( presque sinusoidales) sont plus remarquable pour les courbes de la plus grand vitesse.

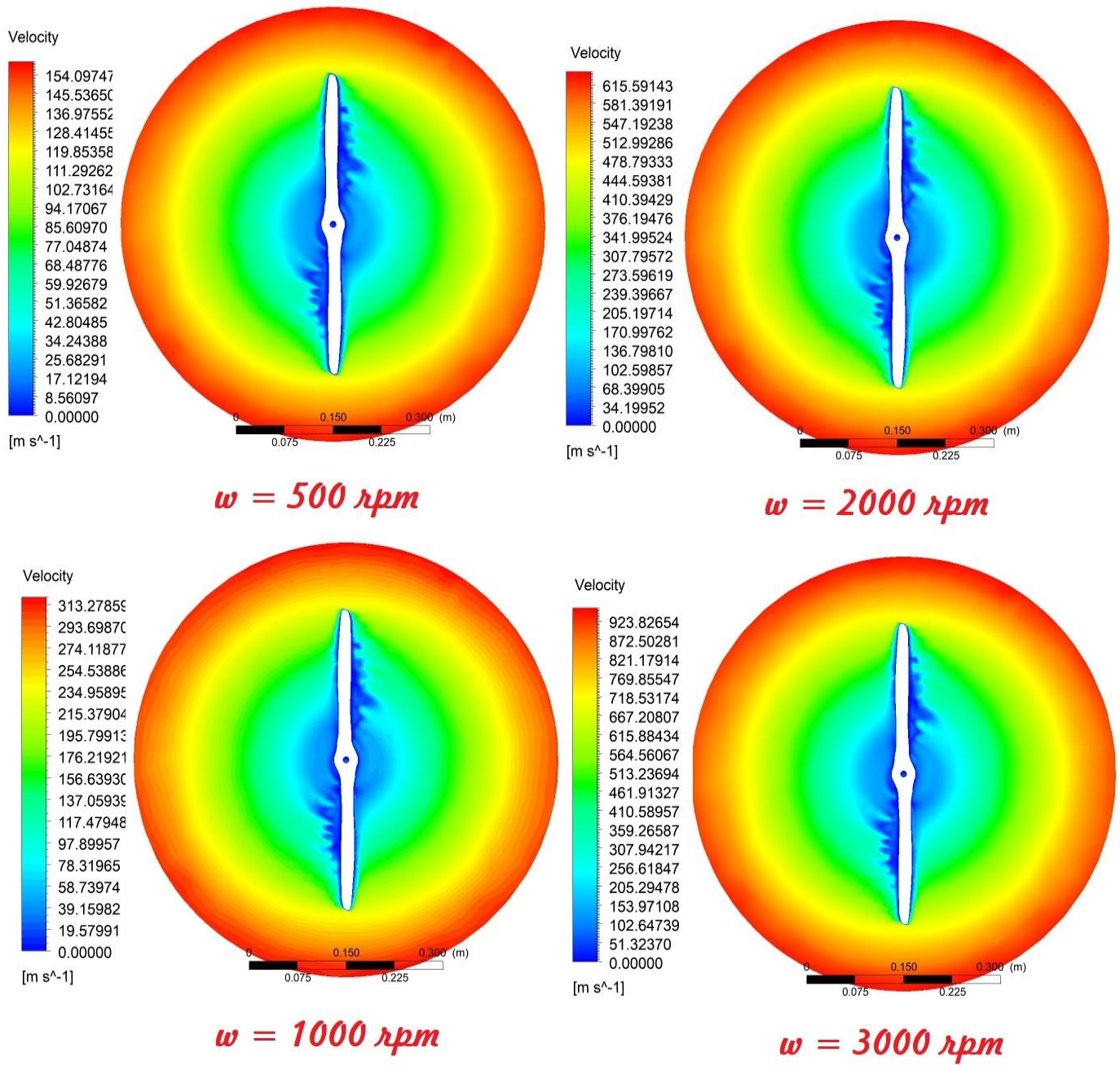


3-42 les courbes des coefficients de trainé.



3-43 les courbes des coefficients de la portance.

Les figure (3-42) et (3-43) représentent les courbes des coefficients de la trainé et la portance pour différents valeurs des vitesses rotationnelles de l'hélice, on peut voir que les valeurs des coefficients de la trainé généralement augmentent et de la portance diminuent (augmentent lorsqu'on les considère comme valeurs absolus) avec l'augmentation de la vitesse rotationnelle.

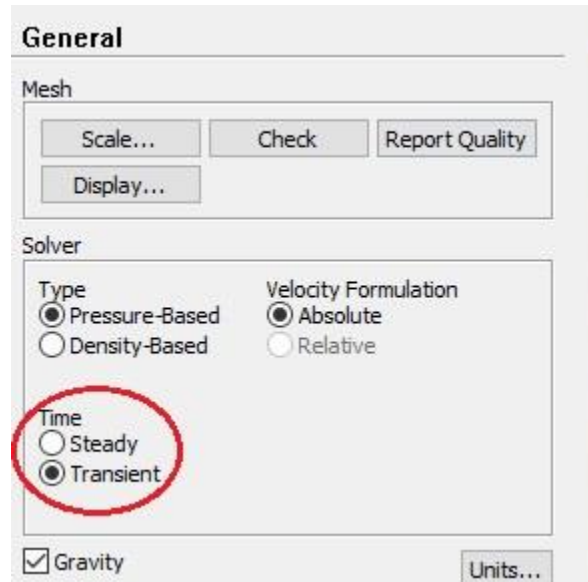


3-44 contours des vitesses.

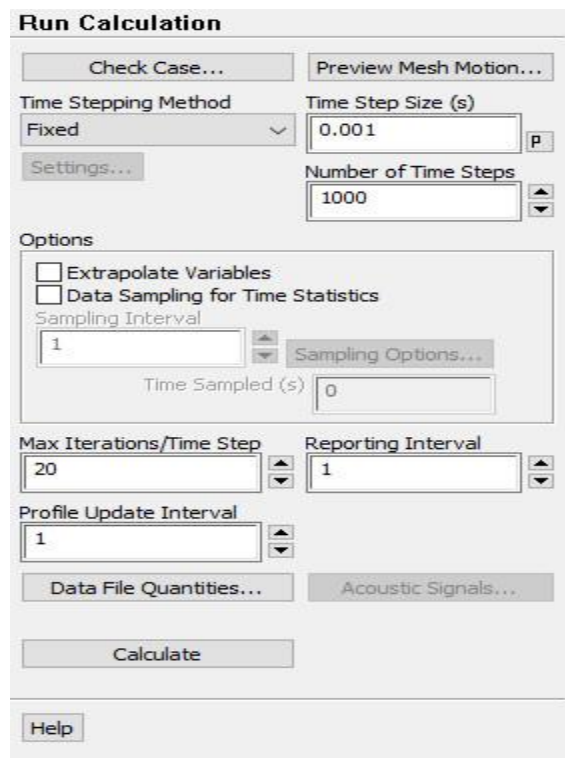
La figure (3-44) représente les contours des vitesses pour différents vitesses des rotations et bien sûr on remarque que la vitesse augmente avec l'augmentation de la valeur de la vitesse de rotation.

## 5 Etude dans le cas instationnaire :

Maintenant en va voir les résultats obtenue mais cette fois en fonction du temps, le but de cette étude est de voir l'évolution des résultats par rapport aux temps.

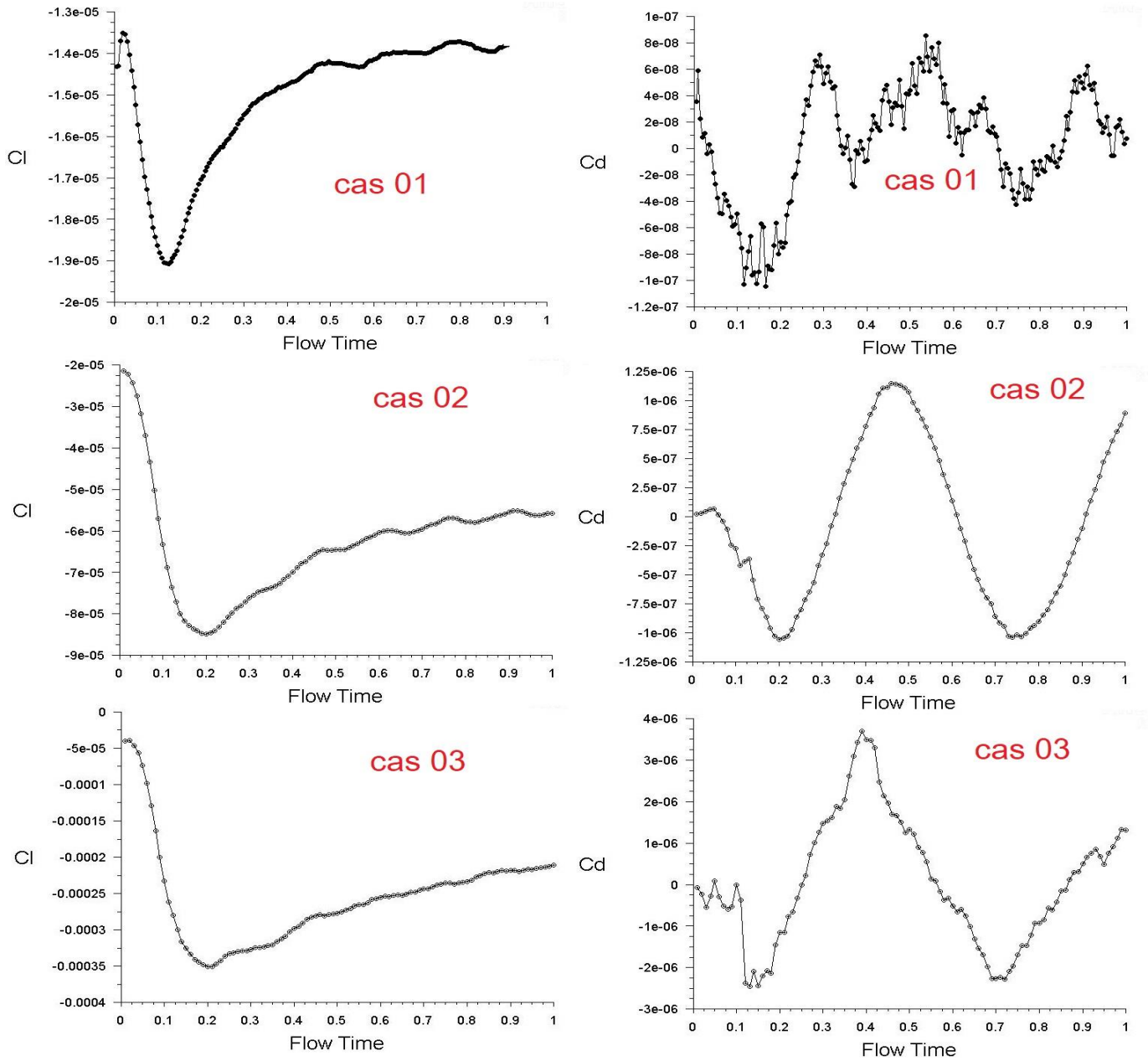


3-45 changements vers étude transitoire.



3-46 itérations et étapes du temps.

## 5-1 Contours et résultats pour les 08 cas :

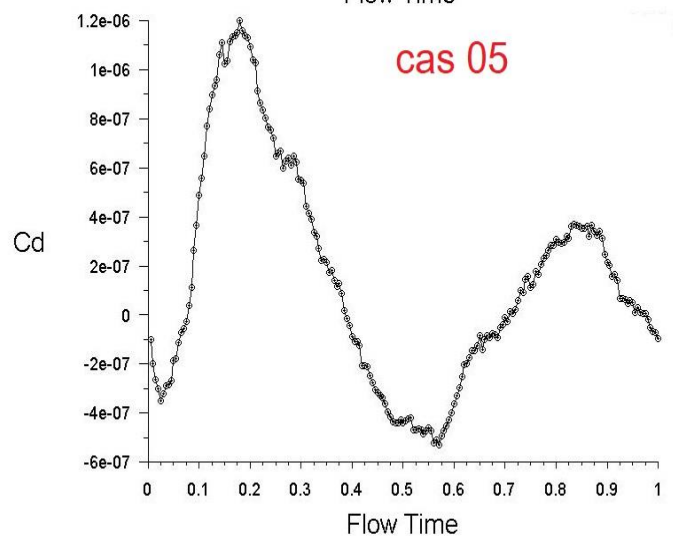
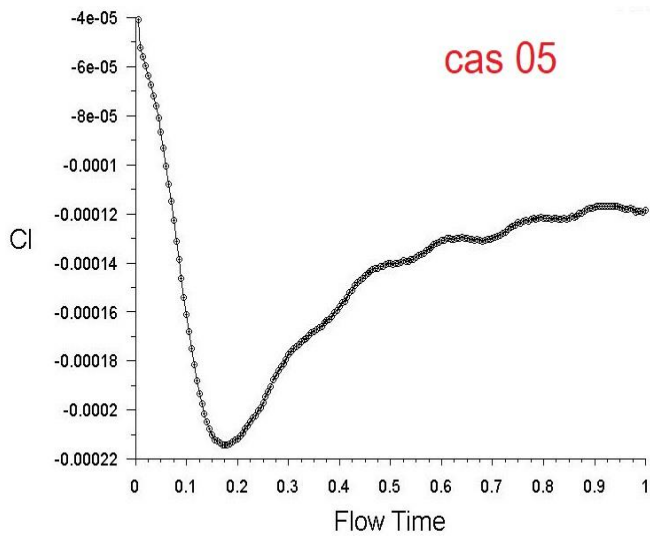
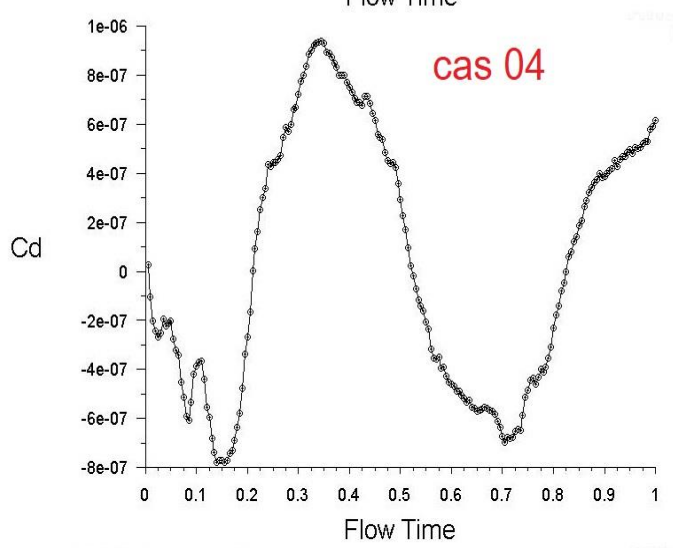
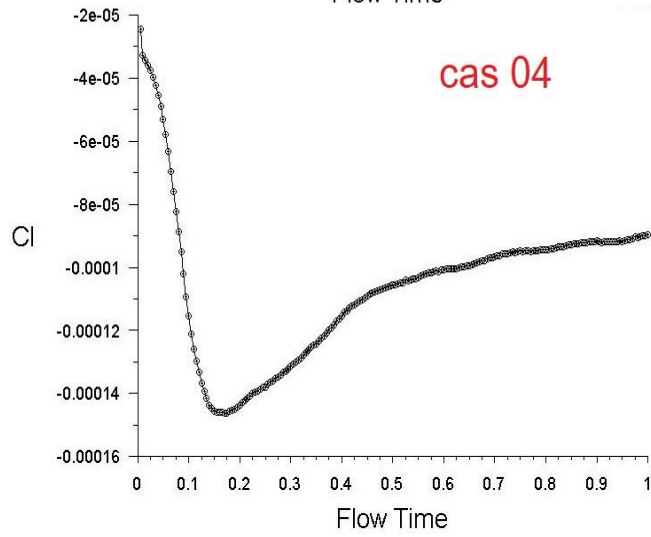
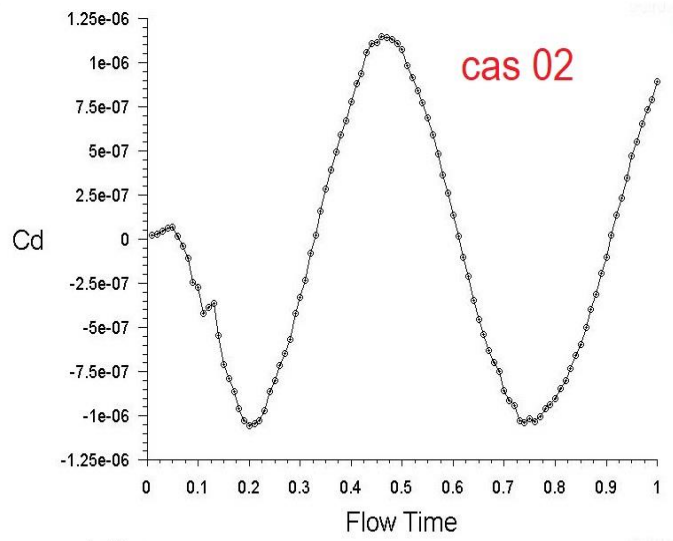
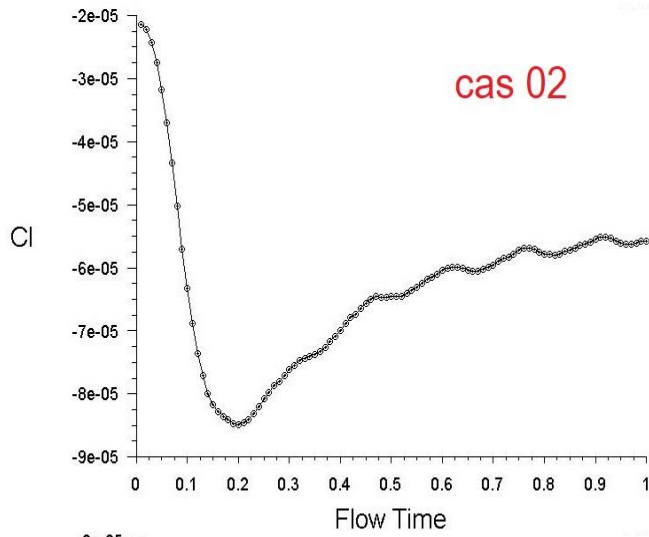


3-47 les courbes cd et cl pour les cas 01, 02 et 03.

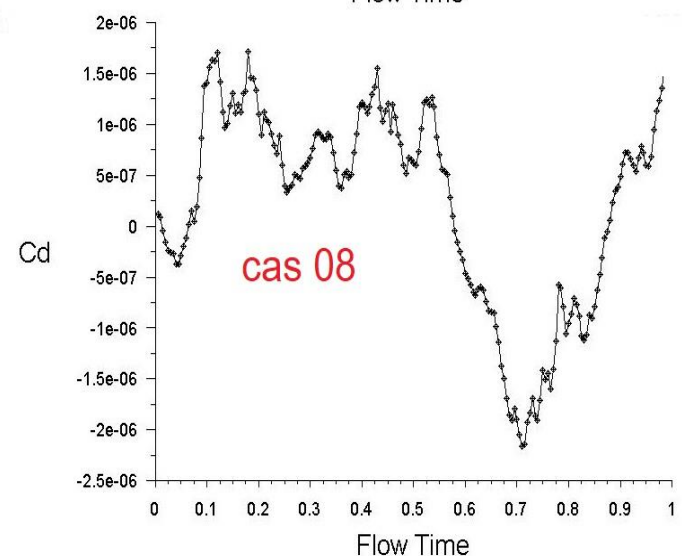
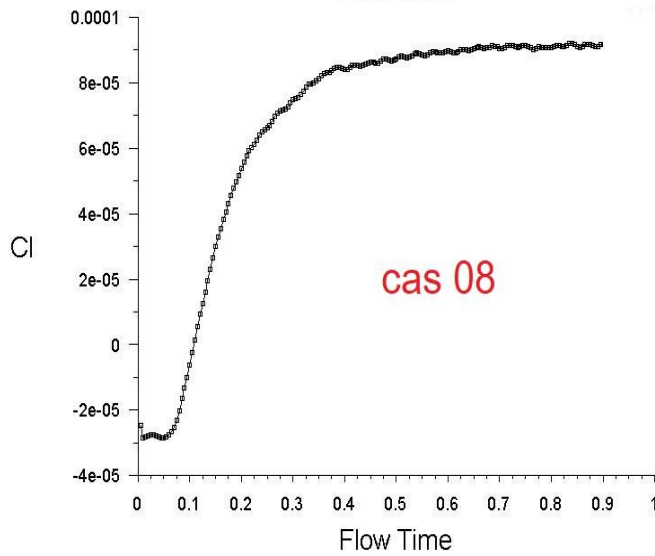
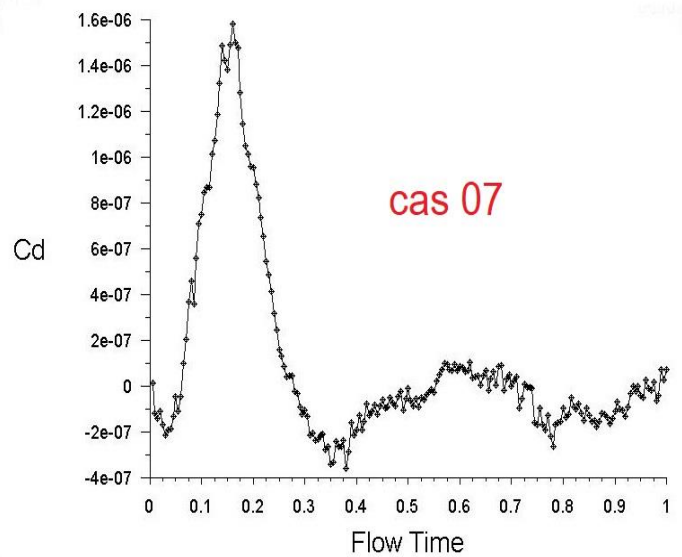
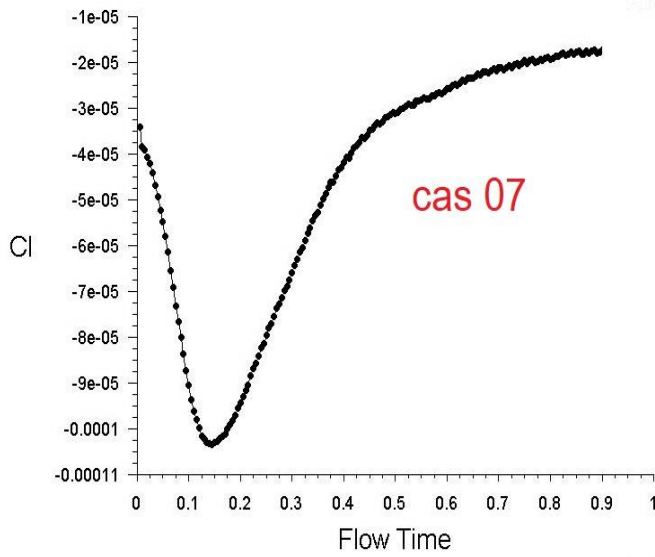
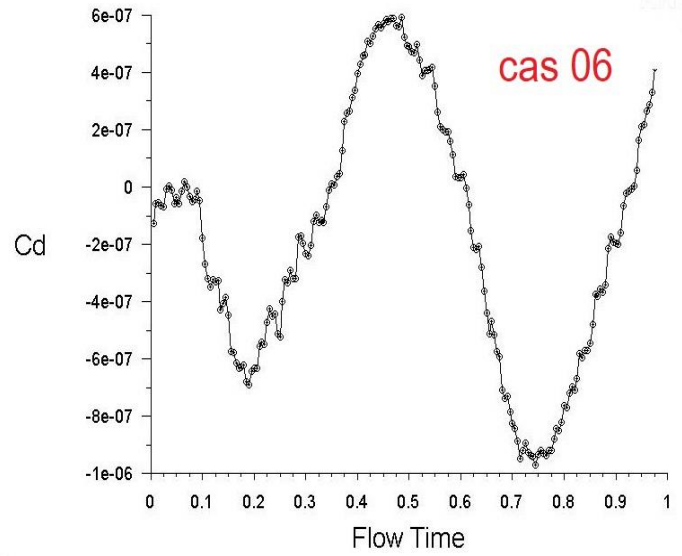
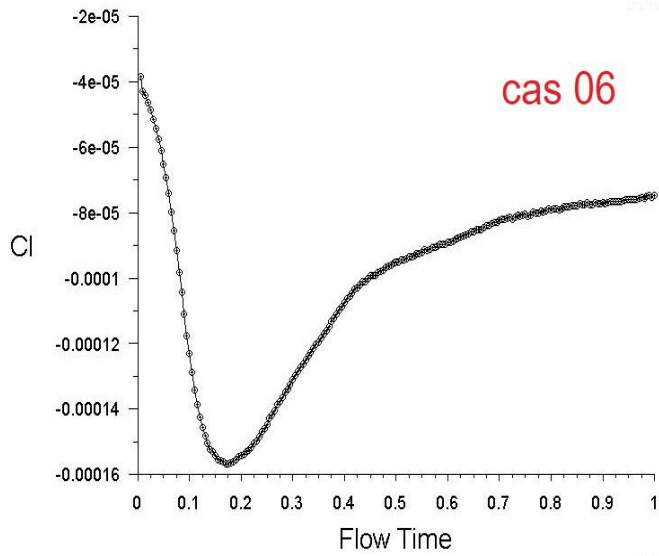
La figure (3-47) représente les courbes « cd, cl » pour les cas 01, 02 et 03 on fonction du temps avec une variation presque exponentiel pour les coefficients de portance et sinusoïdale pour les coefficients de trainé.

Même remarque pour les autres cas (04, 05, 06, 07 et 08) qui sont représenté par les figures (3-48) et (3-49).





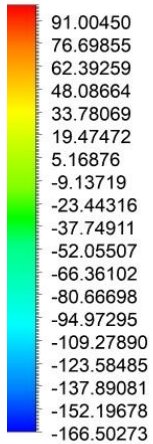
3-48 les courbes  $C_d$  et  $C_l$  pour les cas 02, 04 et 05.



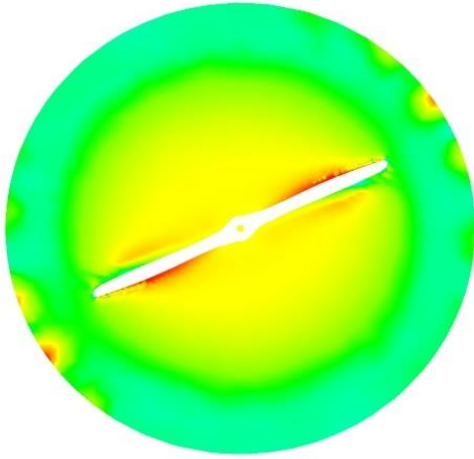
3-49 les courbes  $c_d$  et  $c_l$  pour les cas 06, 07 et 08.

## 5-2 Moteurbrushlesse :

Pressure

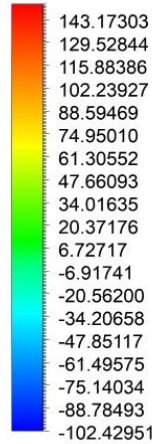


[Pa]

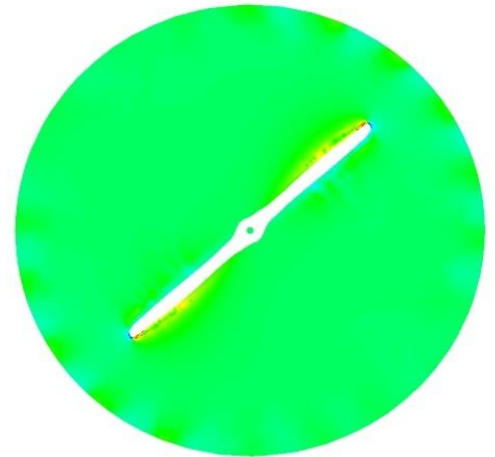


$t = 0.02 \text{ s}$

Pressure

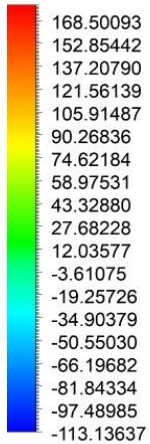


[Pa]

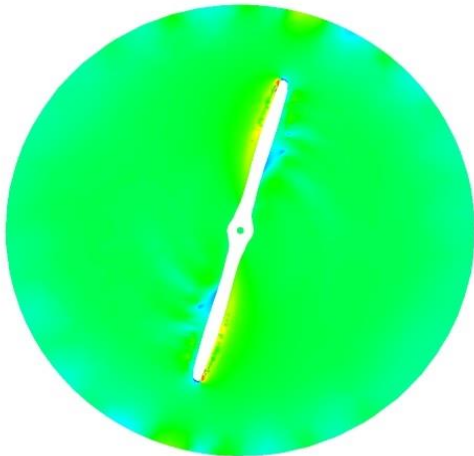


$t = 0.4 \text{ s}$

Pressure

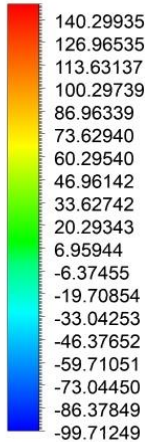


[Pa]

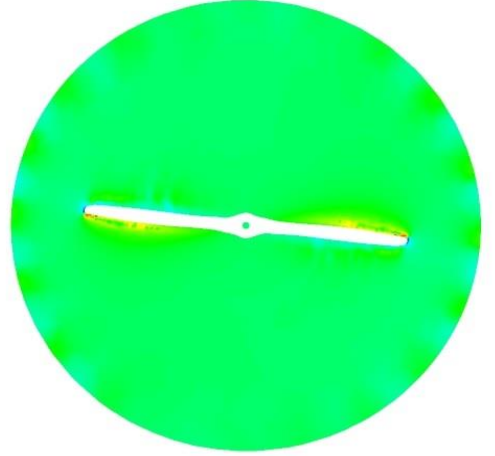


$t = 0.06 \text{ s}$

Pressure

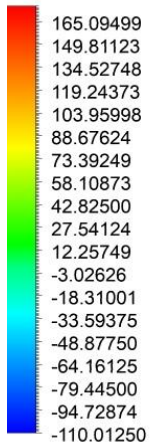


[Pa]

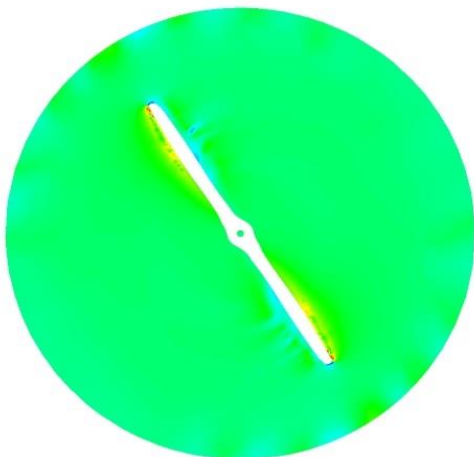


$t = 0.8 \text{ s}$

Pressure

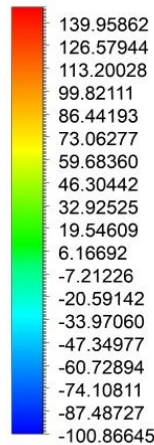


[Pa]

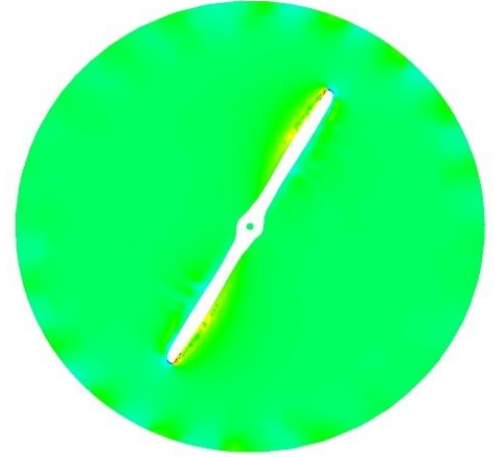


$t = 0.1$

Pressure

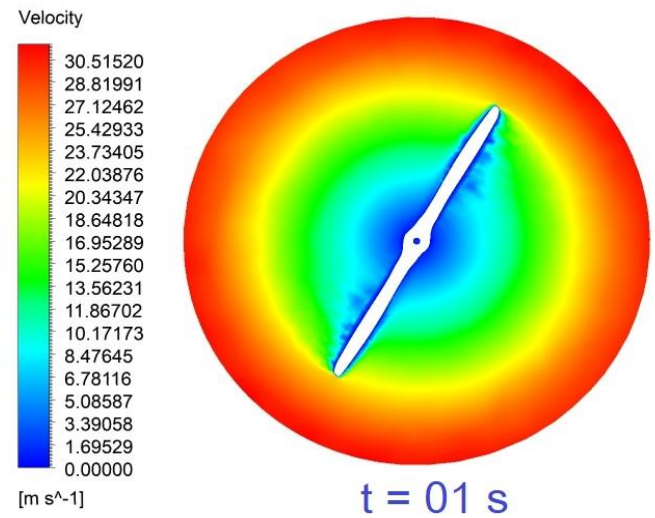
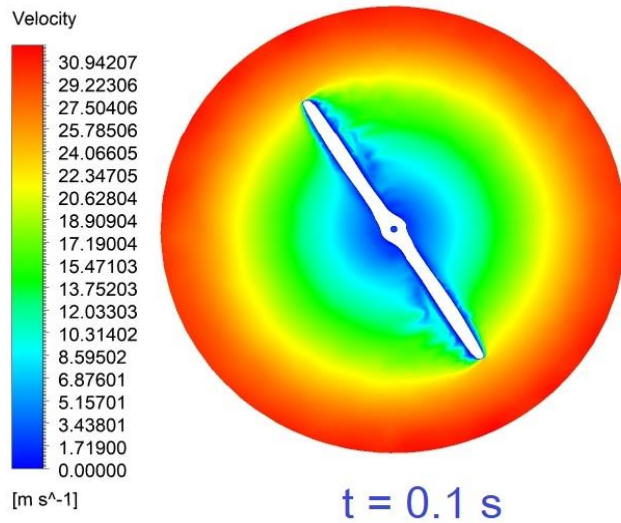
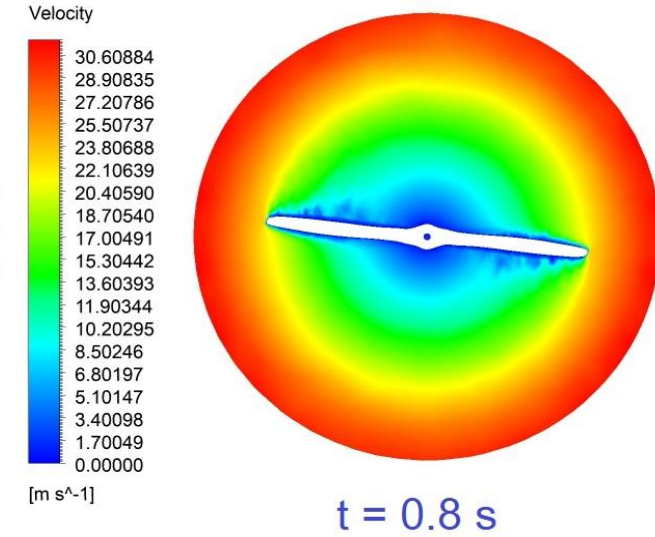
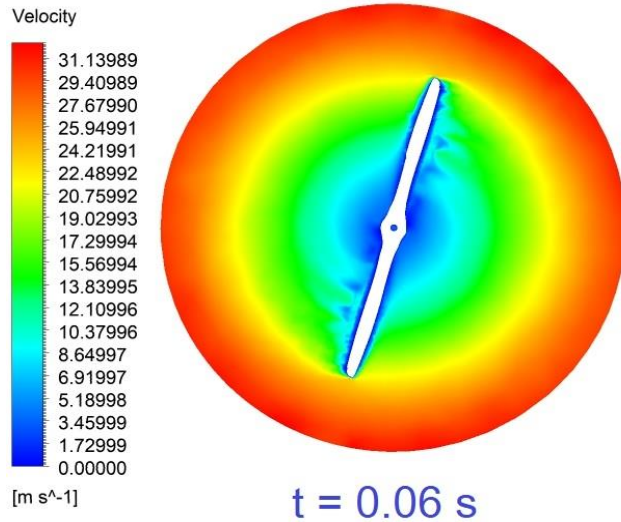
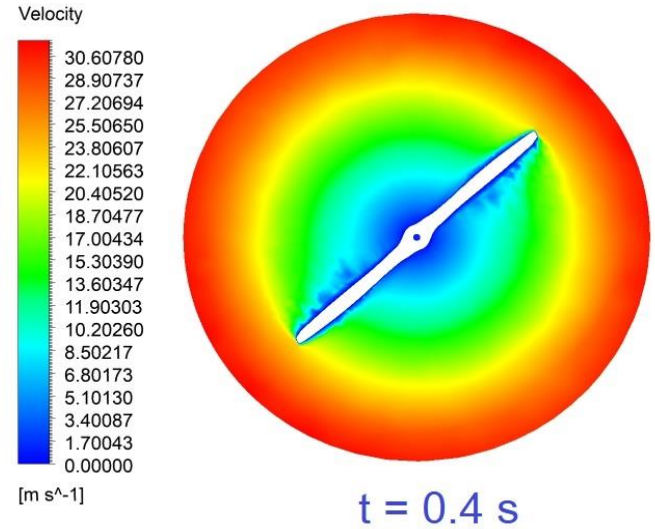
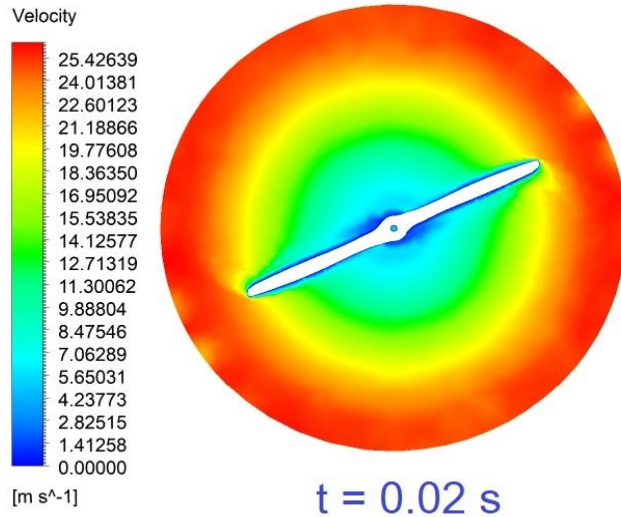


[Pa]

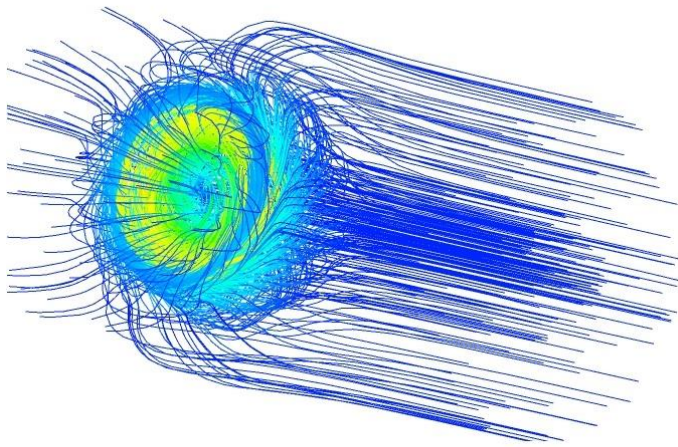


$t = 01 \text{ s}$

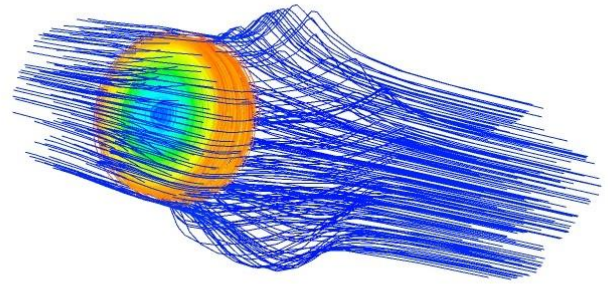
3-51 contours des pressions.



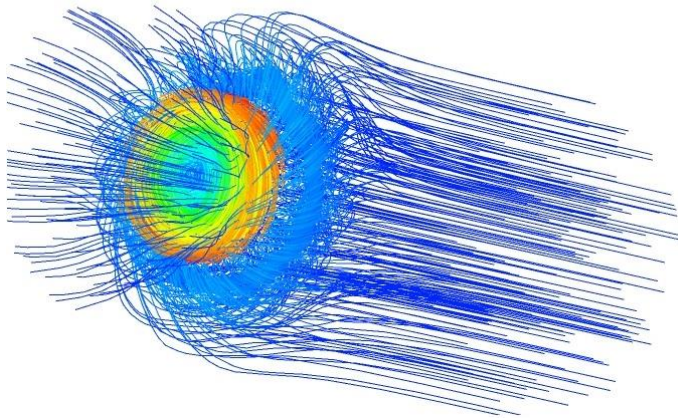
3-52 contours des vitesses.



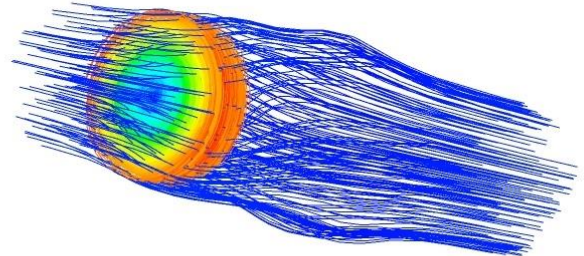
$t = 0.02 \text{ s}$



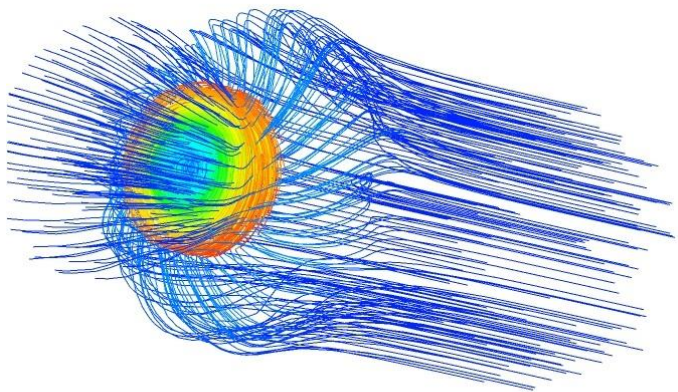
$t = 0.4 \text{ s}$



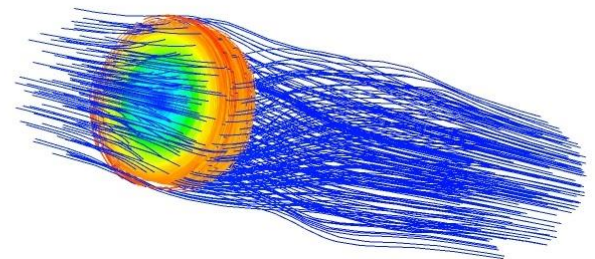
$t = 0.06 \text{ s}$



$t = 0.8 \text{ s}$

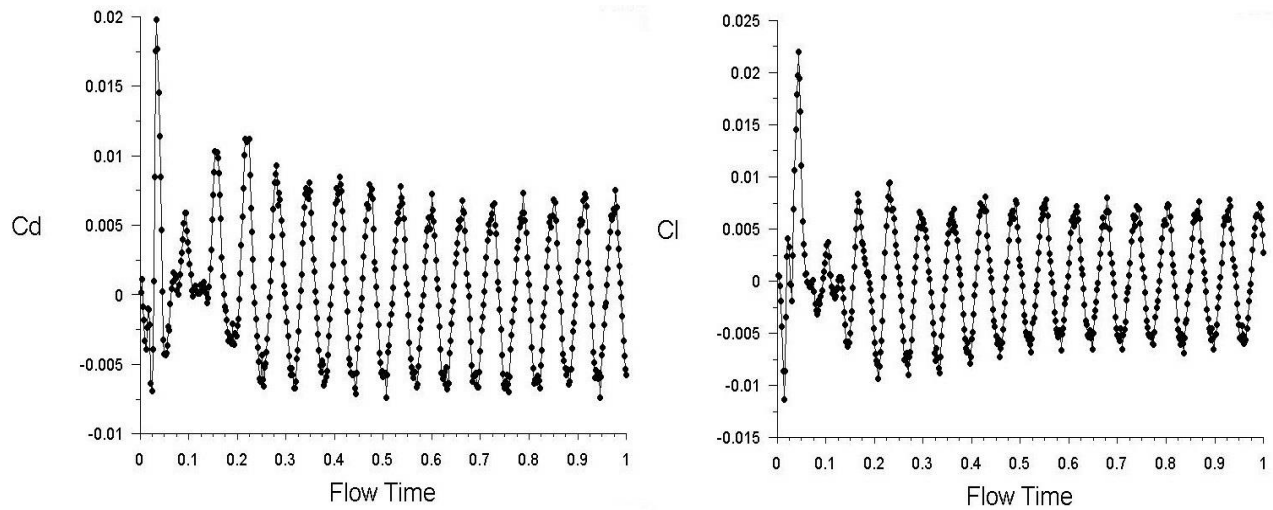


$t = 0.1 \text{ s}$



$t = 01 \text{ s}$

3-53 les lignes des courants.



3-54 les courbes  $c_d$  et  $c_l$  on fonction du temps.

Les figure (3-51, 3-52 et 3-53) représentent respectivement les contours de la pression, de la vitesse et les lignes des courants pour différents valeurs des temps ou on remarque un changement au début pour des valeurs de la vitesse et la pression vers la stabilité de ces valeurs, l'évolution de l'écoulement par rapport au temps est bien présenté par la figure (3-53) où on peut voir les variations des lignes des courants.

La figure 3-54 représente les coefficients de portance et les coefficients de trainé avec une variation sinusoïdale entre  $[-0.01 ; 0.01]$  pour les deux.

## 6 Conclusion :

On peut conclure que :

- 1- L'augmentation de la longueur de l'hélice causer une augmentation des valeurs de pressions et vitesse.
- 2- L'augmentation de la largeur de l'hélice causer une diminution remarquable pour les valeurs de pressions et faible pour les valeurs de la vitesse.
- 3- Plus la largeur de la lame est élevée, plus la répartition des lignes et dans les différentes directions est importante.
- 4- Au niveau de la lige du centre après l'hélice le changement d'angle s'accompagne d'un changement de vitesse uniquement, tandis que la pression est presque constante en valeur, La vitesse augmente plus la distance au centre est grande, les valeurs de la pression a commencé à diminuer plus nous augmentons l'angle, mais elle a de nouveau augmenté à l'angle de trente degrés.
- 5- Plus l'angle est élevée, plus la répartition des lignes et dans les différentes directions est importante.
- 6- la pression pour hélice d'un moteur brushless est plus grand par rapport les précédents cas (les 08 cas), même remarque pour la pression et la vitesse au niveau du plan ( $y=0$ ) du domaine rotatif.
- 7- les valeurs des forces «  $F, F_x, F_y, F_z$  » au niveau de la surface de l'hélice sont très faible, et les zone de la répartition sont plus larges pour la force  $F_y$  care elle est comprend la plus grand zone de la forme.
- 8- L'augmentation de la vitesse rotationnel augmenter tous les valeurs physique « pression, vitesse, et force » avec le changement de la répartition des lignes des courants.
- 9- L'étude transitoire est faite pour avoir l'évolution de l'écoulement en fonction du temps.
- 10- Les valeurs des coefficients de trainé et portance sont très faibles, ils sont augmentés avec l'augmentation de la vitesse rotationnelle de l'hélice.
- 11- La variation des valeurs des coefficients de trainé et portance est faible par rapport les changements de la géométrie.
- 12- Les valeurs des coefficients de trainé et portance par rapport au temps pour un hélice d'un moteur brushless sont varié d'une manière sinusoïdale.





## ***Chapitre4 : développement d'un moyen de test et les essais expérimentaux.***

### **1. Introduction :**

La décision importante dans la conception d'un véhicule aérien sans pilote (UAV) à plusieurs rotors est le choix d'un système de propulsion qui peut fournir les performances souhaitées. La conception exige meilleure sélection des moteurs, des hélices, du nombre d'hélices et des batteries. Le but de ce chapitre est de présenter une configuration expérimentale et un système d'acquisition de données en temps réel pour déterminer les caractéristiques et les performances des moteurs UAV. Ce système économique peut tester et fournir tous les paramètres de conception nécessaires d'un quadri-rotor, tels que la force de portance, la vitesse de rotation de l'hélice (RPM), courant électrique, la tension et la puissance électrique du moteur.

### **2. Circuit électronique pour l'acquisition de données :**

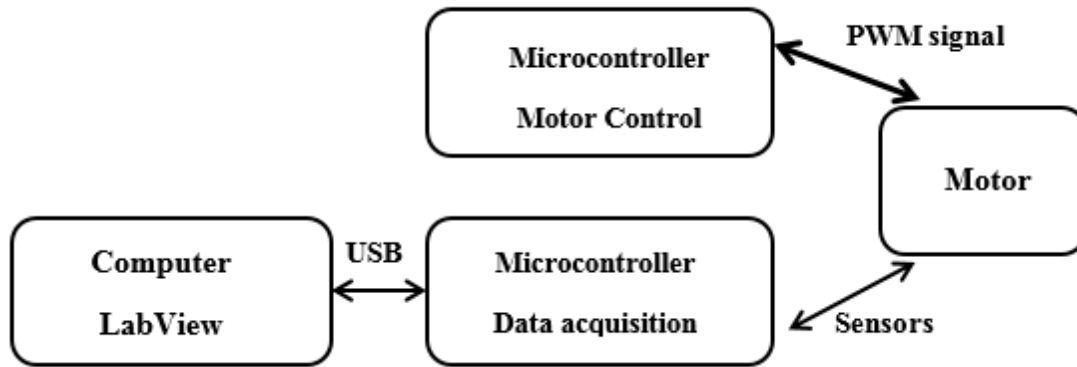
#### **2.1. Description générale :**

Avant la conception du système, certaines exigences importantes ont été définies comme :

- Le système de test doit être avec un coût réduit,
- Le système de test doit tester le système de propulsion d'un quadri-rotor,
- Le système de test doit mesurer les paramètres/performances de système de propulsion avec une bonne précision,

Le système d'acquisition de données conçu pour mesurer tous les paramètres de conception nécessaires des petits moteurs UAV. Ces paramètres peuvent être utilisés pour la conception d'un drone multi-rotor. En utilisant ce système, l'utilisateur peut obtenir toutes les informations sur le moteur brushless (système de propulsion), comme la force de portance générée par une hélice donnée, la vitesse du moteur (le nombre de rotations par minute 'RPM') et la puissance électrique consommée par le moteur brushless. Le circuit électronique basé sur : des microcontrôleurs PIC18, capteur de force de haute précision, capteur réflexe optique très sensible pour la mesure de la vitesse de rotation du moteur. Afin de mesurer la puissance électrique du moteur brushless, des capteurs de tension et de courant ont été utilisés. Deux microcontrôleurs très puissants ont été sélectionnés pour le contrôle et l'acquisition. Le premier microcontrôleur 18F4620 a été utilisé pour générer des impulsions (Pulsed Width Modulation (PWM)). La

variation de la vitesse peut être réalisée par un potentiomètre. Le deuxième microcontrôleur 18F4520 est connecté aux capteurs, et il a été utilisé pour l'acquisition de données en temps réel. Ce microcontrôleur est connecté à un ordinateur personnel (PC) via module FT232RL et câble USB. Avec cette communication et l'interface développée en utilisant le logiciel LabView, l'utilisateur peut obtenir toutes les mesures en temps réel. Figure 1 décrit l'architecture globale du système de test.



4-1. Architecture de système de test

Afin d'obtenir toutes les mesures, quatre capteurs ont été intégrés au système :

- Capteur de force (Loadcell), pour mesurer la force de portance générée par le moteur et l'hélice,
- Capteur réflexe optique (Optical Reflex Sensors), pour mesurer la vitesse de rotation du moteur brushless (nombre de rotations par seconde et par minute (RPM)),
- Capteurs de tension et de courant (Voltage and current sensors), pour mesurer la puissance électrique utilisée par le moteur.

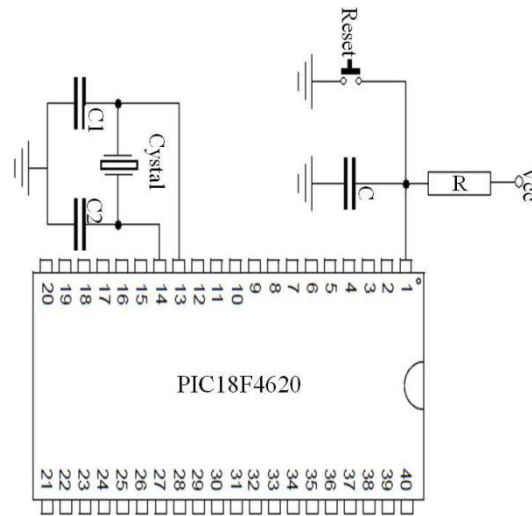
### 2.2. Matériel :

#### Microcontrôleur :

Notre circuit électronique basé sur un microcontrôleur Microchip PIC ( $\mu C$ ). Le microcontrôleur PIC assure un contrôle complet de système, il a des registres de fonction spéciale, contrôle puissance et réinitialisation, interruptions, RAM pour le stockage des données de programme, mémoire de programme EPROM, circuits de temps (Timers), ensemble d'instructions, faible consommation de puissance et convertisseurs Auto-D embarqués [référence 01]. Le microcontrôleur PIC 'universalBoard' est une plateforme de développement technologique très élevés. Ce circuit intégré est idéal pour le développement

des systèmes des applications embarquées, l'enregistrement des données par USB, le control des données en temps réel et faire des commandes des équipements [référence 02]. La conception électronique en utilisant un microcontrôleur ( $\mu\text{C}$ ) est composée de deux aspects : aspect matériel (hardware), et aspect logiciel (software). Ce qui permet le développement et le transfert d'un code de programme (à l'aide de MicroC software) a un microcontrôleur. La famille des microcontrôleurs PIC18 offre des performances de calcul très élevées avec un cout réduit. La figure 2 présente l'architecture générale du microcontrôleur. Les caractéristiques du microcontrôleur 18F4620 sont [référence 03] :

- o Tension : 5 volts;
- o Courant : 25 mA ;
- o Le microcontrôleur a 44 broches (entrée/sortie, analogique/numérique) ;
- o Fréquence de fonctionnement : 40 MHz;
- o Peut être alimenté par USB ou une source d'alimentation externe ;
- o Traitement des signaux analogiques et numériques;
- o Convertisseur analogique-numérique (A/D) à 13 canaux (10 bits),
- o Le circuit électrique à l'aide du microcontrôleur 18F4620 peut être connecté au PC à l'aide de communication (UART TTL) ;
- o Avoir 03 minuterics;
- o Communication en série et en parallèle (UART, .....) ;
- o modules de capture/comparaison améliorée/PWM (ECCP);
- o trois interruptions externes programmables;
- o mémoire de programme Flash de 64 Ko de mémoire de programme;
- o Mémoire de 1024 bytes.



4-2 Architecture du microcontrôleur

### Capteur de force (LoadCell) :

Un capteur de force (LoadCell) est un module de détection de force qui peut être utilisé pour mesurer le poids et la force. Ce capteur transforme la force agissant sur son structure en des signaux électriques. La mesure est effectuée avec des résistances électriques appelées « jauges de contrainte », qui sont très petites et flexibles. Les jauges sont collées sur une poutre ou un élément structural qui se déforme lorsque la force est appliquée, ce qui déforme les jauges. Si la jauge de contrainte est déformée, la résistance électrique change en proportion de la force. Le signal électrique généré par le capteur de force (loadcell) est très faible et nécessite une amplification du signal. Pour une mesure de haute précision, ce capteur est généralement utilisé avec le module électronique HX711. Ce module électronique fait amplifier le signal et convertir le signal analogique en un signal numérique avec une très bonne précision (24 bits). D'autre part, ce module facilite la communication entre le capteur et le microcontrôleur de notre circuit électronique conçu [référence 04]. La figure 3 montre le capteur de force « loadcell » et son module électronique.

Caractéristiques :

- Précision des données : 24 bits (conversion analogique-numérique 24 bits)
- Fréquence de rafraîchissement : 10-80 Hz
- Tension : 2,7 V - 5 VCC
- Courant : inférieur à 10 mA



4-3 Capteur de force (à gauche) et son module électronique (à droite)

### Capteur réflecte optique (capteur RPM) :

Afin de mesurer la vitesse du moteur (RPM), le capteur optoélectronique VishaySemiconductor a été sélectionné et intégré dans notre circuit électronique. Ce capteur contient des diodes infrarouges comme source de rayonnement et des phototransistors comme détecteurs. Pour le principe de fonctionnement du reflex, la lumière émise par l'émetteur est influencée par un objet (exemple moteur en rotation) vers le détecteur. Le changement du signal lumineux généré par l'interaction avec l'objet produit alors un changement du signal électrique dans le récepteur optoélectronique [référence 05].

Caractéristiques :

- Sensibilité élevée,
- Conception compacte,
- Protection de la lumière ambiante,
- Haute qualité, ISO 9000.

### Capteur de tension et de courant :

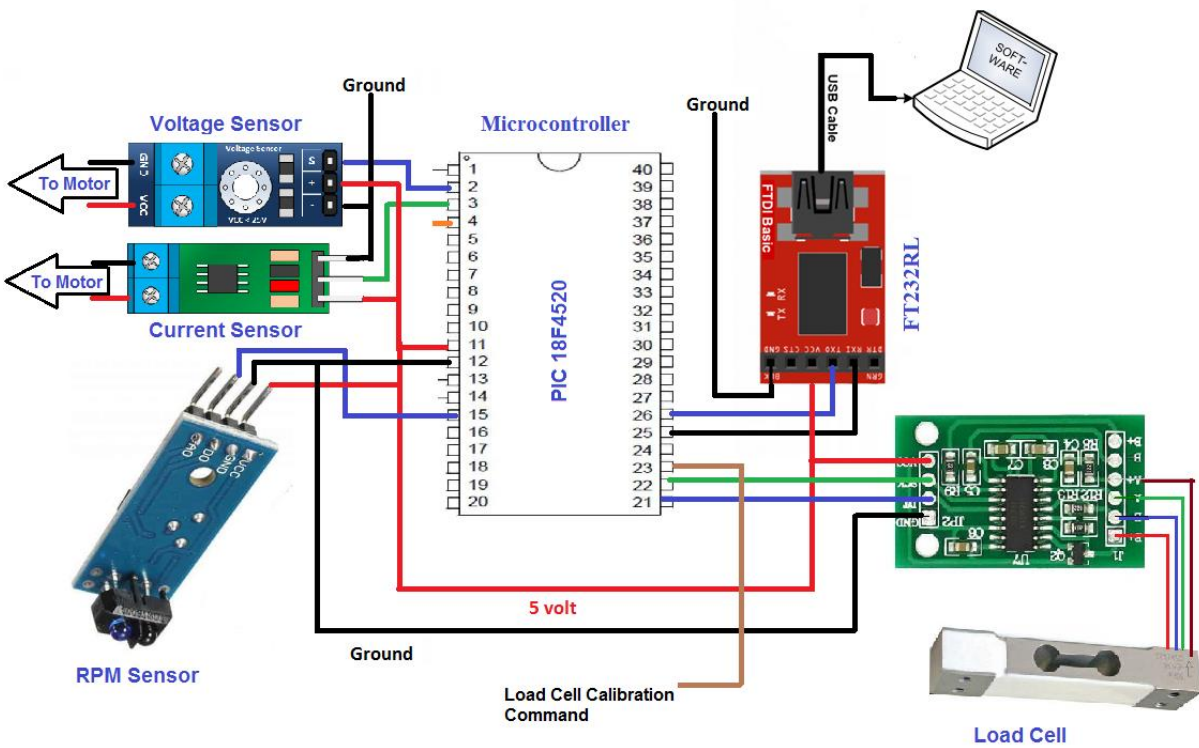
Afin de mesurer en temps réel la tension fournie au moteur, le module du capteur de tension a été utilisé. Ce capteur supporte des tensions comprises entre 0 et 25 volts et compatible avec les microcontrôleurs. Pour la mesure du courant, le capteur Allegro ACS712 a été choisi [référence 06]. Ce capteur de courant est économique et peut faire des mesures du courant avec une bonne précision. Ce capteur peut mesurer des courants entre 0 et 30 Ampère.

### 2.3. Logiciels (Software) :

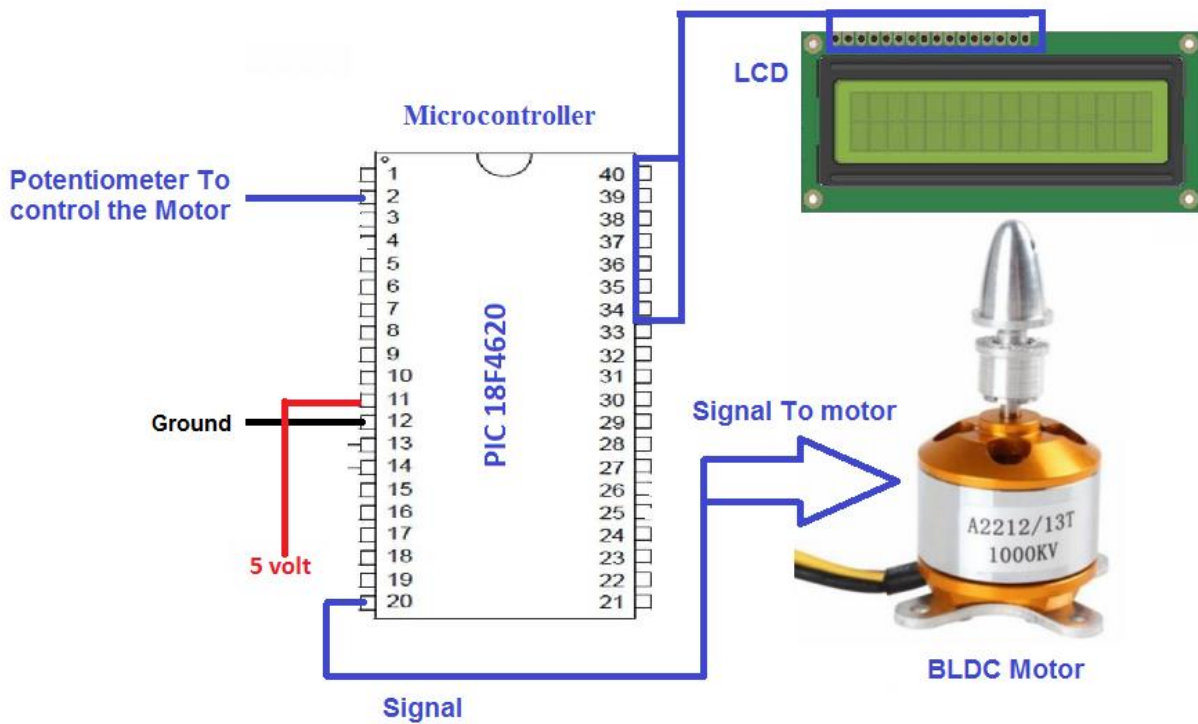
LabVIEW contient un ensemble complet d'outils pour acquérir, analyser, afficher et stocker des données, ainsi que des outils pour nous aider à résoudre certains problèmes de visualisation des résultats. LabVIEW peut être utilisé pour communiquer avec matériel tel que l'acquisition de données, des dispositifs, des appareils des mesures, des instruments, des circuits électroniques [référence 07]. Dans le présent travail, LabVIEW a été utilisé pour recevoir des données de notre circuit électronique (capteur de force, RPM, capteurs de tension et de courant), puis afficher en temps réel les résultats et faire la visualisation des courbes.

### 2.4. Description du système d'acquisition de données :

Comme le montre la figure 4, les capteurs de tension et de courant sont connectés aux entrées analogiques (broches 2 et 3) du microcontrôleur 18F4520. Afin de mesurer la puissance électrique, les capteurs sont également connectés au moteur. Pour obtenir la vitesse du moteur (RPM), le capteur réflectif optique est connecté à la broche de Timer du microcontrôleur (broche d'entrée numérique numéro 15). Les données numériques (data) et les sorties du temps (clock) du module électronique HX711 sont connectées aux broches numériques (21 et 22) respectivement. De plus, pour calibrer le capteur de force, une commande en appuyant sur un bouton lié au circuit a été ajoutée, ce dernier étant connecté à la broche numérique 23 du microcontrôleur. Au début de chaque mesure, cette commande doit être effectuée pour permettre de commencer la mesure à partir de zéro. Pour faire des mesures à très haute vitesse, un oscillateur de 20MHz a été utilisé dans notre circuit électronique. Il est connecté aux broches 13 et 14 du microcontrôleur. L'oscillateur utilisé pour gérer la vitesse à laquelle le processeur exécute les instructions, activer les Timers, détecter le signal RPM, la vitesse de communication série (baud rate), la quantité de temps nécessaire pour effectuer une conversion analogique-numérique. Pour connecter le microcontrôleur au PC par communication UART, l'adaptateur de module série FT232RL FTDI a été utilisé. La figure 4 montre la connexion du module FT232RL FTDI avec le microcontrôleur (broches 25 et 26). Cette communication peut être effectuée en utilisant quatre signaux : TXD, RXD, GND et VCC. La broche TX (broche 25 du microcontrôleur) pour transmettre les informations au PC, la broche RX (broche 26 du MCU) pour recevoir les informations du PC. Pour une bonne transmission/réception des données, les débits bauds (baud rate) du microcontrôleur et du PC doivent être identiques (9600 bits par seconde).

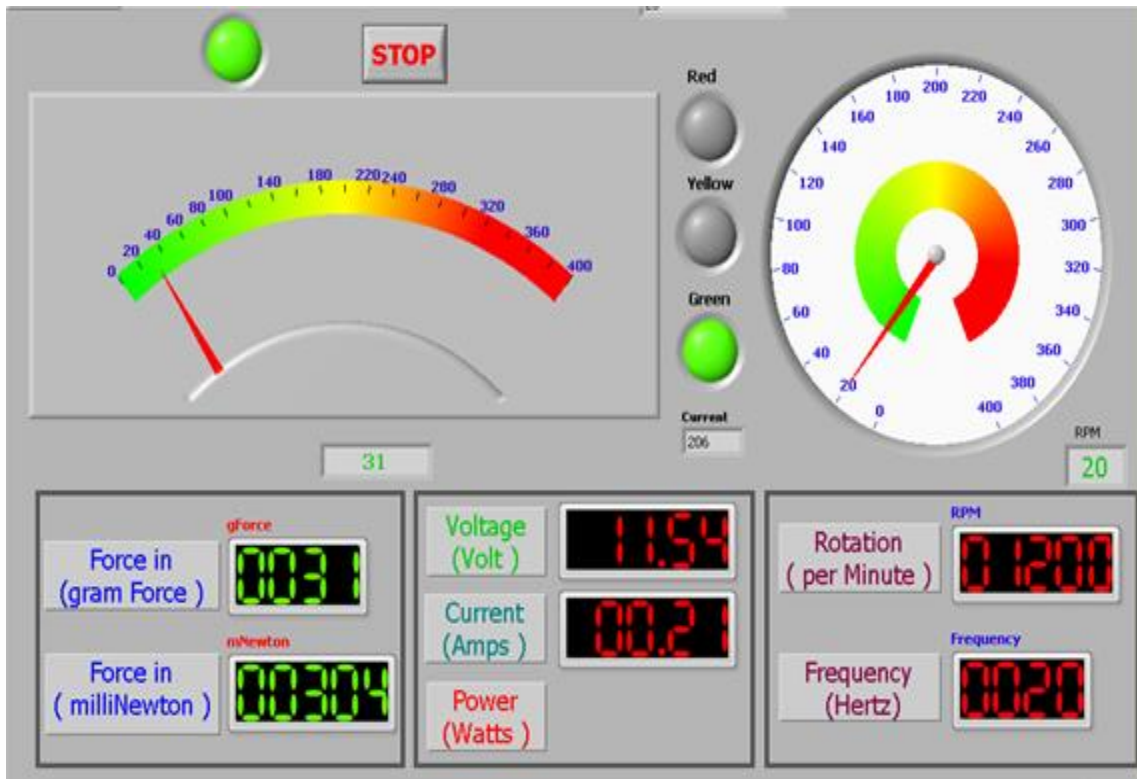


4-4 Circuit électronique d'acquisition de données.



4-5 Circuit de commande du moteur brushless

La figure 5 montre le circuit de commande du moteur. Ce circuit simple est basé sur un microcontrôleur haute performance 18F4620 et un potentiomètre. Le microcontrôleur génère le signal PulsedWidthModulation (PWM) approprié pour le moteur. Les codes MicroC générés dans les microcontrôleurs traitent les données reçues des capteurs pour connaître la force, RPM, la tension, le courant et la puissance électrique. L'oscillateur quartz (20 MHz) offre un traitement très rapide des données reçues par le microcontrôleur. Le microcontrôleur 18F4520 envoie les résultats au PC avec une communication série de 9600 bits par seconde. Afin d'étudier les résultats, une interface Visual Instrument Labview a été créée. L'interface Labview développée permet à l'utilisateur d'afficher des résultats en temps réel, des courbes et des graphiques en temps réel, de stocker les données. Après le test, les résultats peuvent être exportés dans un format pouvant être lu par le logiciel Microsoft EXEL. Ensuite, nous pouvons effectuer une investigation sur le moteur testé. La figure 6 montre l'interface Labview. Pour la validation, de nombreux tests ont été effectués à l'aide des équipements électroniques externes.



4-6 Interface Labview



## 3. Essais expérimentaux :

### 3.1. Configuration des mesures expérimentales :

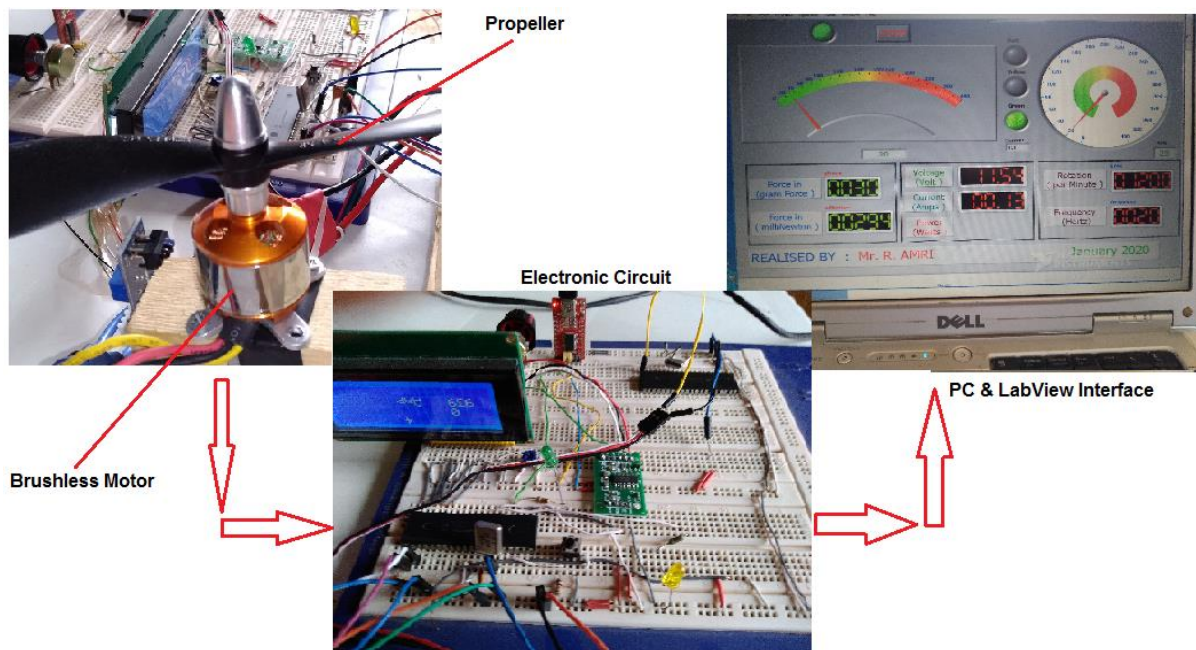
Des essais expérimentaux ont été effectués sur deux moteurs brushless dont l'objectif est de mesurer la force de portance en temps réel, RPM, le courant, la tension et la puissance électrique. Des hélices de 10 inch (25,4 cm) ont été utilisées dans les mesures. Les moteurs brushless sont :

- Moteur 01 : moteur Brushless A2212/13T 1400KV
- Moteur 02 : moteur Brushless A2212/13T 1000KV

Les caractéristiques des hélices:

- Nom : Hélice 1045
- Diamètre : 25,4 cm (10 inch)
- Pente : 4,5 inch

La configuration du test est illustrée à la figure 7.



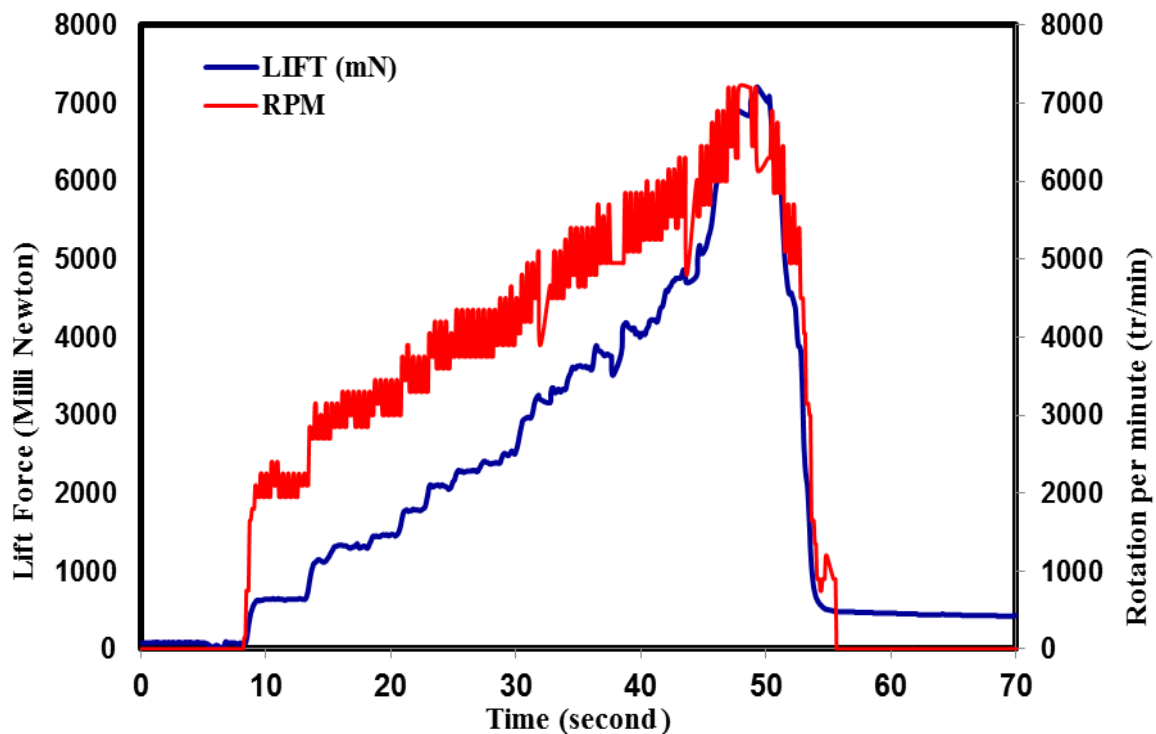
4-7 Configuration du test

### 3.2. Mesure en temps réel du moteur :

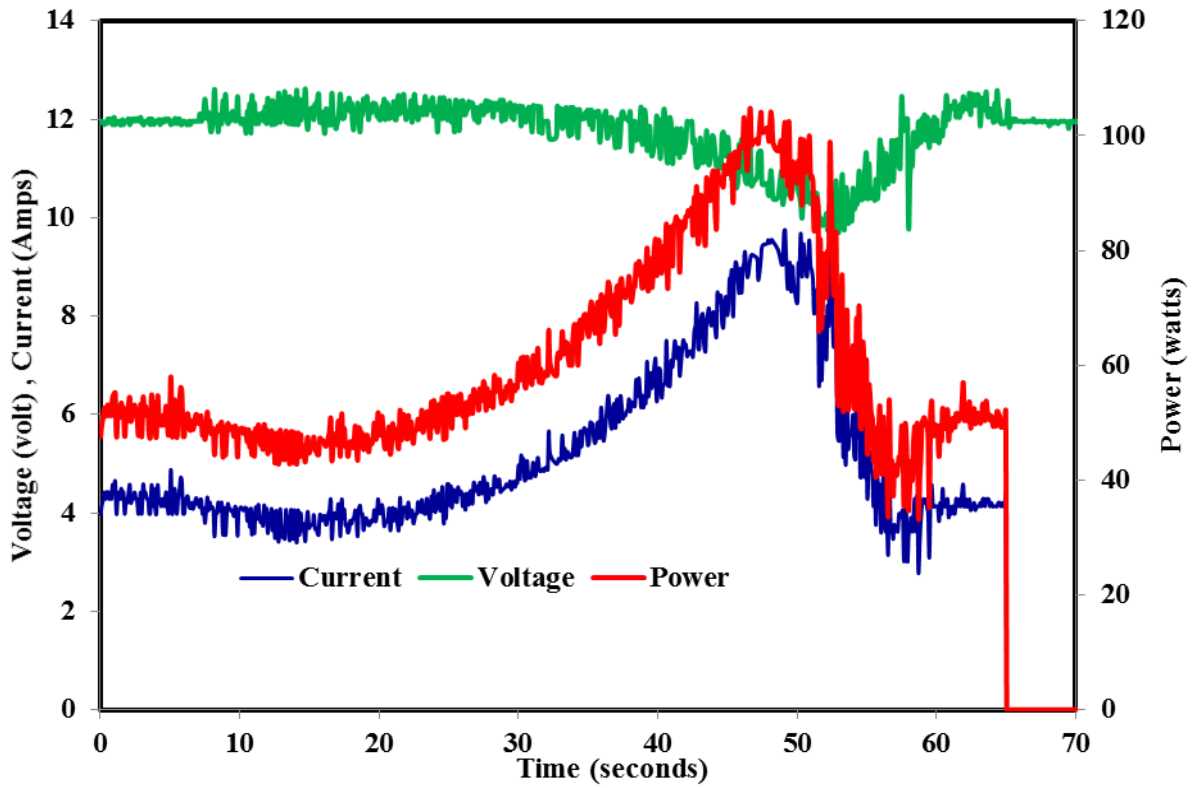
Des expériences ont été effectuées sur deux moteurs brushless. Ces expériences ont été réalisées afin de donner à l'ingénieur une bonne idée sur les paramètres et les performances des moteurs pendant la conception.

Les figures 8 et 9 montrent les résultats des essais du premier moteur. La figure 8 présente la vitesse de rotation du moteur (RPM) et la force de portance générée en milli-newton. La figure 9 montre la tension, le courant et la puissance électrique du premier moteur. Les figures 10 et 11 montrent les résultats des essais pour le deuxième moteur. La figure 10 montre la vitesse de rotation et la force de portance, où la figure 11 montre la tension, le courant et la puissance électrique du deuxième moteur. Il est clair que la force de portance augmente en augmentant la vitesse de rotation (RPM) du moteur. Les conclusions suivantes peuvent être tirées :

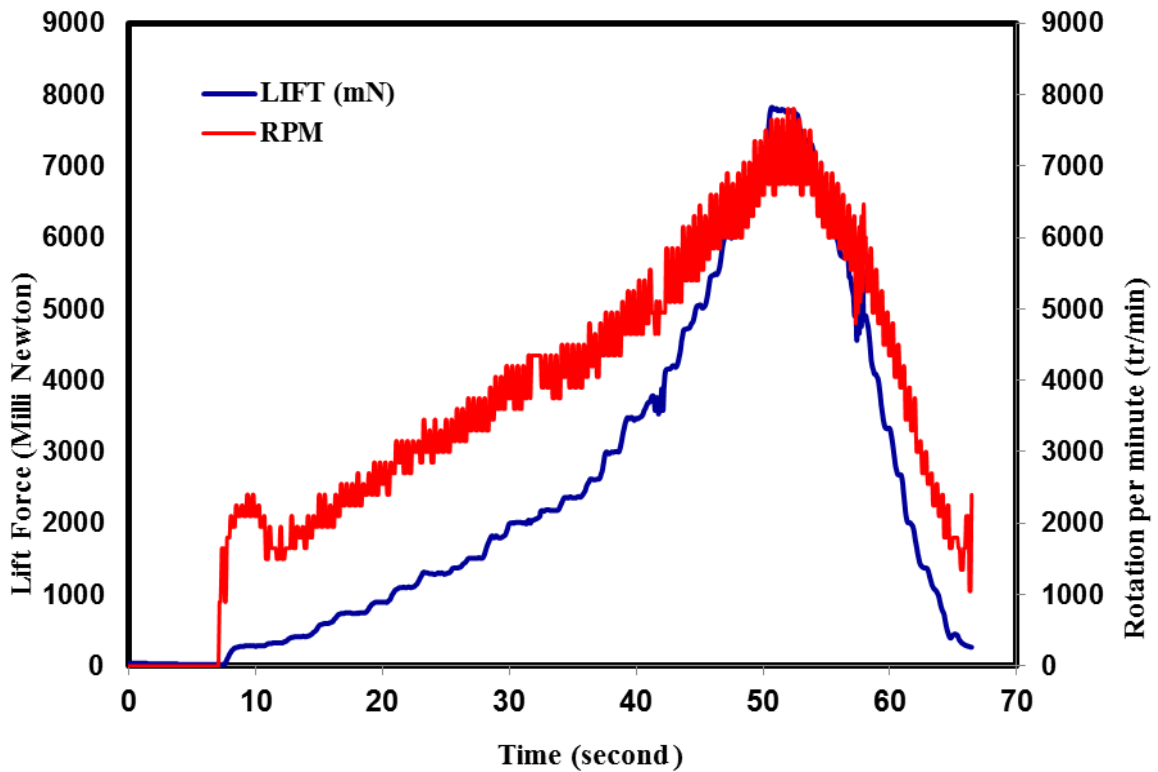
- La puissance maximale des moteurs est de 150 watts, mais à cause de l'alimentation électrique utilisée dans ces essais, ces moteurs testés seulement à 110 watts max,
- Les résultats des tests pour les deux moteurs ont été très proches,
- Pour une puissance électrique de 110 watts, la force de portance obtenue est d'environ 7200 millinewton et la vitesse du moteur de 7000 rotations par minute,
- Les oscillations dans les courbes de courant, de tension et de puissance dues à une mauvaise alimentation électrique utilisée pour ces tests.



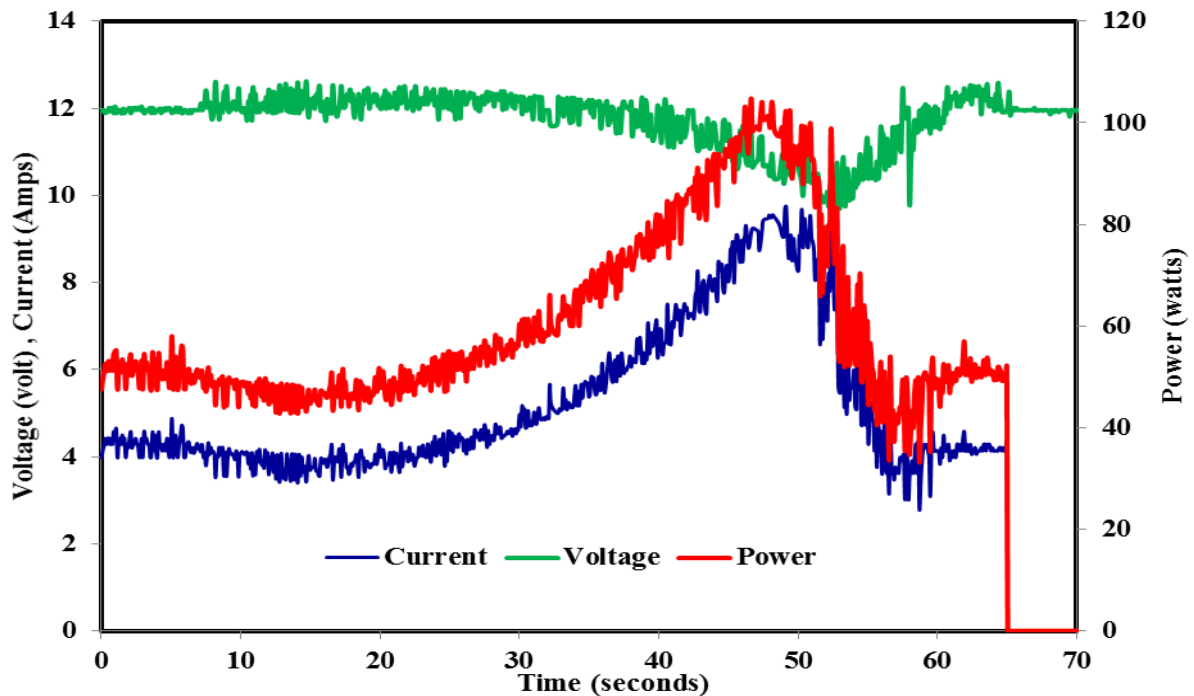
4-8 La force de portance et la vitesse de rotation RPM (Moteur 01)



4-9 Le courant, la tension et la puissance électrique (Moteur 01)



4-10 La force de portance et la vitesse de rotation RPM (Moteur 02)



4-11 Le courant, la tension et la puissance électrique (Moteur 02)

#### 4. Conclusion :

Dans le cadre de cette étude, nous avons mis au point un système de test et d'acquisition de données à faible coût pour tester les petits moteurs UAV. Ce système économique fournit à l'ingénieur tous les paramètres de conception nécessaires, tels que la force de portance, la vitesse de rotation de l'hélice, le courant électrique, la tension et la puissance électrique. Les résultats expérimentaux peuvent être utilisés pour le développement futur drone multi-rotor. Pour le matériel, le système basé sur des microcontrôleurs PIC18, un capteur de force de haute précision et un capteur reflex optique à haute sensibilité pour la mesure de la vitesse de rotation. Afin de mesurer la puissance électrique du moteur, des capteurs de tension et de courant ont été ajoutés. Le but de la partie matérielle est de contrôler le moteur en générant le signal de modulation de largeur d'impulsion (PWM) et d'acquérir toutes les données des capteurs. Pour le logiciel, le logiciel LabVIEW a été utilisé pour afficher, stocker et traiter les données obtenues sur un ordinateur personnel. Afin de valider le système, de nombreux tests ont été effectués à l'aide d'équipements électroniques externes de haute précision. Deux moteurs brushless ont été testés à l'aide de notre système d'acquisition de données développé. Les résultats expérimentaux obtenus ont été présentés dans ce chapitre. En conclusion, le système d'acquisition de données à faible coût proposé peut estimer les caractéristiques du moteur des UAV avec une bonne précision.



## *Conclusion General :*

Au terme de ce projet, nous pouvons dire que nous avons touché l'objectif de notre travail qui est l'application de nos connaissances acquises en aérodynamique et en propulsion pour faire une investigation et expertise complète sur quelques moteurs électrique et des hélices pour les applications aéronautique.

Dans un premier temps, une description des différentes configurations et classifications des drones est donnée,

Dans un deuxième temps, nous avons présenté l'aérodynamique du vol d'un drone/quadri-rotor en citant les efforts physiques agissants sur lui, et avec une bonne définition sur le fonctionnement de l'hélice, leur pas, leur rendement,...

Ensuite, on a conclu dans la partie de simulation numérique que :

L'augmentation de la longueur de l'hélice produit une augmentation des valeurs de la pression et de la vitesse et une diminution remarquable pour les valeurs des pressions et faible diminution pour les valeurs de la vitesse. Au niveau de la ligne du centre après l'hélice, le changement de l'angle s'accompagne d'un changement de vitesse uniquement, tandis que la pression est presque constante en valeur. La vitesse augmente plus la distance au centre est grande. Si on augmente l'angle, la valeur de la pression diminue jusqu'à 30 degré ou la pression commence à augmenter. Plus l'angle est élevée, plus la répartition des lignes (et dans les différentes directions) est importante. Les valeurs des forces «  $F$ ,  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  » au niveau de la surface de l'hélice sont très faibles, et les zones de la répartition sont plus larges pour la force  $F_y$ . L'augmentation de la vitesse rotationnelle fait augmenter tous les valeurs physiques « pression, vitesse, et force » avec un changement de la répartition des lignes des courants. L'étude transitoire est faite pour avoir l'évolution de l'écoulement en fonction du temps. Les valeurs des coefficients de la traînée et de la portance sont très faibles, ils augmentent avec l'augmentation de la vitesse rotationnelle de l'hélice. La variation des valeurs des coefficients de la traînée et de la portance est faible avec le changement de la géométrie. Pour une hélice d'un moteur brushless, la variation des valeurs des coefficients de la traînée et de la portance avec le temps sont de formes sinusoïdales.

Enfin, nous avons mis au point un système de test et d'acquisition de données à faible coût pour tester les petits moteurs UAV. Ce système économique fournit à l'ingénieur tous les paramètres de

conception nécessaires. Les résultats expérimentaux peuvent être utilisés pour le développement futur drone multi-rotor. Afin de valider le système, de nombreux tests ont été effectués à l'aide d'équipements électroniques externes de haute précision. Deux moteurs brushless ont été testés à l'aide de notre système d'acquisition de données développé. En conclusion, le système d'acquisition de données à faible coût proposé peut estimer les caractéristiques du moteur des UAV avec une bonne précision.





# Bibliographie

---

## Chapitre 01

[1] : Mokhtari Mohamed Reda ; Observation et Commande de Drones Miniatures à voilures tournantes ; thèse de doctorat de Université AboubekrBelkaid Tlemcen ; Laboratoire d'Automatique de Tlemcen ; soutenue le 22 Octobre 2015, 163 pages

[5] : Adrien DROUOT ; Stratégies de Commande pour la Navigation Autonome d'un Drone Projectile Miniature, Doctorat de l'Université de Lorraine, le 2 décembre 2013, 225 pages

[7] : [En ligne] : Wikipédia. <https://fr.wikipedia.org/wiki/quadrirotorhistoire>, 8 février 2019

[8] : Z.ChEKAKTA et A.ZOUBIRI. Conception, Modélisation et Commande d'un UAV de type Quadrirotor. Projet de Fin d'étude Pour l'Obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat. Ecole Nationale Polytechnique d'Oran, 21 juin 2016.

[3] : [En ligne] : <https://www.robotshop.com/community/blog/show/commentfabriquer-drone-lecon-2-chassis> pour les tricopte....

[4] : [En ligne] : <https://dronebylukas.fr/differents-domaines-dapplicationspossibles-drone-civil/>

[2] : [En ligne] : [https://www.onera.fr/sites/default/files/ressources\\_documentaires/cours-exposes-conf/mieux-connaître-les-drones.pdf](https://www.onera.fr/sites/default/files/ressources_documentaires/cours-exposes-conf/mieux-connaître-les-drones.pdf)

[6] : [En ligne] : <https://www.studiosport.fr/guides/drones/les-caracteristiques-et-les-fonctions-des-drones.html>

## Chapitre 02

[1] : [En ligne] : <https://fr.wikipedia.org/wiki/A%C3%A9rodynamique>

[2] : DRISS Youssfi, alimentation et commande des moteurs DC , Département Génie électrique, Janvier 2007.

[3] : [En ligne] : <http://www.moteurindustrie.com/brushless/technique.html#hautdepage>

[4] : Définitions et principe de fonctionnement Hélices aériennes

Auteur(s) : Jean-Luc PHILIPPE, Date de publication : 10 janv. 1999

## Bibliographie

---

- [5] :[En ligne] : [http://ffa-jeunes.ens-cachan.fr/BIA-Pédago\\_files/H.pdf](http://ffa-jeunes.ens-cachan.fr/BIA-Pédago_files/H.pdf) 115 page
- [6] :[En ligne] : <https://www.lavionnaire.fr/HeliceHelices.php> dernier modification le 04/11/2010.
- [7] :[En ligne] : [https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil\\_NACA](https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_NACA)
- [8] :I. MESLOULI et R.M MESLI. Réalisation et pilotage d'un drone à quatre rotors. Mémoire présenté pour l'obtention du diplôme de Master en Automatique, Université Abou-Bakr, Tlemcen, 2017.
- [9] :[En ligne] : <https://klervithuault.wixsite.com/les-drones-tpe/forces-exerces-surle-drone>
- [10] :Yassine JMILI : « commande non linéaire hiérarchique d'un drone de type quadrotor sans mesure de la vitesse linéaire », mémoire présenté à école de technologie supérieure-université du Québec, le 16 février 2016, 160 pages.
- [11] :Melaboussama et khergagAbdEldjabbar ; Etude dynamique d'un Quadri-rotor Analyse de Commande par LaMéthode H-infinty Et Simulation par Matlab/Simulink. Mémoire présenté pour l'obtention du diplôme de Master en Aéronautique Option Avionique, 2018

### Chapitre 0 4

- [1] Yousif I. Al Mashhadany. Design and Implementation of Electronic Control Trainer with PIC Microcontroller, Intelligent Control and Automation 3 (2012); 222-228.  
<http://dx.doi.org/10.4236/ica.2012.33025>.
- [2] Rathod Raju Ambadas, R. P. Chaudhari. PIC Microcontroller Universal Board, International Journal of Innovative Technology and exploring Engineering Volume 3 Issue 7 (2013).
- [3] PIC18F4620 and PIC18F4520 datasheets. Enhanced Flash microcontrollers with 10-bit A/D and nano-Watts Technology. 2004.
- [4] "24-Bit Analog-to-Digital Converter (ADC) for Weigh Scales" Avia semiconductor
- [5] Application of Optical Reflex Sensors "TCRT1000, TCRT5000, CNY70", Vishay

## Bibliographie

---

Semiconductors.

[6] “Fully Integrated, Hall Effect-Based Linear Current Sensor with 2.1 kVRMS Voltage Isolation and a Low-Resistance Current Conductor”. Allego Microsystems User manual (2006).

[7] Labview Manual. “Getting started with Labview”. National instruments. June 2013.