

## CONTRIBUTION AU DESIGN, STABILITE, PERFORMANCE ET OPTIMISATION D'UN UAV

**R. BELAID<sup>(1)</sup>, A. ALLALI<sup>(2)</sup>, A. BEN HADJ TAHAR<sup>(3)</sup>**

<sup>(1,2,3)</sup> Laboratoire des aéronefs, Institut d'aéronautique et des études spatiales, Université SAAD DAHLEB De Blida 1 Algérie.  
carbon86400@gmail.com

### RESUME

Ce travail porte sur la simulation numérique, l'étude de performance, la stabilité et l'optimisation d'un modèle de drone (PIPER CUB J3). Dans ce but plusieurs logiciels de conception et de dessin assisté par ordinateur ont été utilisés : le modèle de l'UAV est conçu sous le logiciel « SolidWorks », les étapes de maillage et résolution des équations de Navier-Stokes décrivant l'écoulement sous « Ansys 16.0 », l'étude de stabilité et performance de vol par « Advanced Anlysis Aircraft 2.5 ». Pour des fins d'optimisation et d'amélioration en termes de finesse et d'endurance, trois types d'ailette ont été étudié.

**MOTS CLES:** UAV, ailette, stabilité, aérodynamique, optimisation, performances de vol.

### NOMENCLATURE

		<b>SYMBOLES GRECS</b>	
$CD$	Coefficient de trainée.		
$CL$	Coefficient de portance.	$\rho$	Densité de l'air.
$CL_{MAX}$	Coefficient de portance maximum.	$\beta$	Angle de dérapage
$c_r$	La corde à l'emplanture d'aile.	$\theta$	Angle d'assiette
$c_t$	La corde à l'extrémité d'aile.	$\gamma$	Pente.
$D_L$	Distance d'atterrissage.	$\lambda$	Allongement.
$S_H$	Surface de stabilisateur.	$\lambda_W$	Éffilement.
$S_V$	Surface de la dérive.	$A_{c/4}$	La flèche.
$(t/c)_c$	Épaisseur de l'emplanture d'aile.		
$(t/c)_t$	Épaisseur de l'extrémité d'aile.		
$T_{ds}$	Temps de descente.		
$V_{ds}$	Vitesse de descente.		

$V_{max}$	Vitesse maximale de l'avion.
$V_{stall}$	Vitesse de décrochage.
$W_E$	Poids vide de l'avion.
$W_{E,V}$	Poids de la dérive.
$W_{E,H}$	Poids de stabilisateur.
$W_{T,A}$	Poids de train d'atterrissages.

## 1 INTRODUCTION

Les efforts investis dans la technologie des drones (UAV) ont mené à une large variété de nouvelles applications telles que l'aéro-photographie et la surveillance aérienne. Cependant, l'évolution parallèle dans l'avionique et l'électronique appliquées à la technologie moderne d'UAV, combinée avec le développement rapide des équipements visuels et photographiques, ont tous contribué à la réduction significative de poids et l'augmentation de l'efficacité avec l'amélioration de la qualité.

Ce document suggère des solutions plus pratiques et économiques pour diminuer le coût et la consommation de carburant, d'où le poids à vide est approximativement 1.9 kg, la vitesse de décrochage est inférieure à 18 m/s. Indépendamment de cela, le modèle permet un assemblage facile et pratique en maintenant toutes les pièces plutôt petites et faciles à stocker. Notre UAV subi aux spécifications mentionnées ci-dessous :

**Tableau 01: Spécifications de l'UAV**

Poids à vide	2 kg
Distance maximale de décollage	60 m
Moteur/puissance	Electric - P <500 Watts
Charge utile	0.9 kg
Vitesse de décrochage	Sous 18 m/s

$$W_E = W_{moteur} + W_{batteries} + W_{electroniques} + W_{helice} + W_{T,A} + W_{aile} + W_{E,V} + W_{E,H} + W_{fuselage} \quad (1)$$

Le poids des quatre premiers composants a été obtenu avec précision puisque les équipements électriques et de propulsion étaient accessibles, donnant un poids total de 1.1 kg. À partir du SolidWorks, le poids des trains d'atterrissage construits en aluminium est de 0.13 kg. Quant au fuselage, avec une première estimation, il est de 0.3 kg. Le capot

## 2 CONCEPTION

### 2.1 Spécifications et limitations de la conception

Le processus de conception commence directement à partir des besoins exigés pour l'UAV. En l'absence des limites de calcul placées par l'industrie ou un client, une recherche considérable dans des UAV photographiques similaires a été effectuée et les résultats qui se conforment à notre mission sont récapitulés dans le tableau 01.

La vitesse de décrochage est réduite afin d'assurer des photos de bonne qualité, tout en permettant une bonne maniabilité de l'UAV par le pilote. La flexibilité en service, particulièrement dans un environnement de ville, demande de courtes pistes de décollage. Par conséquent, la distance de décollage a été placée à un maximum de 60 m. Le moteur électrique a été choisi puisqu'il offre des frais d'exploitation moins chères et une simplicité dans l'installation. L'équipement électronique embarqué et visuel ne doit pas dépasser un poids total de 0.9kg.

### 2.2 Estimations du poids

Afin de respecter le poids de l'UAV mit au cahier de charge, il est très important d'obtenir d'estimations précises des différents composants et de leur distribution de sorte que le poids de l'aéronef ne dépasse pas 2 kg. Pour cela en a utilisé la relation (1) afin d'estimer avec précision le poids de toutes les surfaces aérodynamiques ainsi les équipements utilisés. Le poids à vide de l'aéronef est donné par :

moteur et le carter d'appareil photo fabriqués en balsa ayant Pour résultat un poids de 0.08 kg. A partir de l'équation (1), le poids de l'aile, stabilisateur horizontal et vertical ne doivent pas dépasser 0.39 kg.

### 2.3 Conception préliminaire

Le premier objectif du modèle préliminaire est de déterminer la combinaison optimale du coefficient de portance, la surface et la forme de l'aile. Les contraintes majeures dans le modèle sont : la vitesse de décrochage qui ne devrait pas dépasser 18 m/s et la distance de décollage qui ne devraient pas dépasser 60 m. Ces deux contraintes ont dicté un procédé d'analyse itératif qui a eu comme conséquence une surface alaire de 0.292 m<sup>2</sup> et un  $C_L = 1.367$  pour une vitesse de décrochage de 16m/s. Pour la réduction de poids, la simplicité de la construction et le coût, aucun dispositif hypersustentateur (volets, becs) n'a été utilisé.

Le code XFLR5a été utilisé pendant le processus de sélection du profil d'aile. Cette étape est vitale pour le modèle et ses performances, pour cela quatre profils NACA ont été testée afin de choisir le plu appropriée à nos besoins.

Tableau 02 : Caractéristiques de l'aile

Flèche $\Delta_{z/w}$	0°
Epaisseur de l'emplanture de l'aile $(t/c)_c$	0.05
Epaisseur de l'extrémité de l'aile $(t/c)_t$	0.05
Effilement $\lambda_w$	0
La corde à l'emplanture de l'aile $c_c$ (m)	0.150
La corde à l'extrémité de l'aile $c_t$ (m)	0.150
Surface d'aile (m <sup>2</sup> )	0.292
Allongement $\lambda$	7

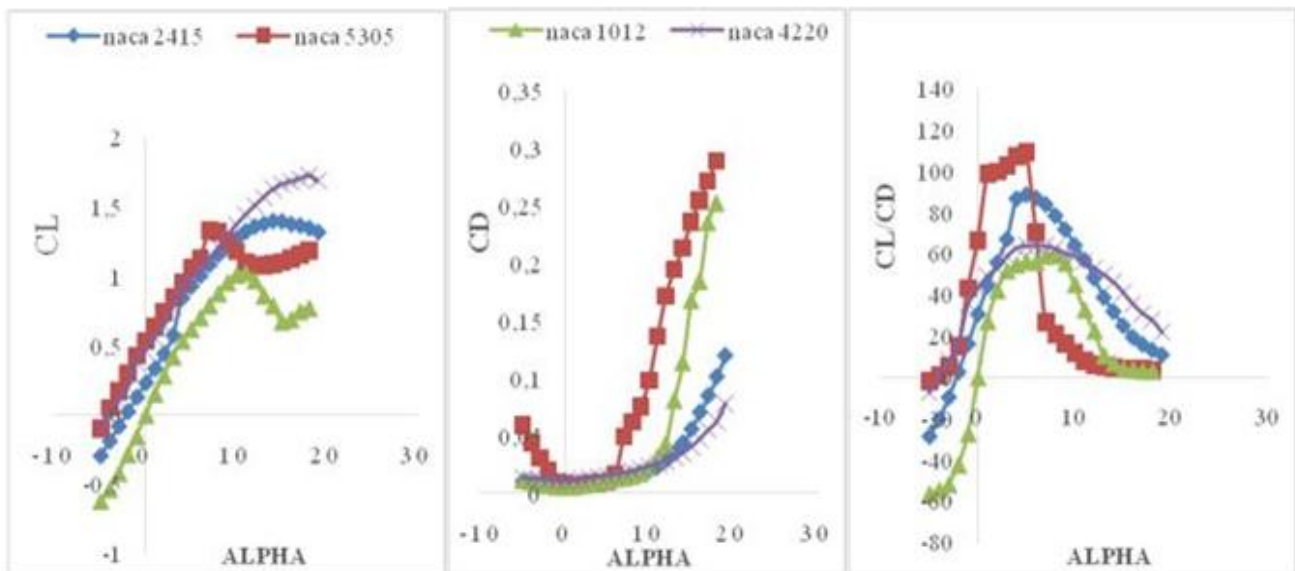


Figure 01 : Comparaison des Performances Aérodynamiques des profils NACA

D'après l'analyse des graphes, en vois que le mieux profil satisfaisant notre mission est le profil NACA 5503. Il offre une portance suffisante qui correspond à une faible trainée avec une finesse élevée pour des angles d'incidence faible ce qui aide à la conception de notre modèle dédiée à la prise de photos aérienne.

La conception de l'aile continue avec le choix d'un allongement approprié ( $\lambda$ ). Pour l'aile du drone il est important de viser un  $\lambda$  élevé de sorte que notre UAV puisse atteindre la meilleure performance toute en gardant une trainée minimale. La conception d'aile conclue avec le choix de la forme (l'effilement optimal) qui est dans notre cas déforme rectangulaire à cause de la simplicité de la fabrication.

### 2.4 Conception de fuselage/poids équipement visuel

Le fuselage est conçu de telle manière qu'il permette le stockage pratique des équipements et de l'appareil-photo. Un maximum de six batteries peut offrir une autonomie de 1.5 heure, pour cela la forme aérodynamique du fuselage PIPER CUB J3a été choisie.

### 2.5 Conception de l'empennage

Parmi trois configurations examinées (conventionnelles, T-queue, V-queue), la configuration de queue T conventionnel a été choisie. Pour le stabilisateur horizontal, la surface initiale prévue, à partir des relations de

conception, était  $S_H = 0.096 \text{ m}^2$ , cependant il a été remodelé de sorte que  $S_H = 0.141 \text{ m}^2$  une fois calculée dans l'analyse du moment de tangage. Le profil choisi était un profil NACA0010 qui peut produire suffisamment de force vers le bas pour assurer la stabilité longitudinale aux bas angles d'attaque. La dérive utilise un profil symétrique NACA 0012, et sa surface est de  $0.158 \text{ m}^2$  comme calculé dans l'étude de conception.

### 3 ANALYSE AERODYNAMIQUE AVEC CFD

Après que l'analyse préliminaire a été menée, un modèle de l'UAV sous SOLIDWORKS a pris sa forme complète et une analyse CFD peuvent être commencée afin de déterminer les différentes caractéristiques aérodynamiques du drone en validons la configuration mise initialement.



Figure 02 : Modèle SolidWorks de PIPER CUB J3

La première étape dans le processus d'analyse CFD est d'évaluer les conditions numériques, comme la forme et densités des mailles, modèle de turbulence...etc. Une forme Tétraédrique des mailles sa été choisie pour l'étude des profils, l'aile et la configuration complète avec une attention particulière pour la qualité proche de mur (raffinage de maillage proche de la couche limite) tenons compte la présence des écoulements transitoire pour les basses valeurs de Reynolds (Rec.) dans toutes les conditions de vol.

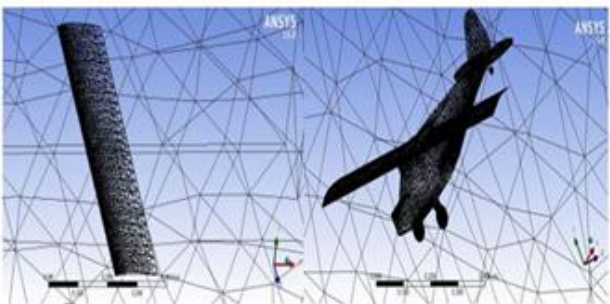


Figure 03 : Maillage Tétraédrique du modèle

Pour l'aile, un maillage 3D a été utilisé employant approximativement  $4 \times 10^5$  mailles. De la même façon pour le modèle complet ont introduisant approximativement  $1.6 \times 10^6$  éléments.

#### 3.1 Analyse de l'aile

La simulation numérique du modèle complet sert pour une première approche comme étude comparative avec les résultats obtenue pour l'aile (figure 4). Le schéma numérique utilisée pour l'analyse de notre modèle est "laminaire model", comme le nombre de Reynolds critique est petit ( $Rec = 281750$ ). Ce modèle particulier semble être le plus approprié et sera utilisé pour le reste de l'analyse et dans la partie d'optimisation.

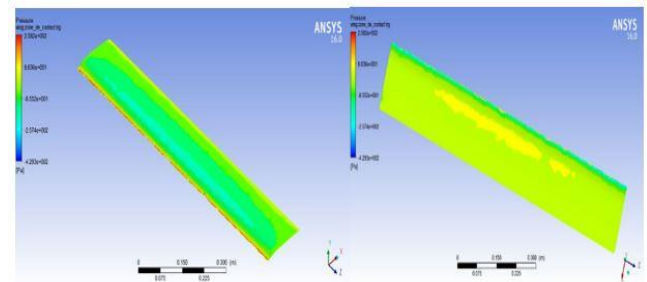


Figure 04: Contribution de la pression pour  $0^\circ$

On remarque pour la contribution de la pression sur l'aile, la présence des zones de dépression sur l'extrados -e- (Pression négative) ainsi que ces valeurs augmentent de bord d'attaque vers le bord de fuite à cause de décollements de la couche limite. Par contre pour l'intrados -f- on remarque des valeurs positives de pression (surpression). Ce gradient de pression entre les deux surfaces produit la force de sustentation (la Portance).

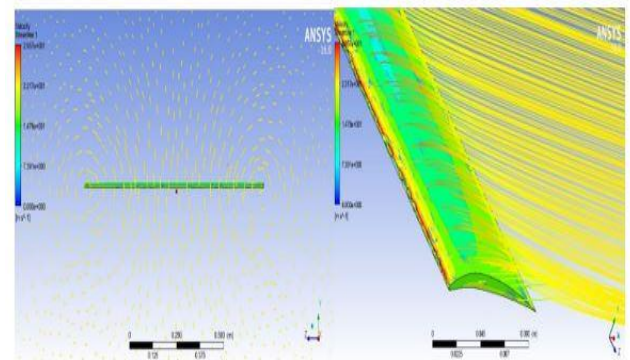


Figure 05 : Visualisation des lignes de courant pour  $0^\circ$

L'un des avantages de l'analyse CFD est de fournir des informations concernant le champ d'écoulement près de l'UAV de sorte que notre optimisation pu être rendue possible et efficace. L'examen étroit des résultats calculés a prouvé que dans certaines régions on a des séparations fortes de l'écoulement avec l'apparition des vortex, ce sont principalement : la région de nez de l'avion, les roues de train d'atterrissage et le saumon d'aile.

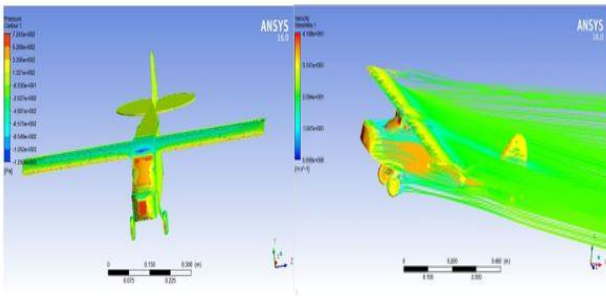


Figure 06 : Visualisation des lignes de courant pour

D'après la simulation numérique du modèle on voit que le coefficient de portance maximum obtenue  $CL_{max} = 1.4$  pour un coefficient de traînée totale  $CD = 0.34$ .

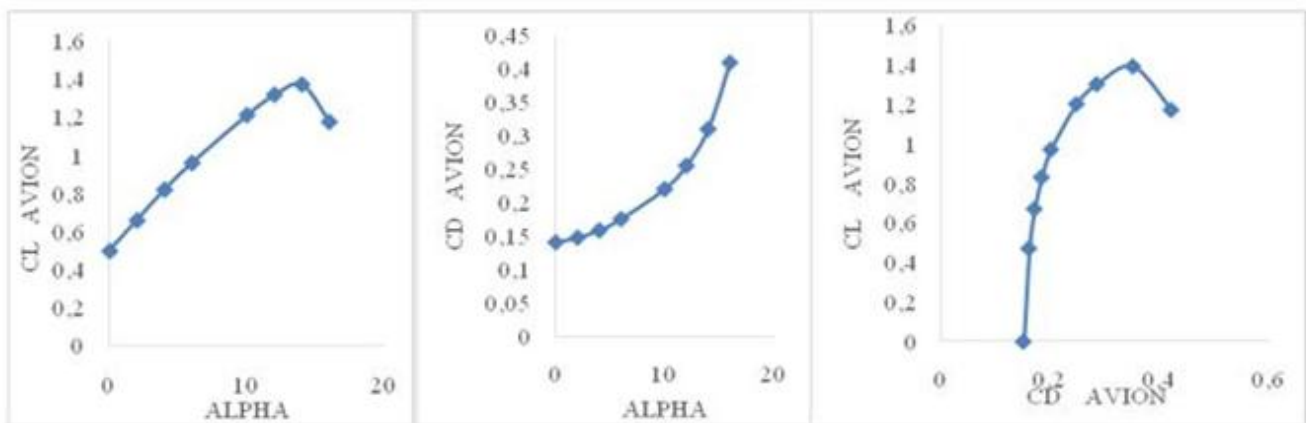


Figure 07 : Performances Aérodynamiques de l'UAV

En examinant de manière approfondie la structure d'écoulement dans ces régions et en identifiant où les séparations se produisent, nous pouvions remodeler ces sections et réduire l'ampleur ou éliminer complètement ces régions d'écoulement séparé. Par exemple, pour réduire les vortex au saumon, des ailettes ont été employées. Une série d'analyse et de simulations successives de CFD a été entamée afin de déterminer la rétroaction nécessaire pour l'aile finale.

validité pour le calcul de traînée et traînée totale afin d'estimer la poussée nécessaire pendant chaque phase de vol.

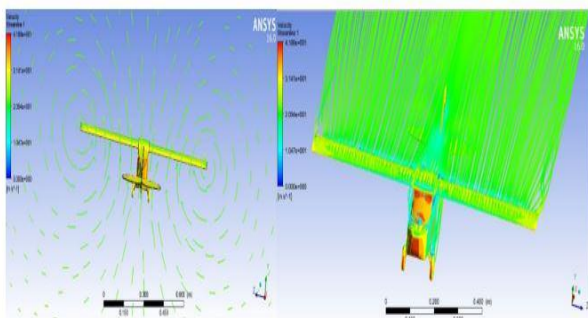


Figure 08: Visualisation des tourbillons marginaux pour 10° d'incidence

#### 4 MECANIQUE DE VOL

Le logiciel AAA 2.5 a été utilisé afin d'avoir plus de

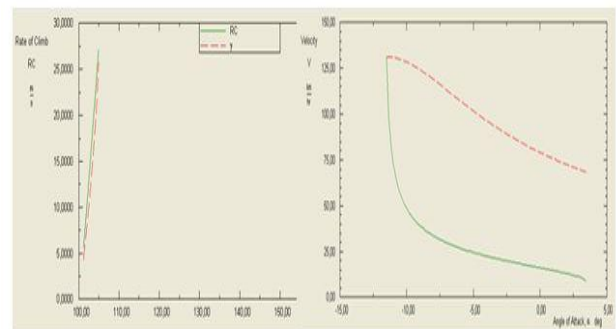


Figure 09 : Performance de l'UAV

Après l'entrée des conditions aux limites dans l'analyse, un ensemble de graphes de performance est obtenues, regroupant tous les phases de vol de notre drone et les résultats obtenues peuvent se conclure dans :

- **Décollage** :  $V_{max} = 21$  m/s,  $V_{décrochage} = 17.50$  m/s.
- **Montée** : la vitesse de monté commence à partir de 5.5m/s et elle croit jusqu'à 27m/s.
- **Descente** :  $V_{descente} = 16$  m/s,  $T_{descente} = 7$  min.

- **Atterrissage** :  $V_{\text{atterrissage}} = 13,20 \text{ m/s}$ ,  $V_{\text{décollage}} = 36,61 \text{ m/s}$ ,  $D_{\text{atterrissage}} = 15\text{m}$ .

## 5 STABILITE

Une analyse de stabilité été faite par XFLR 5, les figures ci-dessous représentent la réponse de l'UAV dans le mode longitudinal et latérale.

### 5.1 Stabilité longitudinale

L'analyse de stabilité longitudinale assure l'équilibre de l'aéronef pour cela quatre modes doivent être vérifié : 2 modes phygoïdes et 2modes de période courte symétriques. À partir des résultats de l'analyse, les conditions de stabilité longitudinale ont été satisfaits et les dimensions du stabilisateur horizontal ont été fixée.

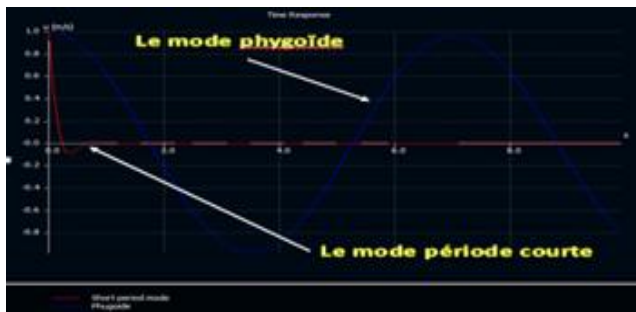


Figure 10 : Analyse de Stabilité longitudinale

### 5.2 Stabilité latérale

L'analyse de stabilité latérale est utilisée pour calculer la surface de l'aileron et l'angle de braquage nécessaires pour compenser le couple du moteur. Tandis que la stabilité latérale et directionnelle interagît entre eux, les tendances de roulis induites du lacet et le moment créé pendant le glissement (dérapage) doivent être prises en compte. Quatre modes doivent être vérifiées : un mode en spirale, un mode de roulis amortis et deux modes Roulis hollandais.

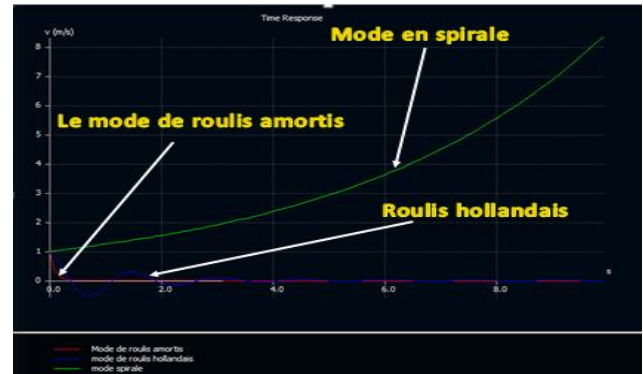


Figure 11 : Analyse de Stabilité latérale

## 6 OPTIMISATION

Le processus d'optimisation se concentre sur la maximisation de l'efficacité aérodynamique avec l'augmentation simultanée de portance et la diminution de traînée, de sorte que la consommation soit réduite au minimum, l'endurance augmente et les performances de vols s'améliorent. L'expérimentale a montré que l'utilisation des ailettes au bout des ailes fait augmenter l'efficacité de l'aile en réduisons les tourbillons marginaux au saumon via ces dispositifs spécialement conçus. Il est important que l'ailette n'ait pas d'interaction avec les ailes produisant des tourbillons d'interférence, pour cela un total de trois configurations a été examinés.

De toutes les configurations examinées, la configuration présentée dans la figure13-b était dominante sur le reste à tous égards (haute portance, faible traînée et haute finesse) ce qui valide notre choix pour cette ailette dans la conception optimale.

L'ailette (b) combine tous les points positifs rencontrés dans les autres ailettes, la force des tourbillons marginaux est affaiblie tandis que dans le même temps ne semble pas générer des tourbillons d'interférences dues à sa courbe spécialement conçue pour un large éventail de conditions de vol examiné.

L'effet est clairement affiché dans la figure13 qui fournit une comparaison de flux dans la région de bout d'aile. Il est évident que la force de tourbillon marginal est fortement réduite par l'utilisation de ces ailettes.

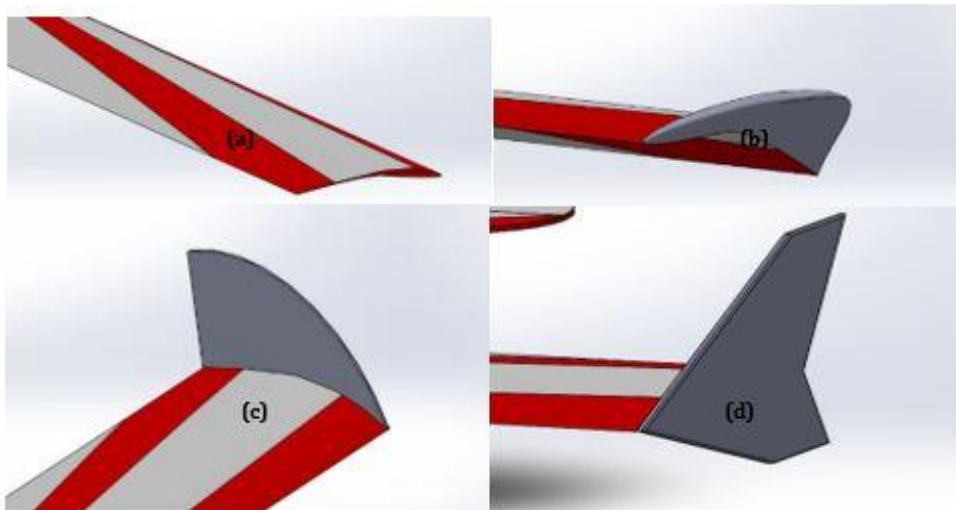


Figure 12 : Configurations des ailettes (b, c, d)

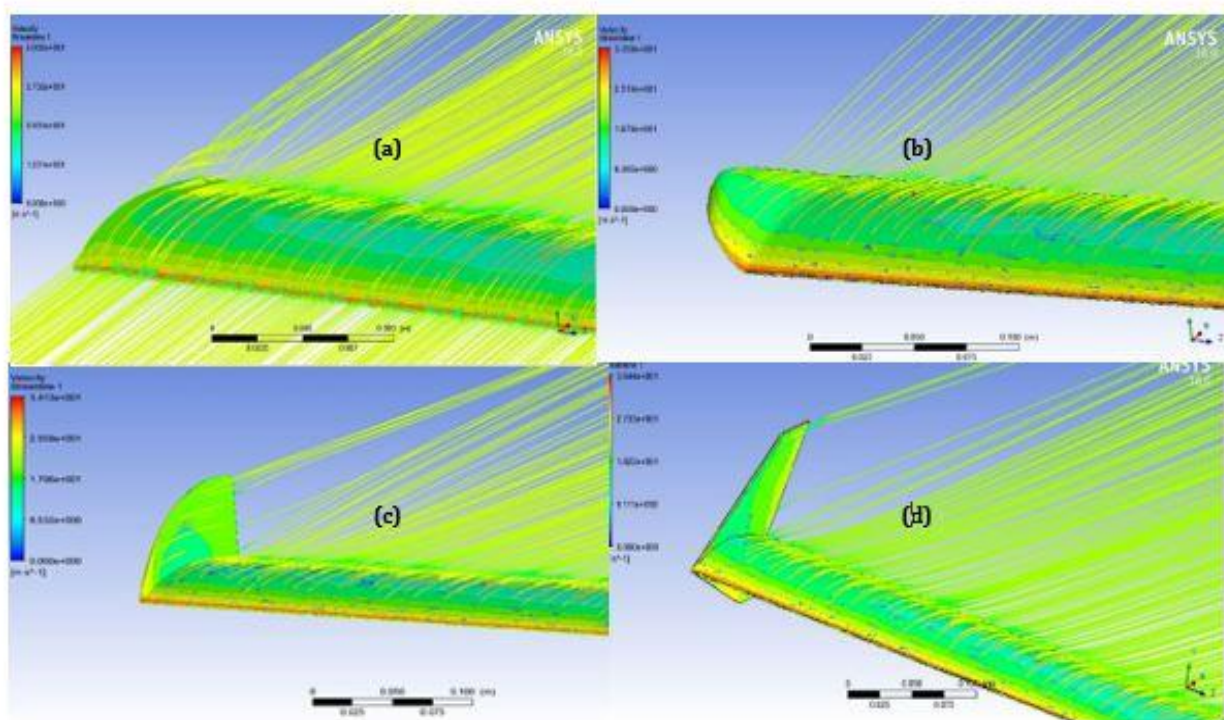


Figure 13 : lignes de courant et tourbillons près au saumon

## 7 CONCLUSIONS

Pour satisfaire les besoins croissants des UAV légères pour la prise des photographies aériennes, un UAV léger a été conçu, et testé avec succès en vol. La conception préliminaire a été suivie par une analyse approfondie CFD qui a servi de base pour le processus d'optimisation finale. L'efficacité de l'aile et la traînée induite ont été optimisées par l'utilisation des ailettes. La conception de l'aile finale

était le résultat de plusieurs simulations CFD qui ont démontré clairement que les caractéristiques aérodynamiques de l'aile pourraient être améliorées après certaines modifications. Ce document met l'accent uniquement sur l'optimisation de l'efficacité aérodynamique par l'utilisation des ailettes. Une fois que les obstacles à l'intégrité de structure sont éliminés, les performances aérodynamiques peuvent être encore améliorées. Il est prévu que de nouvelles améliorations aérodynamiques en

utilisant l'analyse CFD, combinée à l'optimisation structurelle pourraient permettre à un modèle plus performant et plus écologique.

## **REFERENCES**

- [1] H. Abbot, A.E. von Doenhoff, Theory of Wing Sections, 2nd edition, McGraw Hill Book Company, New York, 1949 ; also: Dover Publications, Inc., New York, 1959.
- [2] J.D. Anderson Jr., Introduction to Flight, 3rd edition, Aerospace Science Series, International Edition, McGraw Hill Book Company, 1989.
- [3] Fluent Inc., FLUENT 6.3 user's guide, Sept. 2006.
- [4] S. Kontogiannis, J.A. Ekaterinaris, Design performance evaluation and optimization of a UAV, AIAA paper 2013-0375, 51st ASM, January 2013.
- [5] R. Langtry, F.R. Menter, Transition modeling for general CFD applications in aeronautics, AIAA2005/522, Reno.