

Projet Mini-Bee

Optimisation aérodynamique des ailes du Mini-Bee

Groupe

Alex BEURRIER
Vincent BURLET
Tatiana PEDREIRAS

Jeudi 2 mars 2017

Introduction : Projet Mini-Bee

- ▶ **Source** : Projet lancé en 2015 par la société Technoplane
- ▶ **Concept** : Moyen de transport aérien VTOL low-cost accessible à tout un chacun
 - Hybride entre hélicoptère et avion classique
 - **Avantages** : maniabilité de l'hélicoptère et vitesse de pointe d'un avion
 - **Architecture** : 4 rotors pivotables en bout d'aile et 4 rotors à axe vertical près du fuselage
- ▶ **Développement** :
 - 2 version développées (TRL0 et TRL1) et 1 version en cours de développement (TRL2)
 - Partenariat avec des écoles d'ingénieurs européennes
- ▶ **Configurations attendues** :
 - Taxi : vols « Paris-Versailles », vitesse entre 100 et 150 km/h
 - VIP : vols « Paris-Berlin », vitesse entre 150 et 220 km/h
 - Air Ambulance : grande maniabilité et taille réduite -> secourisme

TECHNOPLANE
AERONAUTICAL INNOVATION




CentraleSupélec

 **ESTACA**
ÉCOLE D'INGÉNIEURS


supméca


IFMA
INSTITUT FRANÇAIS
DE MÉCANIQUE AVANCÉE



**POLITECNICO
DI TORINO**

Sommaire

- I. Contexte de l'étude
- II. Etude préliminaire
 - a) Choix des profils
 - b) Etude théorique
- III. Réalisation du modèle numérique
 - a) Modèle CATIA V5
 - b) Simulation à l'aide du logiciel ANSYS
- IV. Exploitation des résultats
 - a) Première simulation
 - b) Simulation des différents profils d'aile
 - c) Comparaison des résultats
- V. Conclusions et ouverture

I. Contexte de l'étude

- ▶ **Objectif** : Optimisation de l'aérodynamisme du Mini-Bee sur les différentes phases de vol
- ▶ **État de l'étude en décembre**:
 - Profil d'aile quelconques
 - Pas de maquette numérique
 - Possession d'un nuage de points
 - Peu de données

I. Introduction : rappel des objectifs

- ▶ Évolution du projet:
- ▶ **Objectif** : Optimisation de l'aérodynamisme des ailes du Mini-Bee
- ▶ **Paramètres modifiables** :
 - Distance entre les ailes avant et arrière
 - Profil des ailes
 - Angle d'incidence des ailes
 - Dièdre et flèche

Prise en compte des vortex créé par l'aile avant, pouvant perturber l'aérodynamisme de l'aile arrière
- ▶ **Approche adoptée** : Comparer différents profils d'aile
 - trouver celui qui génère la portance la plus élevée (Taxi)
 - Trouver celui qui génère la traînée la plus faible (VIP)

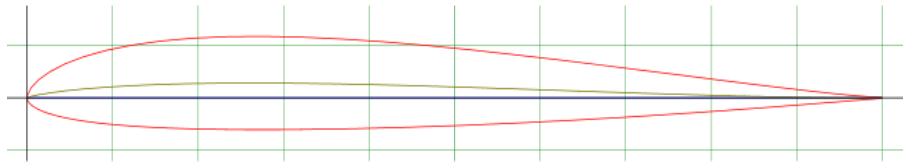
II. Etude préliminaire

a. Choix des profils

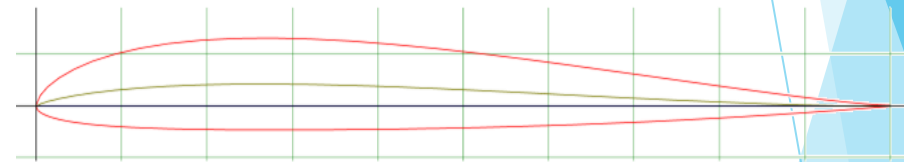
Nombre de Reynolds $Re = 5000000$



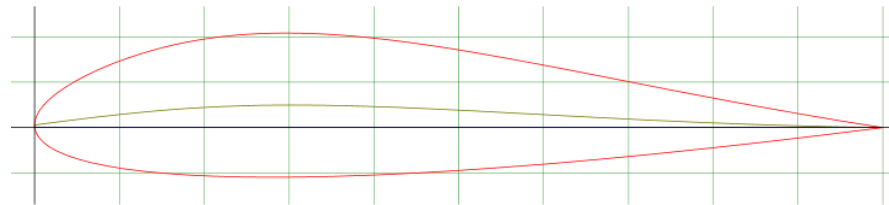
Tri sur le site AIRFOIL



Profil PW51



Profil PW106



Profil DAVIS

II. Etude préliminaire

b. Etude théorique

► Création d'un fichier Excel calculant :

- Surface théorique de nos ailes au niveau des extrémités
- Nombre de Reynolds de notre étude
- Force de portance et de trainée en fonction de:
 - Angle d'incidence pour la meilleure finesse
 - De la vitesse du Mini-Bee

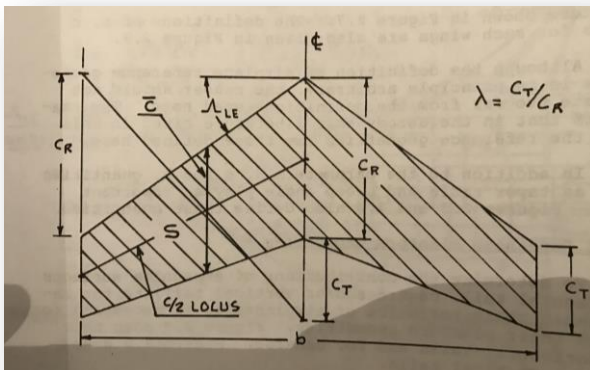
Calculs effectués pour différents profils (DAVIS, PW51 et PW106)

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$$

$$F_x = \frac{1}{2} \rho S C_x V^2$$

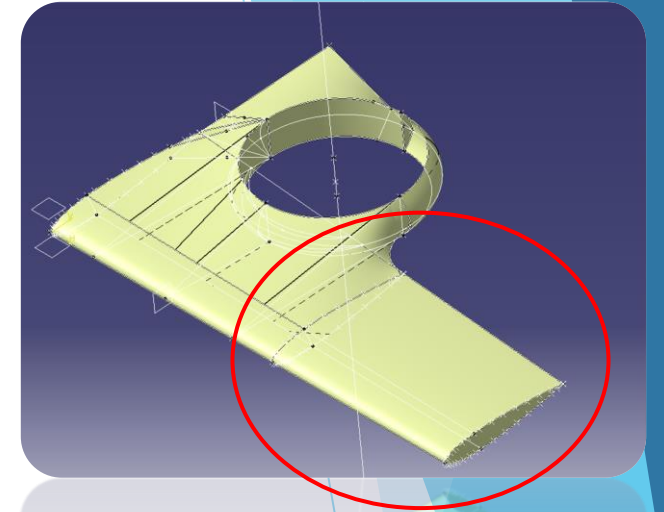
$$Re = \frac{VL}{\nu}$$

P (kg/m³)
V (m/s)
S (m²)
L (m)
ν (m²/s)



$$\text{wetted area} = 2S_{\text{net}} \left\{ 1 + 0.25(t/c)_r \frac{1+\tau\lambda}{1+\lambda} \right\} \quad (8)$$


λ = tipchord/root chord (taper ratio)
 $\tau = (t/c)_t / (t/c)_r$
 r = root; t = tip



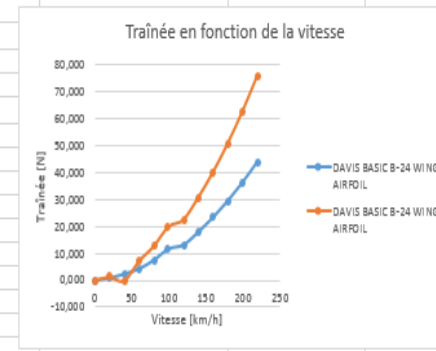
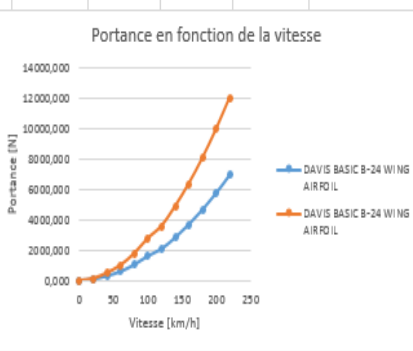
b. Etude théorique

Aile avant					
Corde tip CT (m)	Epaisseur tip (m)	Corde root CT (m)	Epaisseur root (m)	Envergure E (m)	
1,0001	0,1572	1,1150	0,1572	1,5003	
Surface trapèze S (m ²)	Surface net Snet (m ²)	λ	ratio root	ratio tip	τ
1,5866	1,5866	0,8970	0,1572	0,1410	0,8970
Wetted area Swet (m²)	3,2919		Corde moyen	1,0586	
Profil d'aile :	DAVIS BASIC B-24 WING AIRFOIL	Cz	Cx	Finesse	angle alpha
Re	200000	1,2486	0,0196	63,86700767	10
	500000	1,1662	0,01211	96,30057803	8,5
	1000000	1,1608	0,00949	122,3182297	8
	2000000	1,044	0,00759	137,5494071	7,5
	5000000	0,9377	0,00595	157,5966387	7

Aile arrière					
Corde tip CT (m)	Epaisseur tip (m)	Corde root CT (m)	Epaisseur root (m)	Envergure E (m)	
1,0093	0,1572	1,1950	0,1572	2,4918	
Surface trapèze S (m ²)	Surface net Snet (m ²)	λ	ratio root	ratio tip	τ
2,7462	2,7462	0,8446	0,1558	0,1316	0,8446
Wetted area Swet (m ²)	5,6911		Corde moyenne	1,1047	
Profil d'aile :	DAVIS BASIC B-24 WING AIRFOIL	Cz	Cx	Finesse	angle alpha
Re	200000	1,2486	0,0196	63,86700767	10
	500000	1,1662	0,01211	96,30057803	8,5
	1000000	1,1608	0,00949	122,3182297	8
	2000000	1,044	0,00759	137,5494071	7,5
	5000000	0,9377	0,00595	157,5966387	7

Paramètres air		Vitesse		Portance aile Avant	Portance aile Arrière		
ρ air (kg/m ³)	1,204	Reynolds	Vitesse avion (km/h)	Vitesse avion (m/s)	Portance (N)	Portance (N)	Trainée AV
ν air (m ² /s)	1,56E-05	0	0	0	0,000	0,000	0,000
		376991	20	6	71,330	123,316	0,741
		753982	40	11	284,000	490,980	2,322
		1130973	60	17	574,704	993,550	4,178
		1507963	80	22	1021,696	1766,312	7,428
		1884954	100	28	1596,400	2759,862	11,606
		2261945	120	33	2064,750	3569,548	13,101
		2638936	140	39	2810,355	4858,552	17,833
		3015927	160	44	3670,667	6345,864	23,292
		3392918	180	50	4645,688	8031,484	29,478
		3769908	200	56	5735,417	9915,412	36,393
4146899	220	61	6939,855	11997,648	44,036		

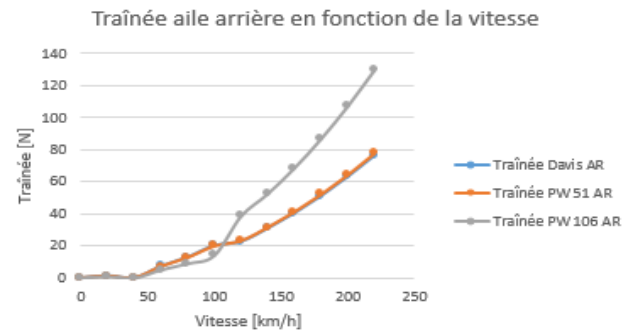
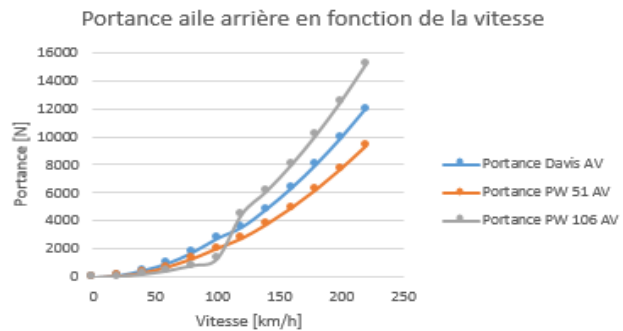
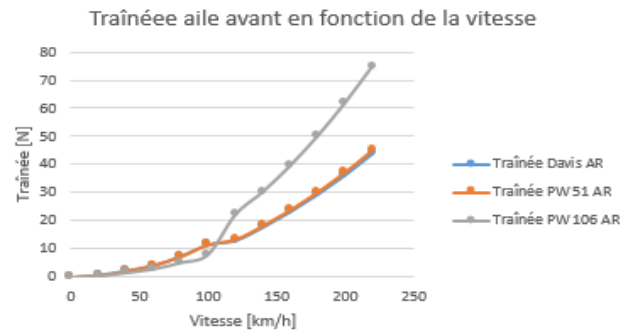
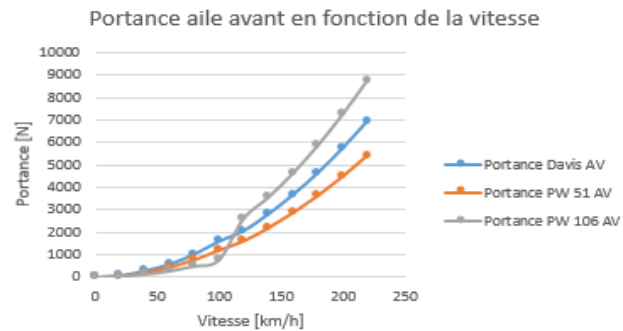
Paramètres Mini-Bee	
Masse (kg)	1200
Poids (N)	11772



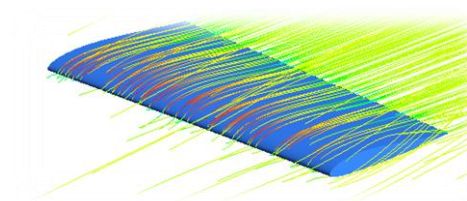
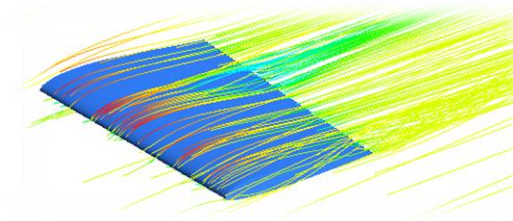
- Choix entre les trois profils
- Calcul du Reynolds
- Calcul de la surface théorique du profil
- Calcul de portance et traînée (A_V et A_R)

II. Etude préliminaire

b. Etude théorique



Etude demi aile avant



Etude demi aile arrière



Poids = 12000 N (1200 kg)



Portance \leq 12000N



Soit 3000N sur chaque demi aile



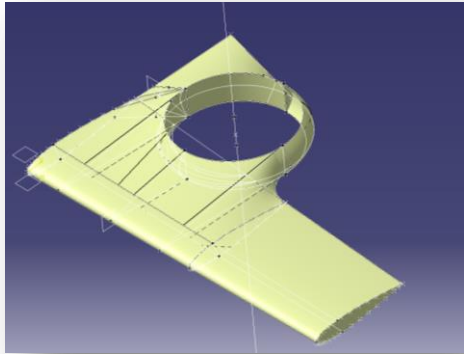
Possibilité de baisser l'incidence



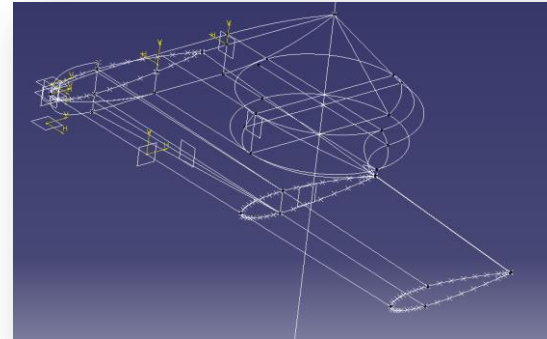
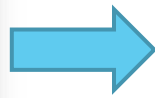
III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)

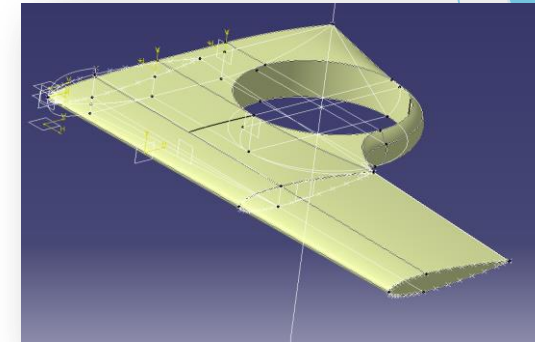
Génération de la copie optimisée de l'aile en volumique



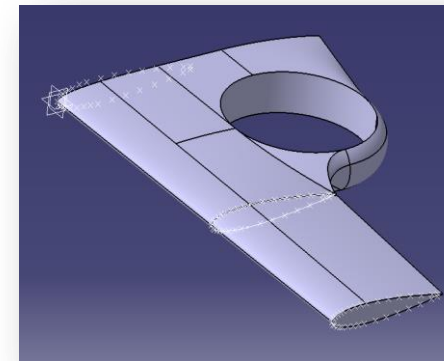
CAO surfacique Aile AV de PLACIS



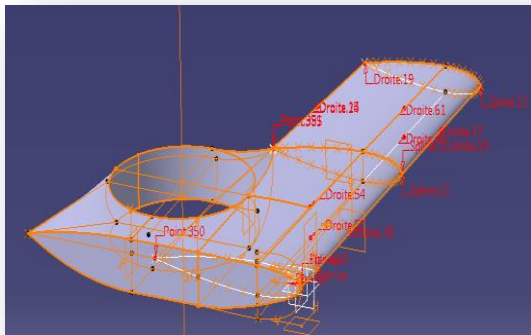
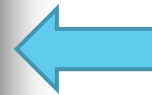
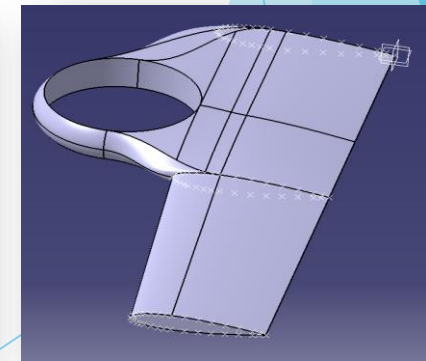
Génération filaire d'une nouvelle aile



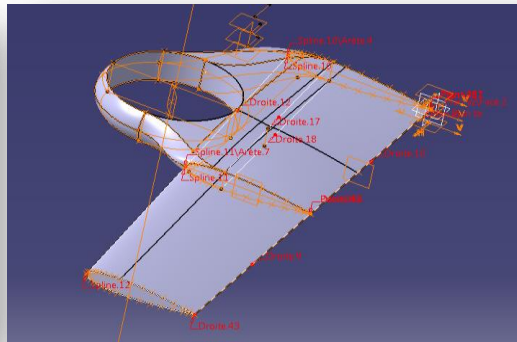
Génération surfacique de l'aile



Génération volumique aile avant et arrière



Eléments géométriques nécessaire à la reconstruction



III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)

Tri selon le nombre de Reynolds

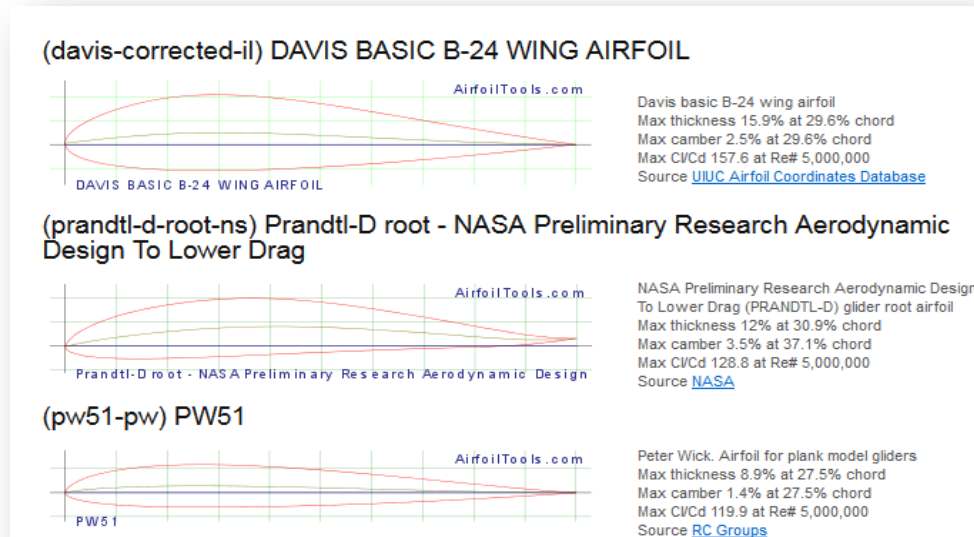


Re = 5000000 avec v = 220 km/h

Génération de la copie optimisée de l'aile en volumique



Copie des points caractérisant le profil de l'aile sur Excel (2D)



Name = DAVIS BASIC B-24 WING AIRFOIL
Chord = 100mm Radius = 0mm Thickness = 100% Origin = 0% Pitch = 0°

[Open full size plan in new window](#) [Open paginated plan in new window for multi page printing](#)
[CSV file of coordinates](#) [SVG image as text file](#)
[Restore defaults](#) [Download PDF file](#)

Airfoil: **davis-corrected-il - DAVIS BASIC** Choose from database list or add you own airfoils [here](#)

Chord (mm): Chord width in millimetres. (1 inch = 25.40mm)

Radius (mm): Radius of camber in millimetres. Zero for no curve

Thickness (%): Thickness adjustment. 100% is normal thickness. 50% is half. 200% is double

Origin (%): Adjust the position of the origin e.g. 50% is mid chord

Pitch (degrees): Pitch or angle of attack. 180 flips the plot

Halo (mm): Line parallel to airfoil for wing covering or jig. Negative values are external, positive internal.

Halo (mm): Second line parallel to airfoil as above

Colour: Colour palette or black & white

Line thickness (%): Scale the line thickness (10% to 500%)

Reverse: ☐ Plot a mirror image

Data box: ☒ Print the airfoil data on the image

Camber line: ☐ Show camber line on image

X grid (mm): X grid size in millimetres

Y grid (mm): Y grid size in millimetres

Paper width (mm): Used for printing plan. A4 landscape approx 280mm

Paper height (mm): Used for printing plan. A4 landscape approx 180mm

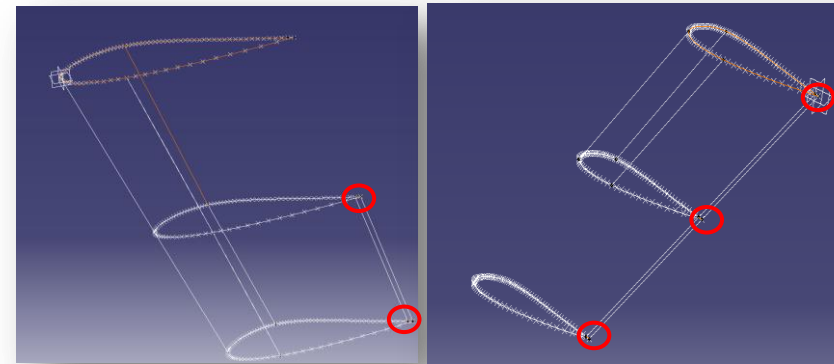
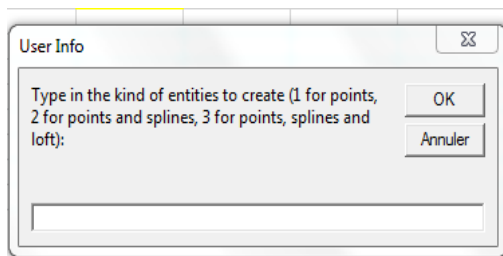
Wing	Tip Chord (m)	Position of Tip Chord (m)	Middle Chord (m)	Position of Middle Chord (m)	Root Chord (m)	Position of Root Chord (m)
Front	1,0001	3,4207	1,1150	1,9204	1,2622	0
Back	1,0093	4,553	1,1950	2,3165	1,3296	0

Tableau des paramètres des ailes

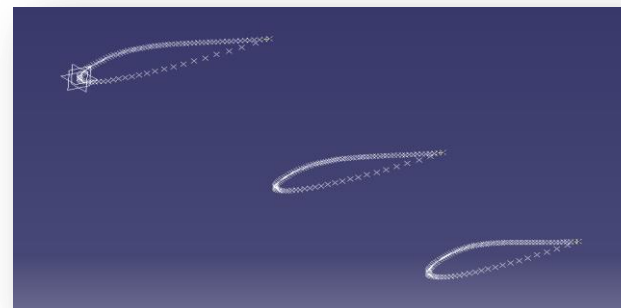
III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)

- Point du profil importer dans Excel
- Utilisation de la macro DASSAULT
- Modifications pour l'utilisation des profils



Eléments géométriques aile avant et arrière



Génération des profils

Génération de la copie optimisée de l'aile en surfacique



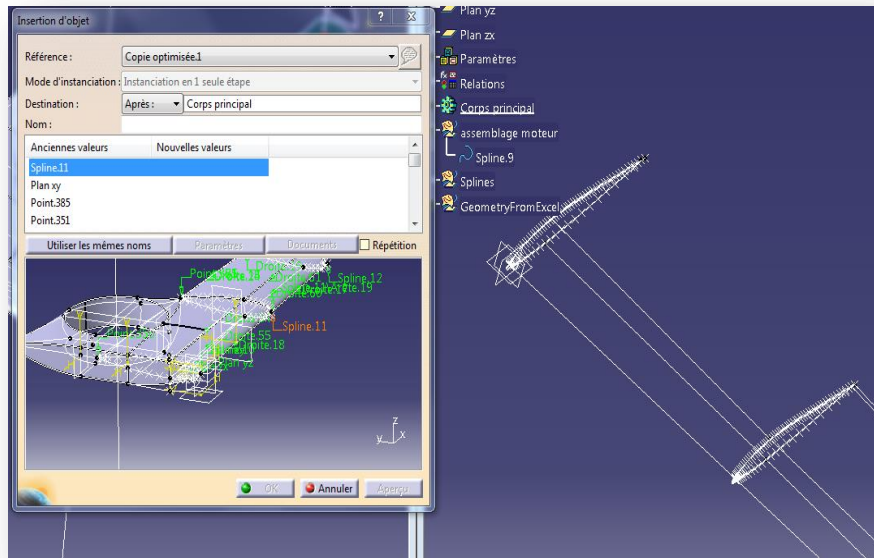
Copie des points caractérisant le profil de l'aile sur Excel (2D)



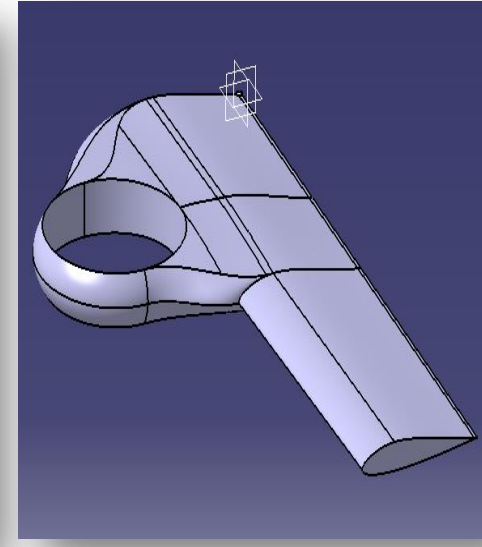
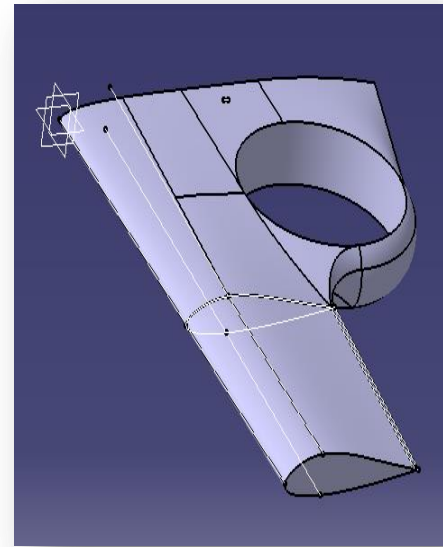
Génération du profil 2D sur Catia V5

III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)



Instantiation de modèle



Génération du profil DAVIS avant et arrière

Génération de la copie optimisée de l'aile en surfacique



Copie des points caractérisant le profil de l'aile sur Excel



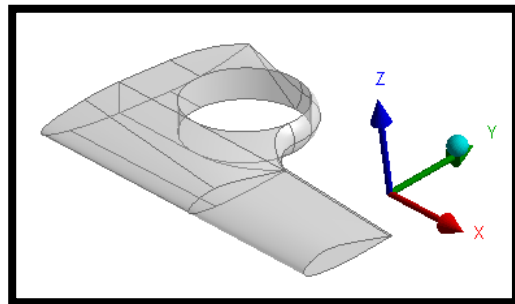
Génération du profil 2D sur Catia V5

Génération de la CAO du profil

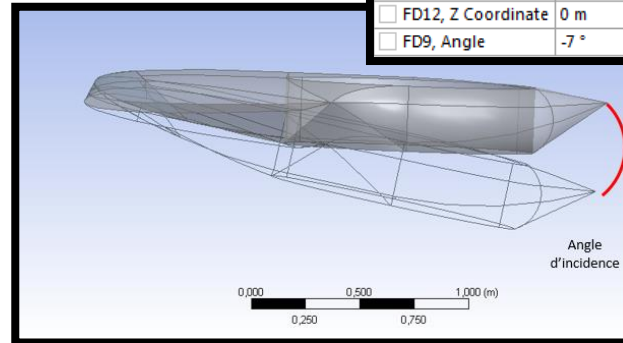
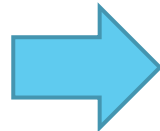
III. Mise en place des modèles numériques

b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

► Modèle géométrique

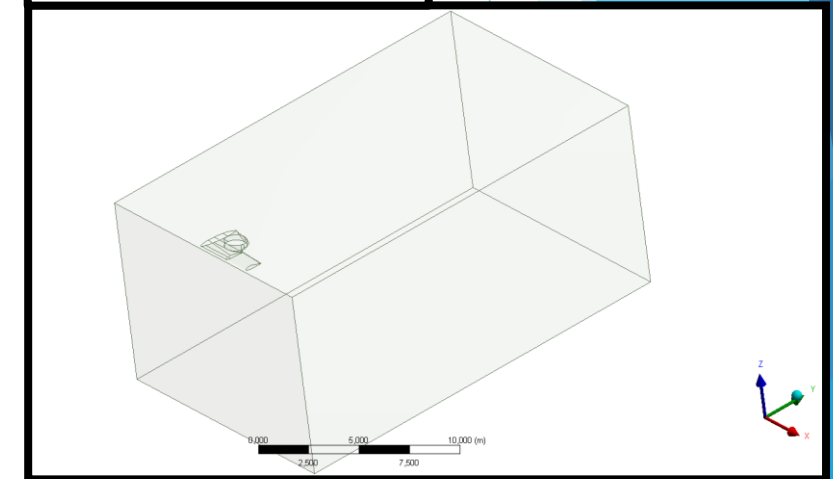
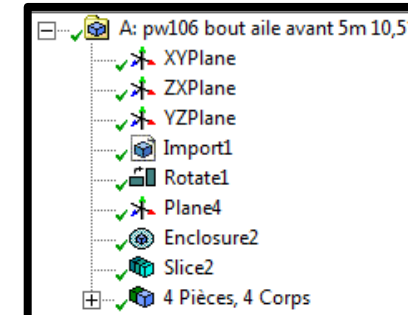


Importation de la géométrie (STEP)

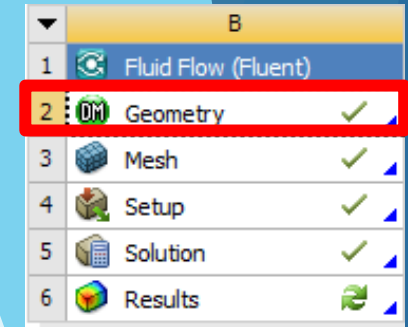


Rotation de l'aile à l'angle voulu

Details of Rotate1	
Rotate	Rotate1
Preserve Bodies?	No
Bodies	1
Axis Definition	Components
<input type="checkbox"/> FD6, X Component	1
<input type="checkbox"/> FD7, Y Component	0
<input type="checkbox"/> FD8, Z Component	0
<input type="checkbox"/> FD10, X Coordinate	0 m
<input type="checkbox"/> FD11, Y Coordinate	0 m
<input type="checkbox"/> FD12, Z Coordinate	0 m
<input type="checkbox"/> FD9, Angle	-7 °



Génération du domaine d'air autour de l'aile



III. Mise en place des modèles numériques

b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

B	
1	Fluid Flow (Fluent)
2	Geometry
3	Mesh
4	Setup
5	Solution
6	Results

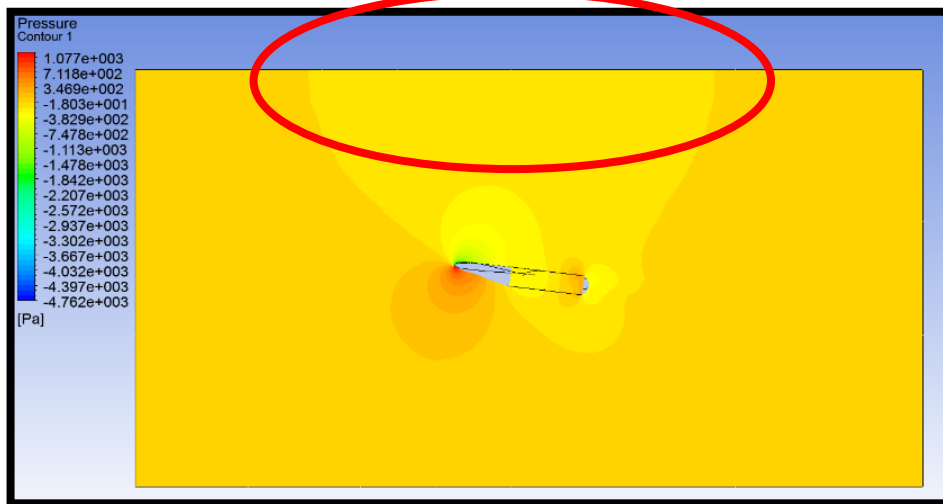
► Modèle géométrique



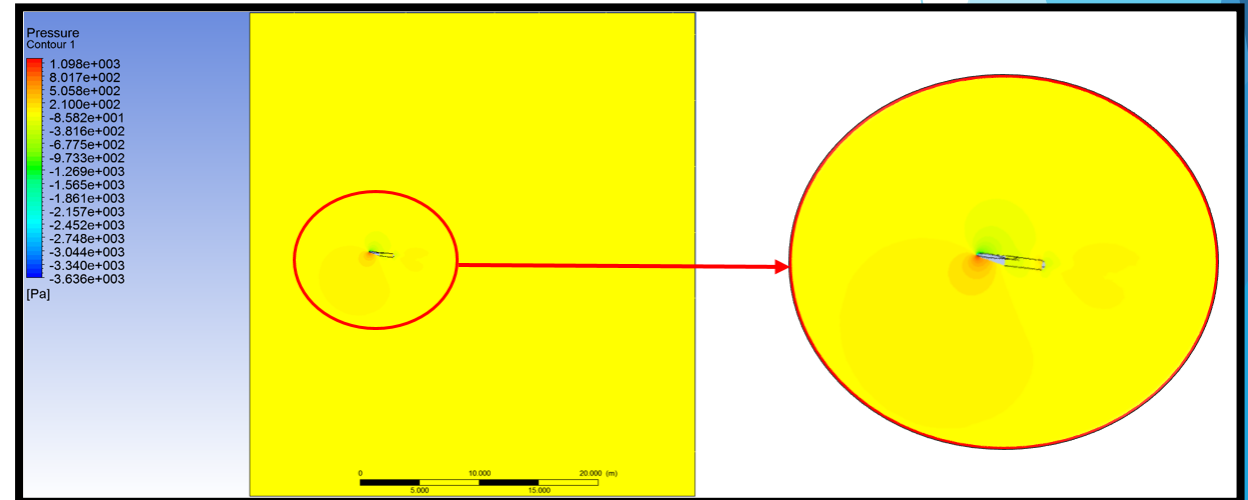
Attention à la définition du domaine

Etude de convergence préalable nécessaire, sinon :

- Apparition d'effets de bords (**domaine petit**)
- OU temps de calculs trop longs (**domaine trop grand**)



Domaine trop petit
Effets de bords

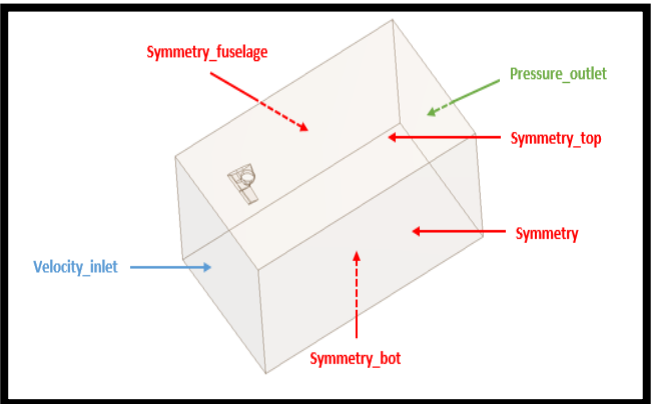
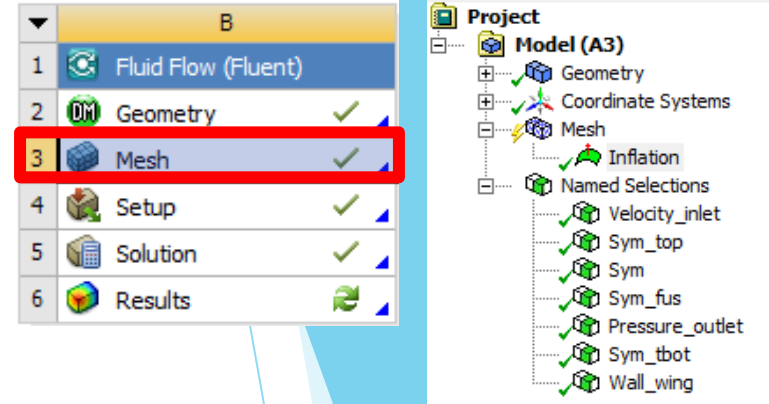


Domaine trop grand
Temps de calculs importants

III. Mise en place des modèles numériques

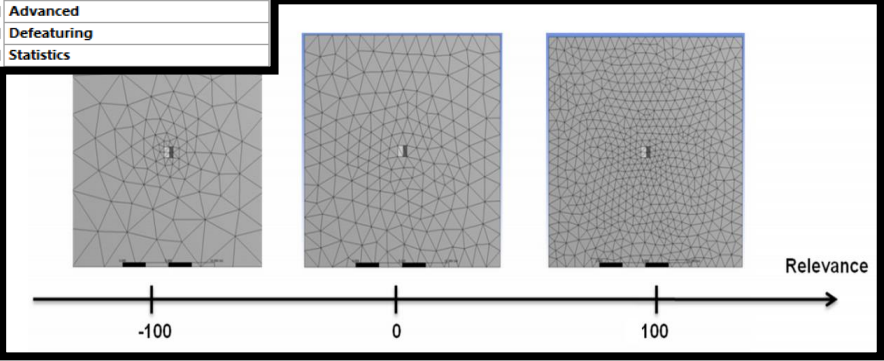
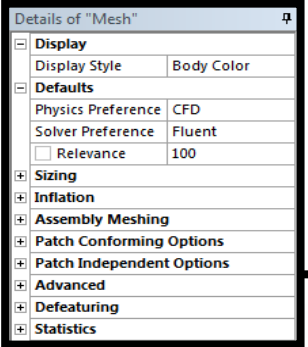
b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

► Maillage



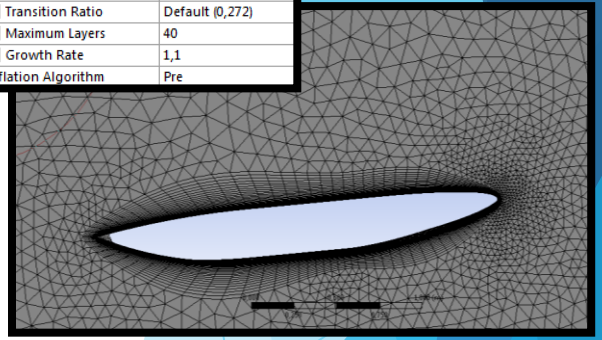
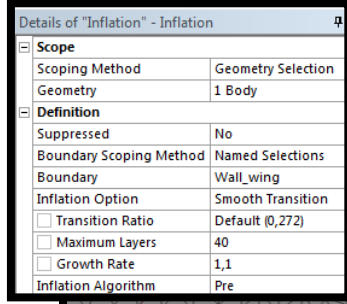
Création des sélections nommées

Permet de définir le maillage en couche limite, les paramètres d'entrée et récupérés.



Maillage des zones non spécifiques

Pertinence = 100
(assurer une bonne résolution du maillage)



Maillage de la couche limite (« Inflation »)

Nombre de couches
Ratio entre les couches

III. Mise en place des modèles numériques

b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

► Configuration

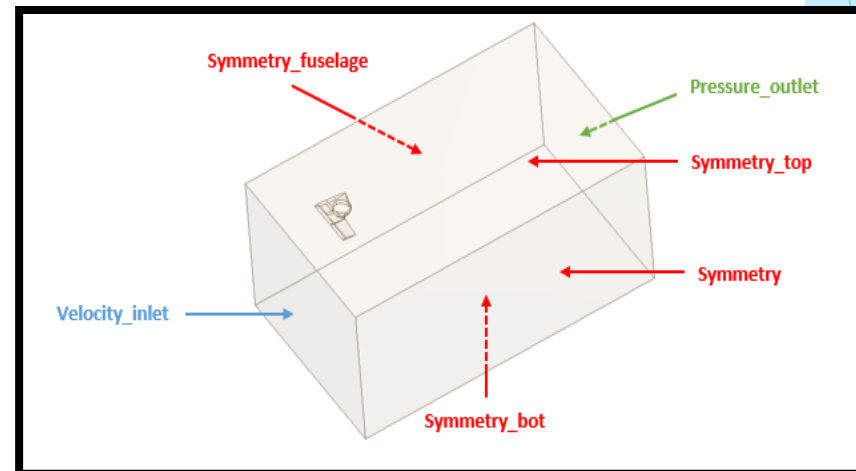
Modèle d'écoulement:

- Pressure-based : air supposé incompressible)
- Stationnaire
- Viscous- Turbulent k-epsilon : modèle d'écoulement turbulent le plus simple de Fluent

Conditions limites :

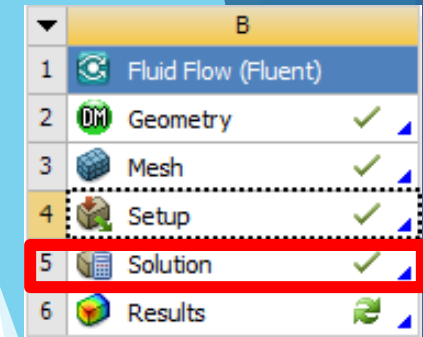
Vitesse d'entrée (velocity_inlet) à la vitesse souhaitée

B	
1	Fluid Flow (Fluent)
2	Geometry ✓
3	Mesh ✓
4	Setup ✓
5	Solution ✓
6	Results ✓



III. Mise en place des modèles numériques

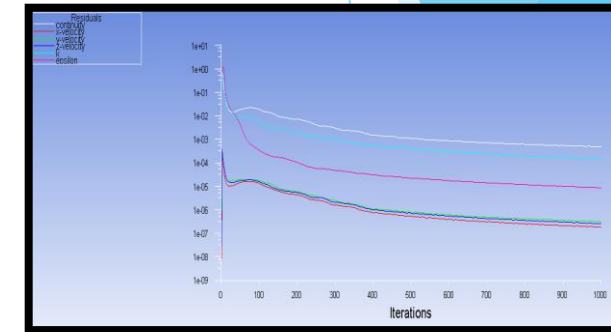
b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)



► Solution

1) Vérification de la validité des résultats

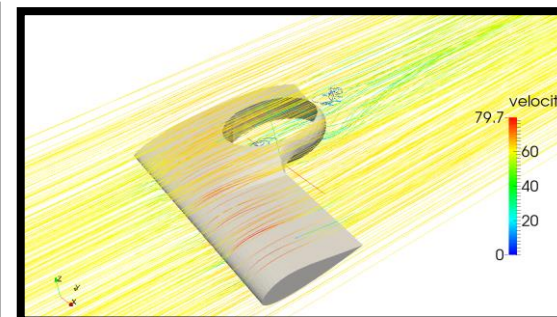
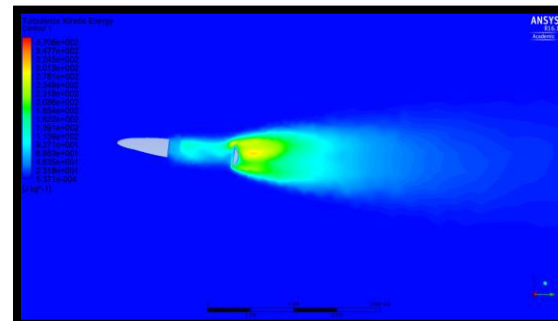
- Convergence des résultats : courbe des résidus
- Valeur de Y^+ : paramètre traduisant la finesse du maillage en couche limite ($Y^+ < 300$ pour un écoulement turbulent)



2) Extraction des données sur les forces

Solide	Axe	Force	Coefficient
Forces - Direction Vector (0 0 1)			
wall_wing	Pressure	Total	Viscous
	4430.8682	4429.716	-0.00050554753
Net	4430.8682	4429.716	-0.00050554753
			Total
			1.9436135

3) Visualisation des phénomènes sur CFD Post ou Paraview



IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

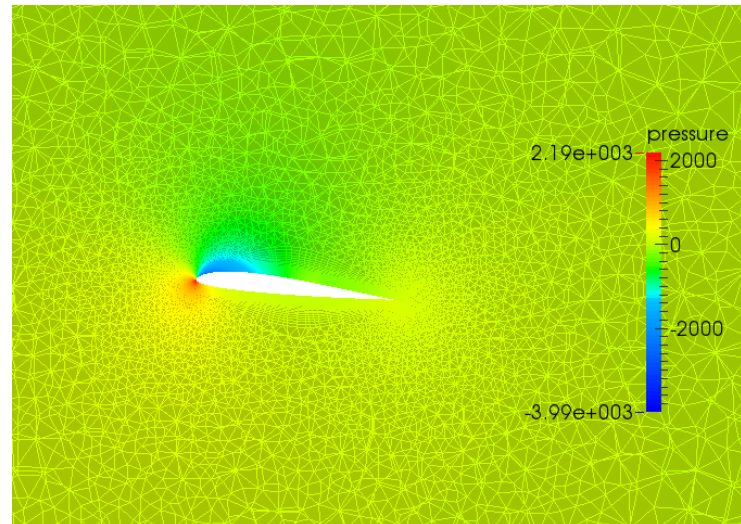
- ▶ Validité des résultats obtenus ?
- ▶ Résultats comparables ?
- ▶ Démarche adoptée
 - Choix d'un domaine fluide
 - Comparaison à la théorie

IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- ▶ Validation d'un domaine fluide
- ▶ Influence sur les résultats
- ▶ Temps de calculs long
- ▶ Choix d'un domaine unique
(10m*10m*5m)

Study of the domain's convergence				
Wing airfoil	PW51			
X component (m)	10			
Y component (m)	4	8	10	12
Z component (m)	4			
Lift of the front wing (N)	1362,98	1365	1367,4	1367,4
Lift of the rear wing (N)	-	2518,54	2524,15	2526,49

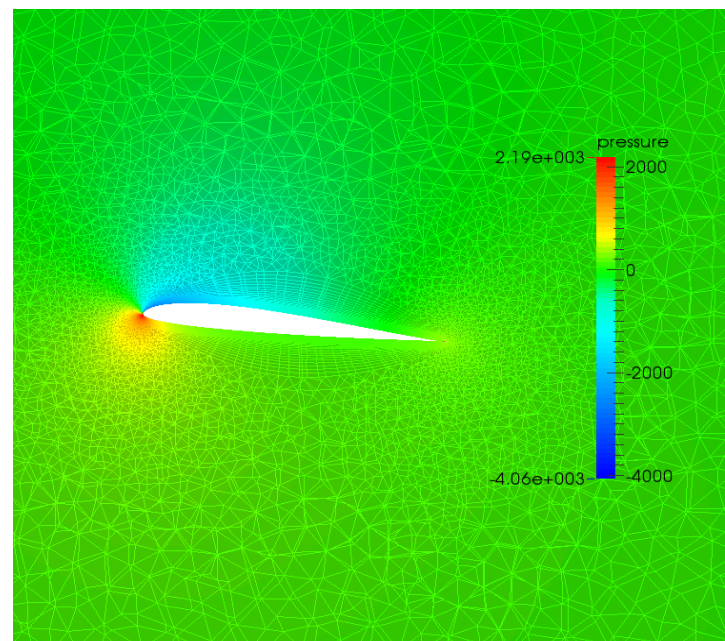
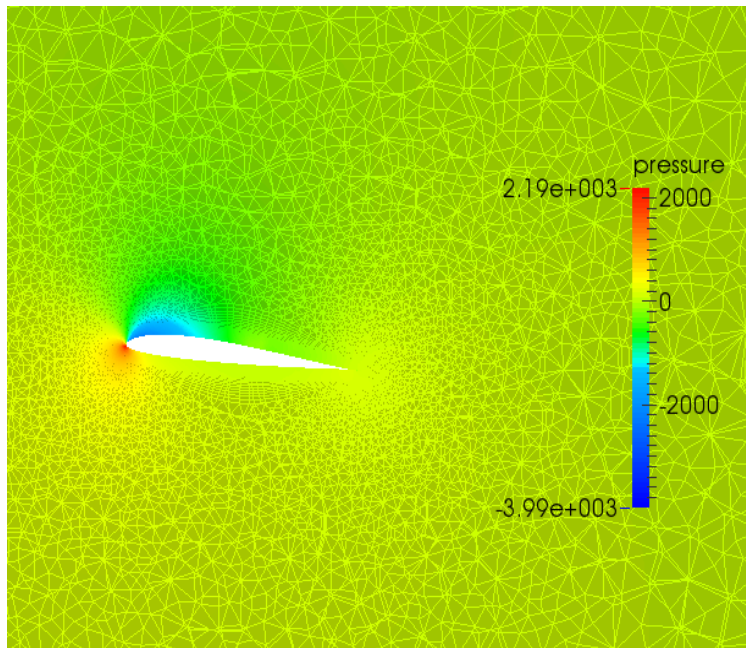


Pression extrémité aile PW51

IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- ▶ Comparaison à la théorie
- ▶ Comportement d'une aile d'avion

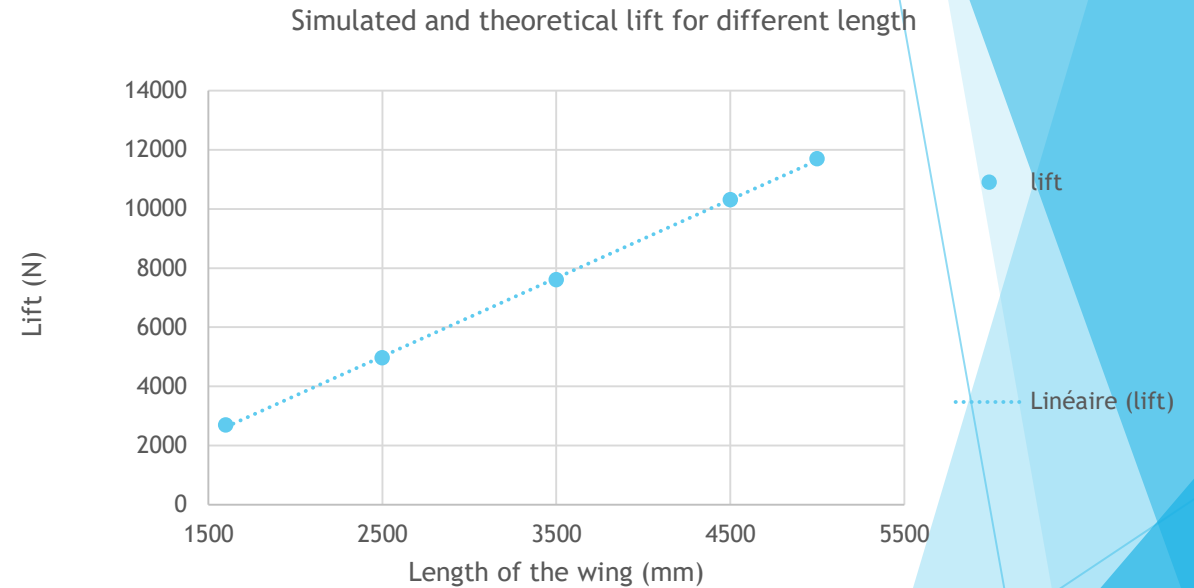
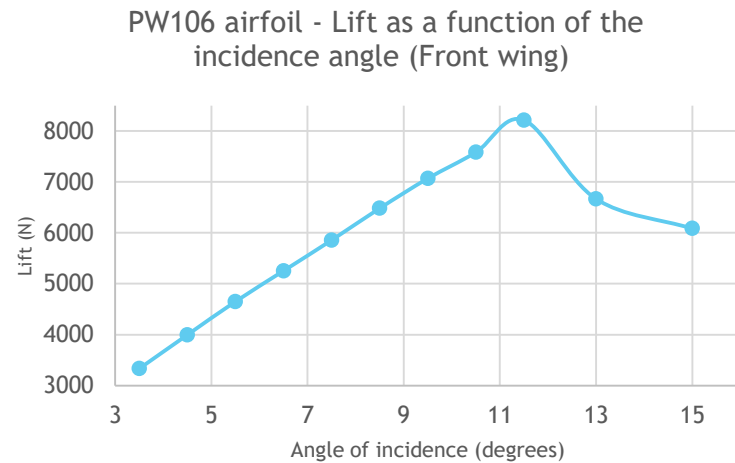


Pression extrémité aile PW51

IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- Comparaison à la théorie
- Influence des paramètres

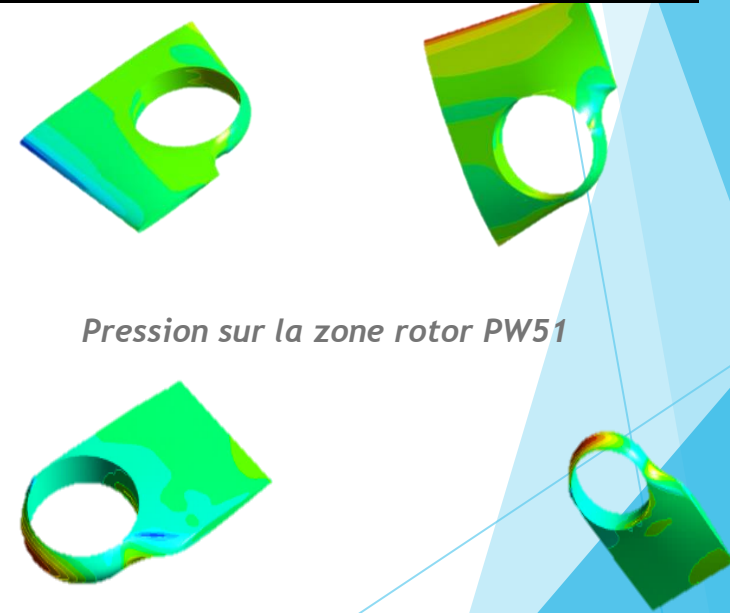


IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- ▶ Influence de la zone rotor
- ▶ rotor avant dans le prolongement de l'aile
 - ▶ Améliore les caractéristiques de l'aile
- ▶ Rotor arrière devant l'aile à l'avant de l'aile
- ▶ Possibilité de re-travailler la géométrie de l'aile arriere

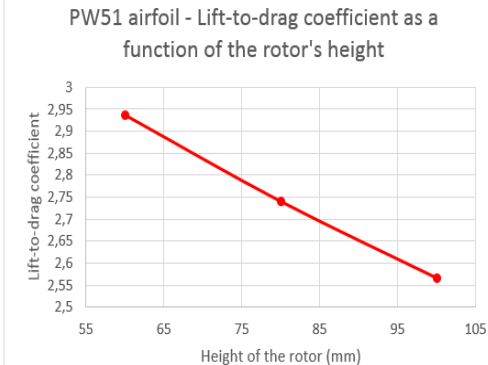
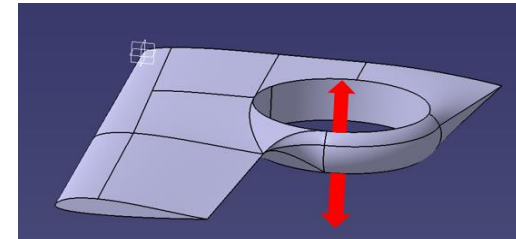
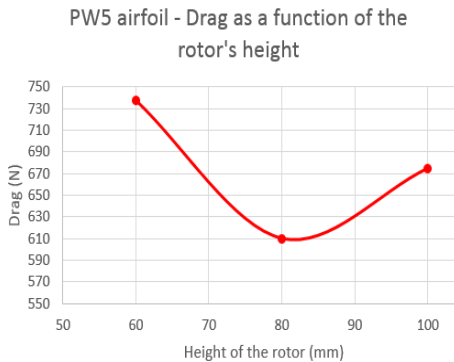
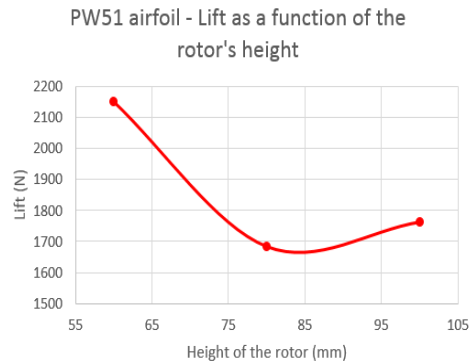
	Vol Taxi		Vol VIP	
Speed (m/s)	28	44	44	61
Angle of incidence (°)	6,25	6,25	5,75	5,75
Relevance	100	100	100	100
Number of inflation layers	30	30	30	30
Inflation ratio	1,1	1,1	1,1	1,1
Number of iterations	700	700	700	700
Lift (N)	451,45	745,17	710,67	1684,47
Lift coefficient	0,94	0,63	0,6	0,74
Drag (N)	166,56	330,68	356,45	609,75
Drag coefficient	0,35	0,28	0,3	0,27
Lift-to-drag coefficient	2,68571429	2,25	2	2,74074074
Y+ max	70	90	80	130



IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

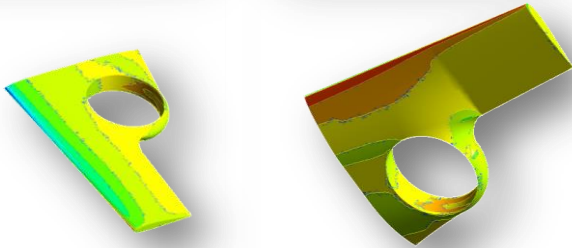
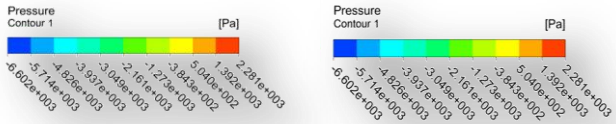
- Influence de la hauteur du rotor sur l'aile avant



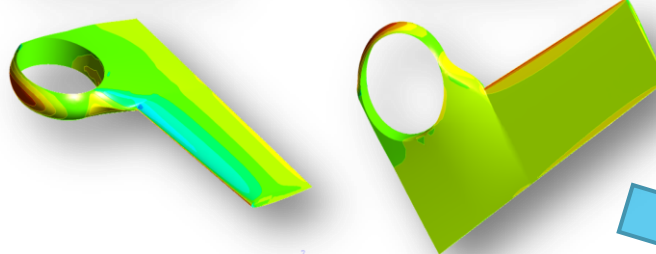
- Choix de garder une hauteur de 60mm (paramètre de la CAO)
- Meilleure finesse

IV. Exploitation des résultats

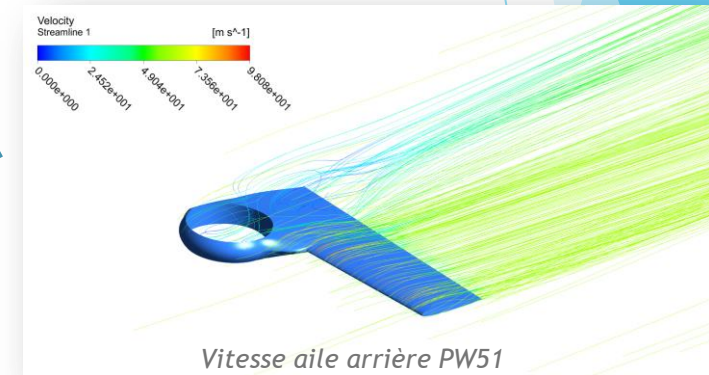
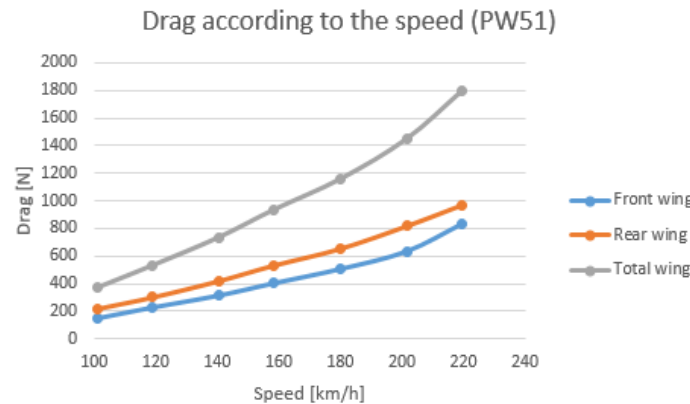
b. Simulation des différents profils d'aile (PW 51)



Pression aile avant PW51



Pression aile arrière PW51



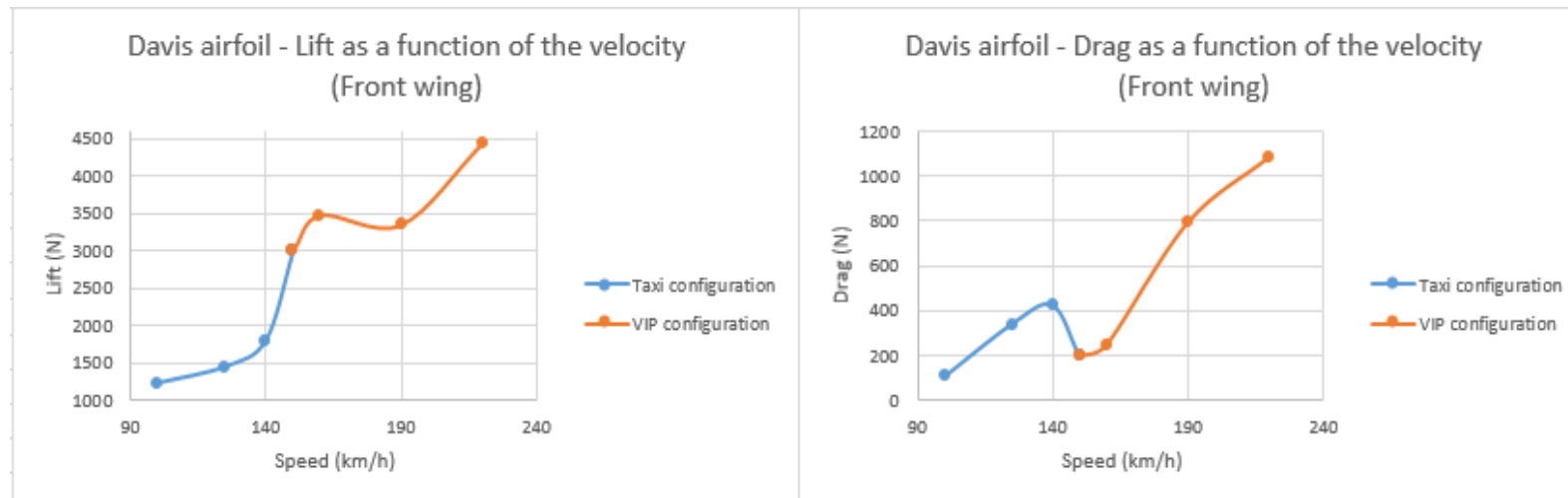
Traînée avant < Traînée arrière
Portance avant > Portance arrière

- TAXI ✗ ≥ 150 km/h
- VIP ✚ ≤ 190 km/h

VI. Mise en place des modèles numériques

b. Simulation des différents profils d'aile (DAVIS)

Paramétrage optimal : angle d'incidence de 7°



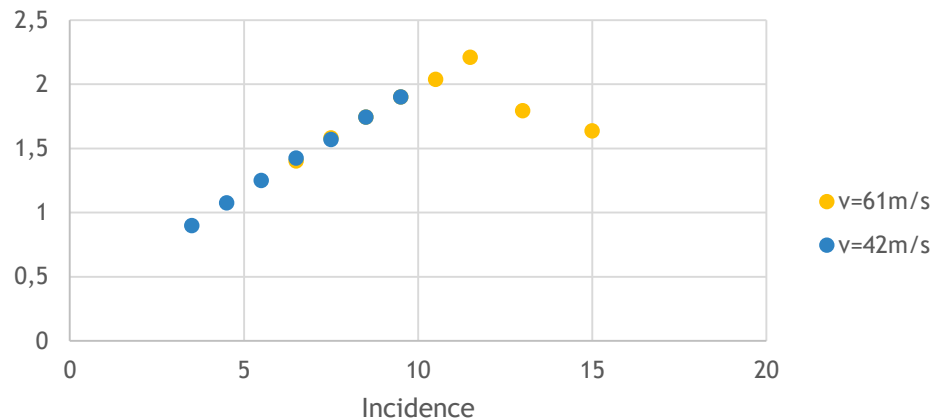
- Portance non suffisante pour la configuration Taxi (en supposant : $F_{portance_AR} = F_{portance_AV}$)
- Tendance étrange des courbes :
 - Portance et trainée proportionnelles à la vitesse au carré -> Théoriquement : courbe sous forme parabolique
 - **Sources d'erreurs ?** -> changement d'ordinateurs (différents maillages selon les ordinateurs) ?

VI. Mise en place des modèles numériques

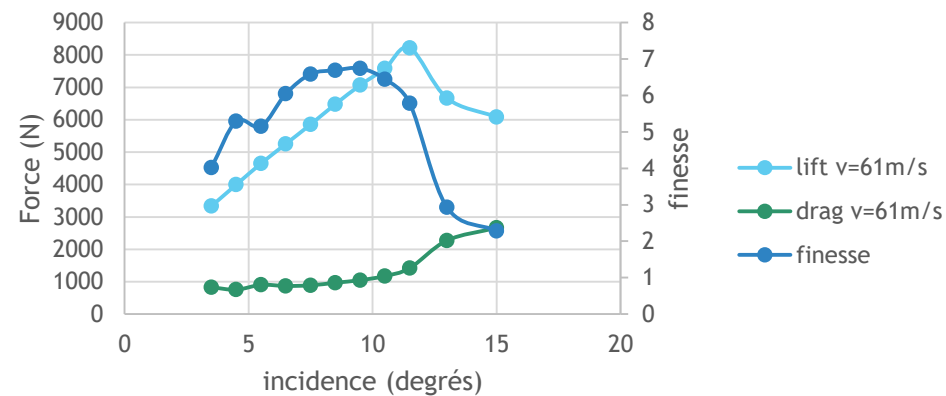
b. Simulation des différents profils d'aile (PW106)

► Portance et trainée proportionnelles au carrée de la vitesse

variation de la portance en fonction de l'incidence



Portance trainée et finesse



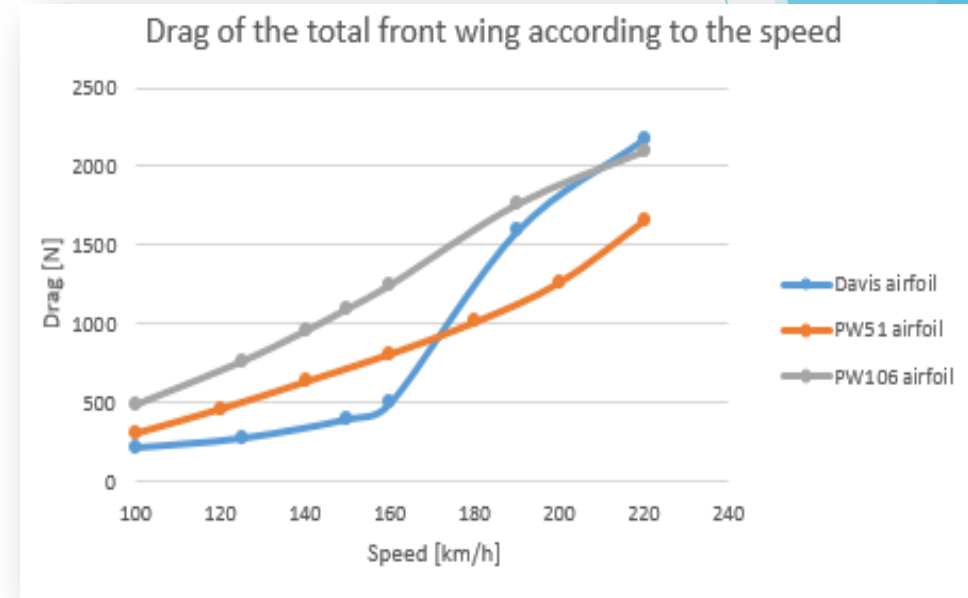
- Portance non suffisante à faible vitesse, intérêt d'une incidence forte (9°, 10°)
- Profil présentant une finesse proche de celle observable sur des avions de même taille
- Piste: Augmenter la voilure mais nuit au décollage

IV. Exploitation des résultats

c. Comparaison des résultats



Portance en fonction de la vitesse



Portance en fonction de la vitesse

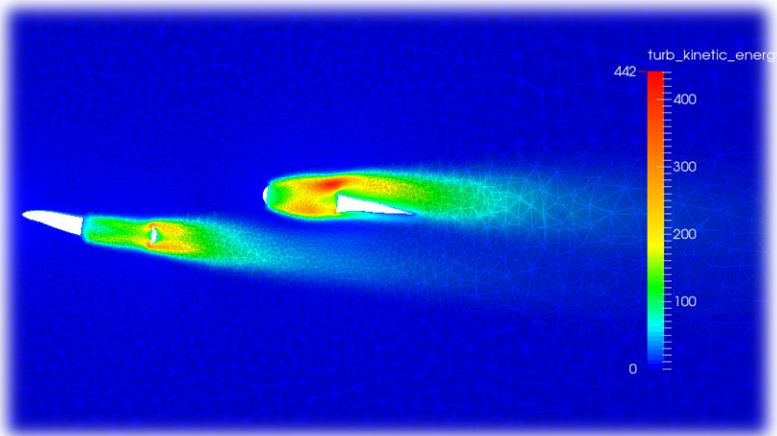
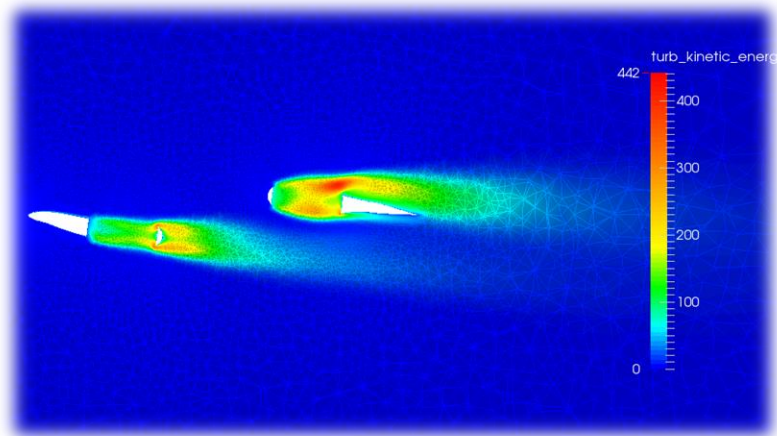
- Vol TAXI → Privilégier la portance
- Vol VIP → Moins de traînée possible

PW 106 = 150 km/h
PW 51 ≤ 200 km/h

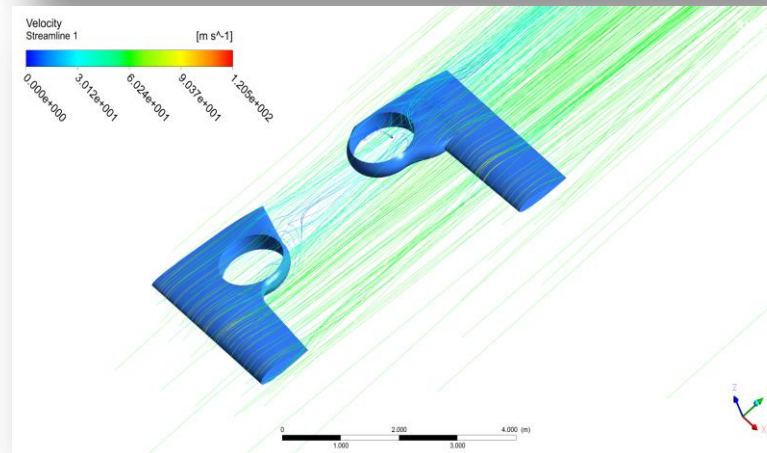
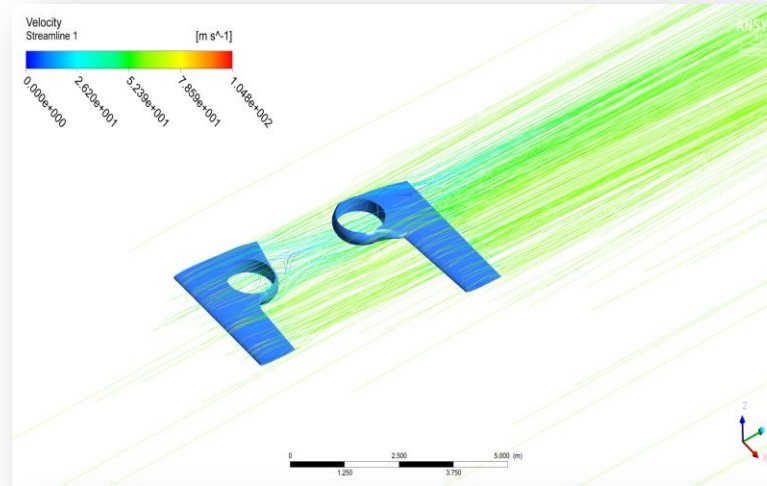
MAIS

IV. Exploitation des résultats

c. Comparaison des résultats



Energie cinétique de turbulence PW51 et DAVIS



Vitesse PW51 et DAVIS

Assemblage PW51:

- $V=61\text{m/s}$
- Angle d'incidence= $5,75^\circ$

- **Portance = 7377 N**
- **Traînée = 1454,24 N**

Assemblage DAVIS:

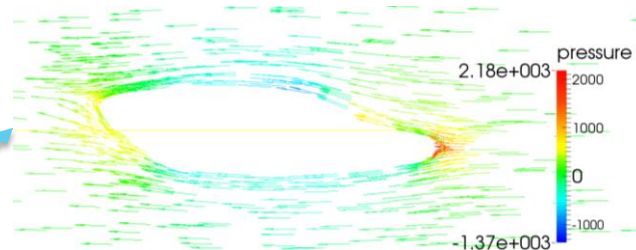
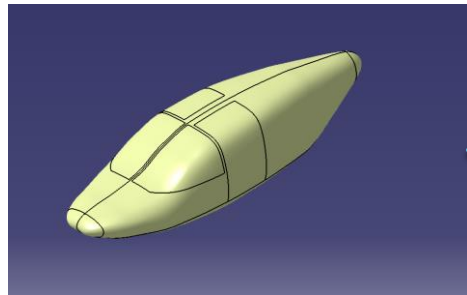
- $V=61\text{m/s}$
- Angle d'incidence= $7,5^\circ$

- **Portance = 10545 N**
- **Traînée = 1866,17 N**

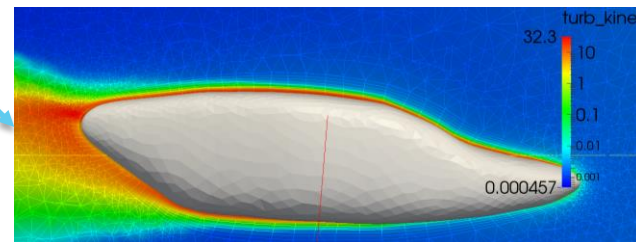
IV. Exploitation des résultats

Annexe

- Simulation Fluent du fuselage seul (3D)



Pression fuselage



Turbulence fuselage

- Il reste optimisable
- Hors axe principal de l'étude
- Manque de temps pour prise en main de la CAO

Valeurs aérodynamiques relevées

$F_{portance} = 379,5N$

$F_{trainée} = -418,8N$

Géométrie améliorable pour une plus grande efficacité

Conclusions et pistes de travail

- Choix de profils:
 - Taxi → PW106
 - VIP → PW51
- Validation de résultats théoriques
- Découverte de la portance partie rotor avant

Pistes de travail

- ▶ Optimisation du fuselage
- ▶ Possibilité d'améliorer les résultats en jouant sur la flèche et le dièdre (Stabilité en vol)
- ▶ Optimisation de l'aile arrière (géométrie, CAO) pour nouvelles simulations
- ▶ Simulations avec assemblage