



Projet Mini-Bee

Optimisation aérodynamique des ailes du Mini-Bee

Groupe

Alex BEURRIER
Vincent BURLET
Tatiana PEDREIRAS

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



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
- ▶ **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)

Prise en compte des vortex créé par l'aile avant, pouvant perturber l'aérodynamisme de l'aile arrière

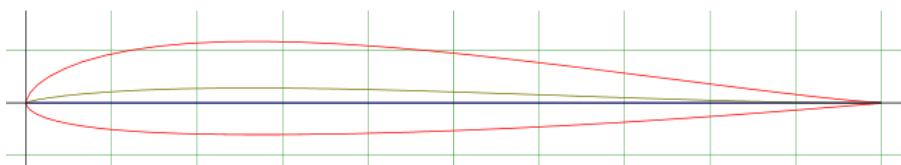
II. Etude préliminaire

a. Choix des profils

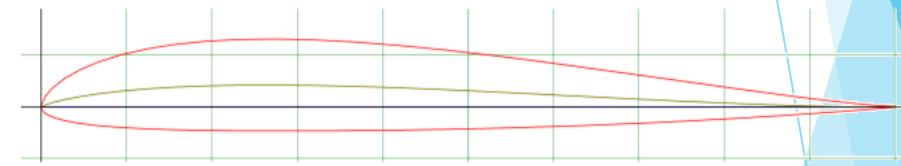
Nombre de Reynolds $Re = 5000000$



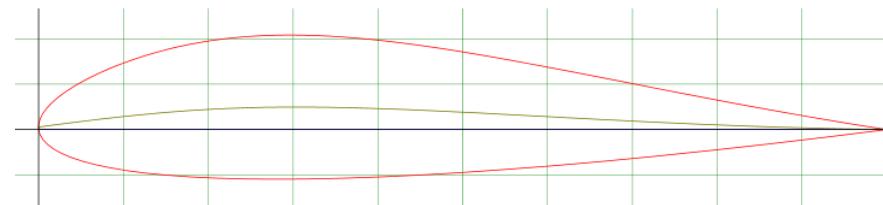
Tri sur le site AIRFOIL



Profil PW51



Profil PW106



Profil DAVIS

II. Etude préliminaire

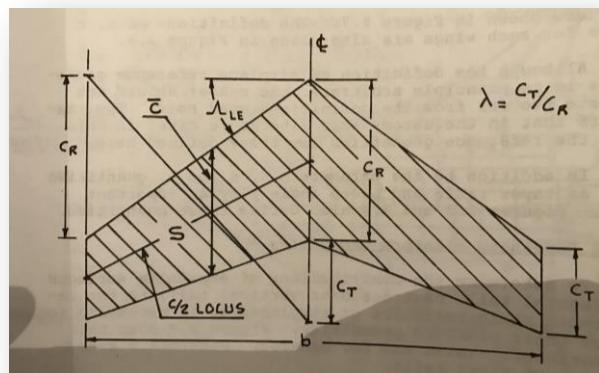
b. Etude théorique

▶ 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)



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

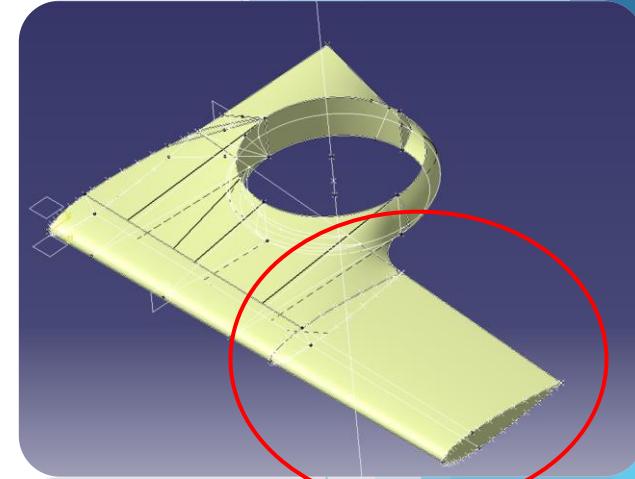
$\lambda = \text{tipchord/root chord (taper ratio)}$
 $\tau = \left(\frac{t}{c} \right)_t / \left(\frac{t}{c} \right)_r$
 $r = \text{root; } t = \text{tip}$

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

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

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

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



II. Etude préliminaire

b. Etude théorique

Aile avant					Paramètres air	Vitesse		Portance aile Avant	Portance aile Arrière		
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	ρ_{air} (kg/m ³)	1,204					
					v_{air} (m ² /s)	1,56E-05					
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 (m ²)	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)	Paramètres Mini-Bee						
1,0093	0,1572	1,1950	0,1572	2,4918	Masse (kg)	1200					
					Poids (N)	11772					
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 moyen	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						

Diagram of an airfoil section showing chord length (Cz), chord at the leading edge (Cx), leading edge (E), trailing edge (F), and free stream (Cs).

Reynolds	Vitesse avion (km/h)	Vitesse avion (m/s)	Portance (N)	Portance (N)	Traînée AV	Traînée AR
0	0	0	0,000	0,000	0,000	0,000
376991	20	6	71,330	123,316	0,741	1,281
753982	40	11	284,000	490,980	2,322	0,000
1130973	60	17	574,704	933,550	4,178	7,223
1507963	80	22	1021,696	1766,312	7,428	12,841
1884954	100	28	1596,400	2759,862	11,606	20,065
2261945	120	33	2064,750	3569,548	13,101	22,650
2638936	140	39	2810,355	4858,552	17,833	30,829
3015927	160	44	3670,667	6345,864	23,292	40,266
3392918	180	50	4645,688	8031,484	29,478	50,962
3763908	200	56	5735,417	9915,412	36,393	62,916
4146893	220	61	6939,855	11997,648	44,036	76,129

Portance en fonction de la vitesse

Graph showing Lift Force (N) versus Velocity (km/h). The lift force increases rapidly with velocity, reaching approximately 12,000 N at 200 km/h.

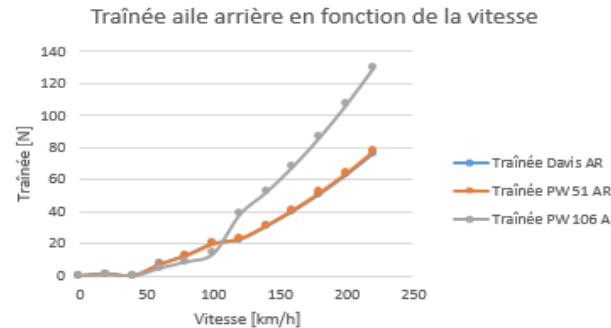
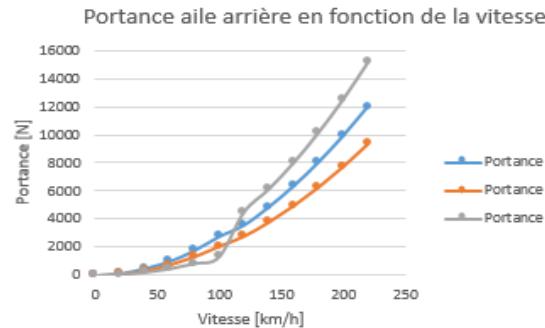
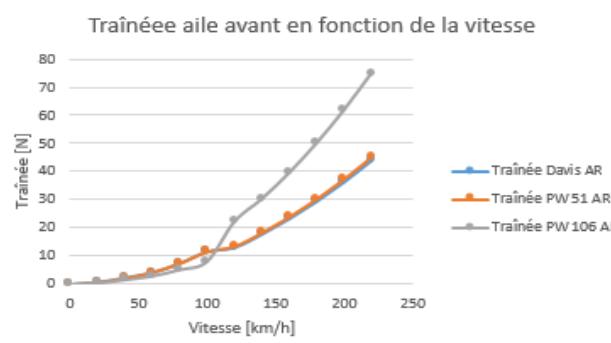
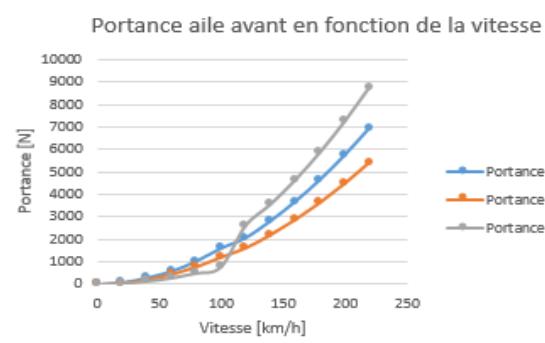
Traînée en fonction de la vitesse

Graph showing Drag Force (N) versus Velocity (km/h). The drag force increases with velocity, reaching approximately 75,000 N at 220 km/h.

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

II. Etude préliminaire

b. Etude théorique



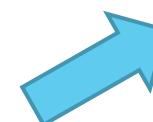
Poids = 12000 N (1200 kg)



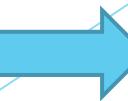
Portance <= 12000N



Soit 3000N sur chaque demi aile



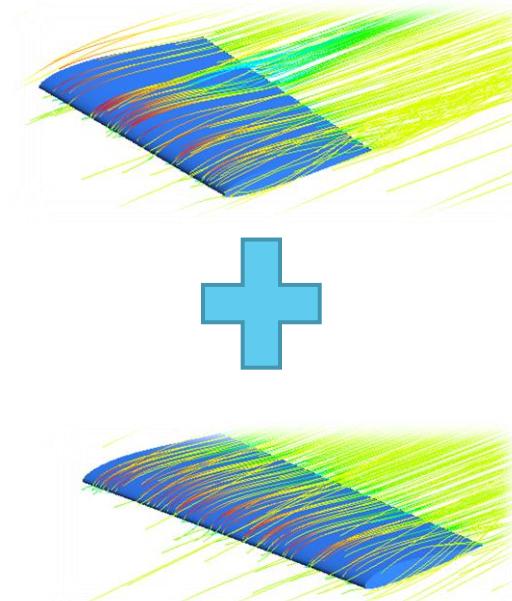
Possibilité de baisser l'incidence



Portance
Traînée

9

Etude demi aile avant



2

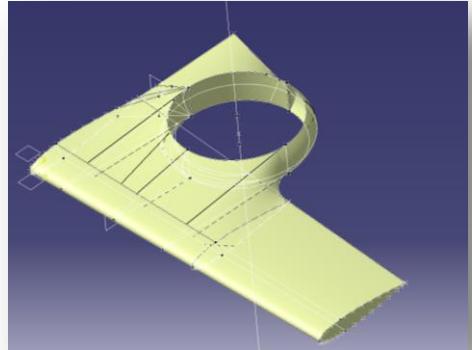
Etude demi aile arrière



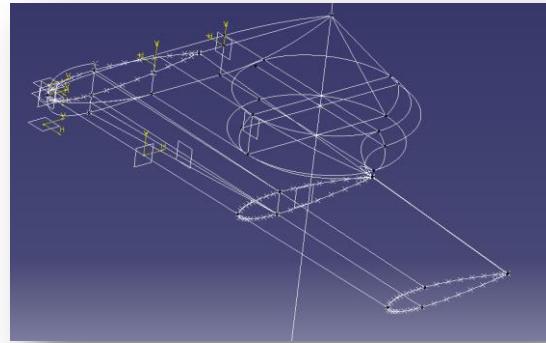
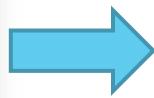
III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)

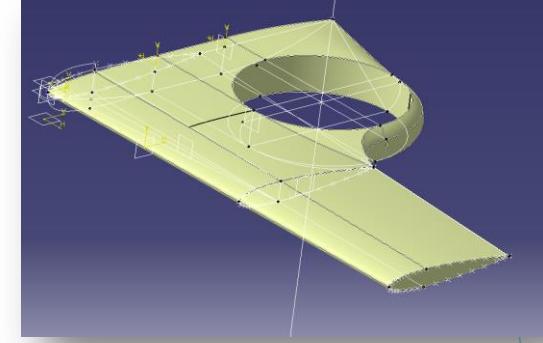
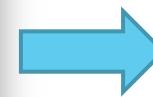
Génération de la copie optimisée de l'aile en volumique



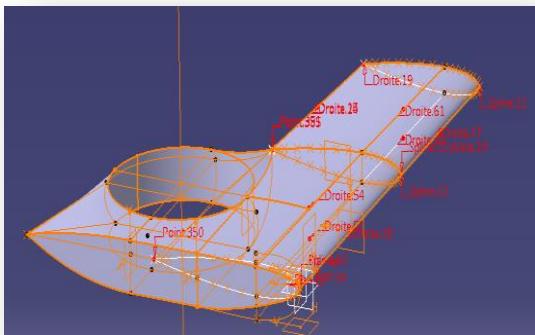
CAO surfacique Aile AV de PLACIS



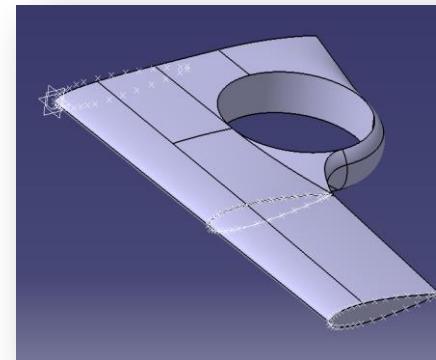
Génération filaire d'une nouvelle aile



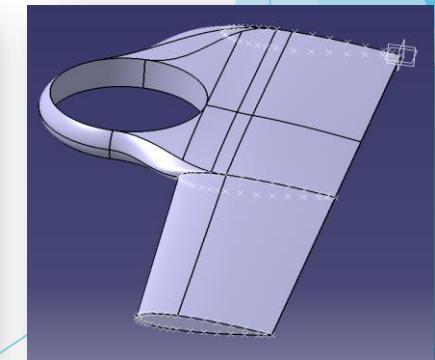
Génération surfacique de l'aile



Eléments géométriques nécessaires à la reconstruction



Génération volumique aile avant et arrière¹⁰



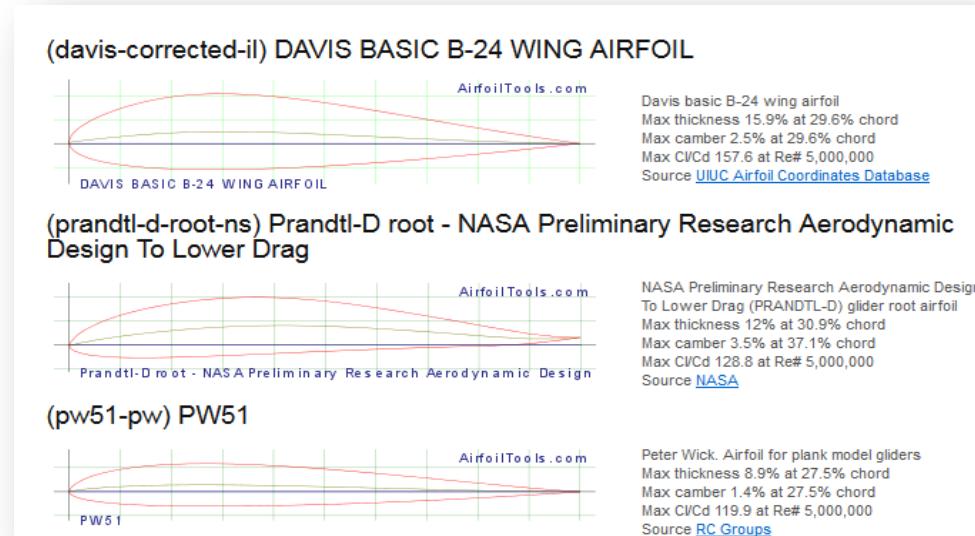
III. Réalisation du modèle numérique

a. Maquette numérique (Catia V5)

Tri selon le nombre de Reynolds



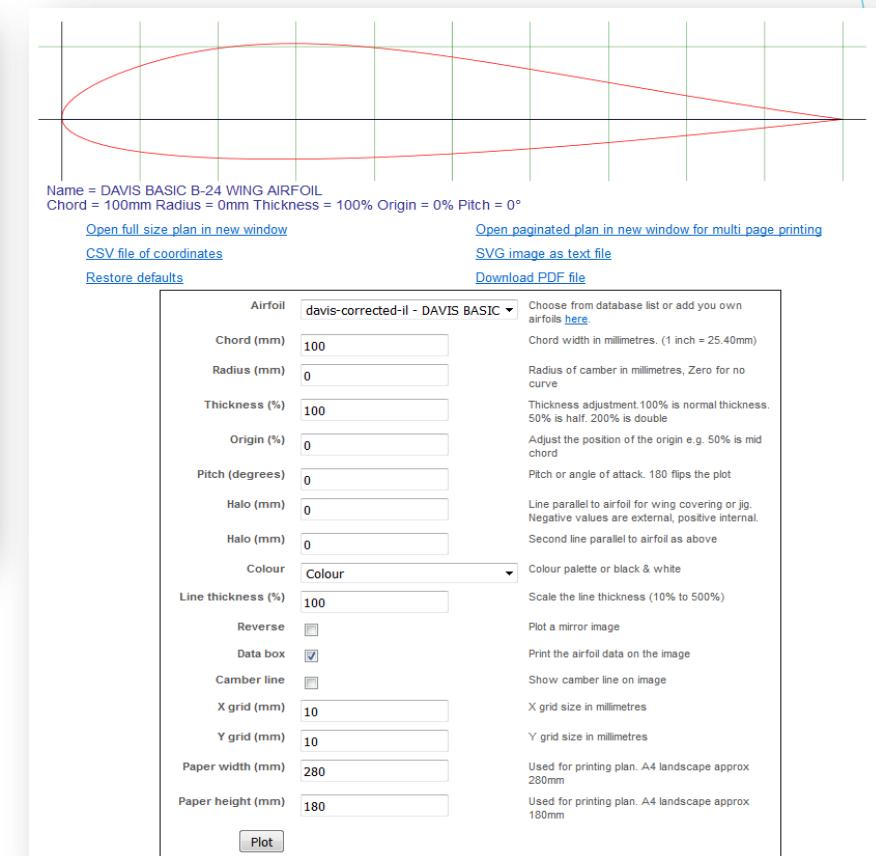
Re = 5000000 avec v = 220 km/h



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

Génération de la copie optimisée de l'aile en volumique

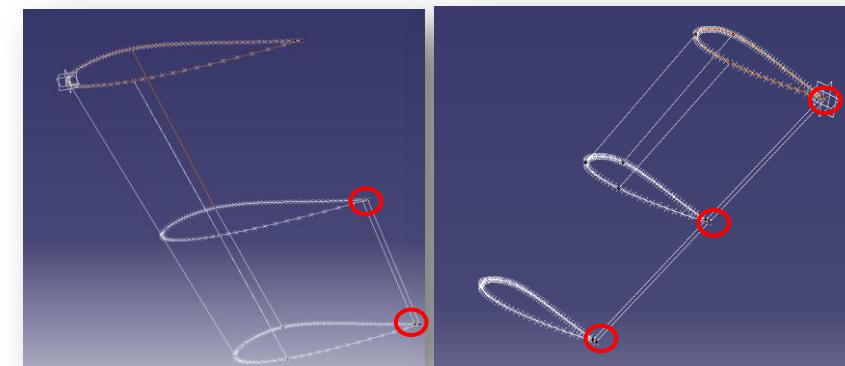
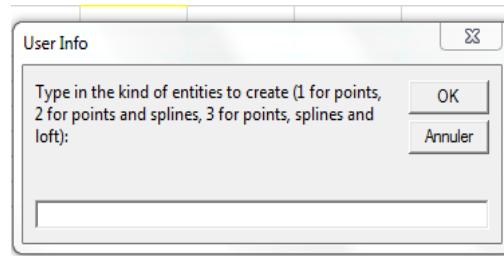


Copie des points caractérisant le profil de l'aile sur Excel (2D)

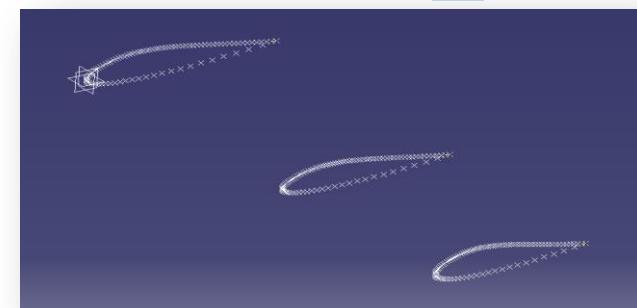
III. Réalisation du modèle numérique

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



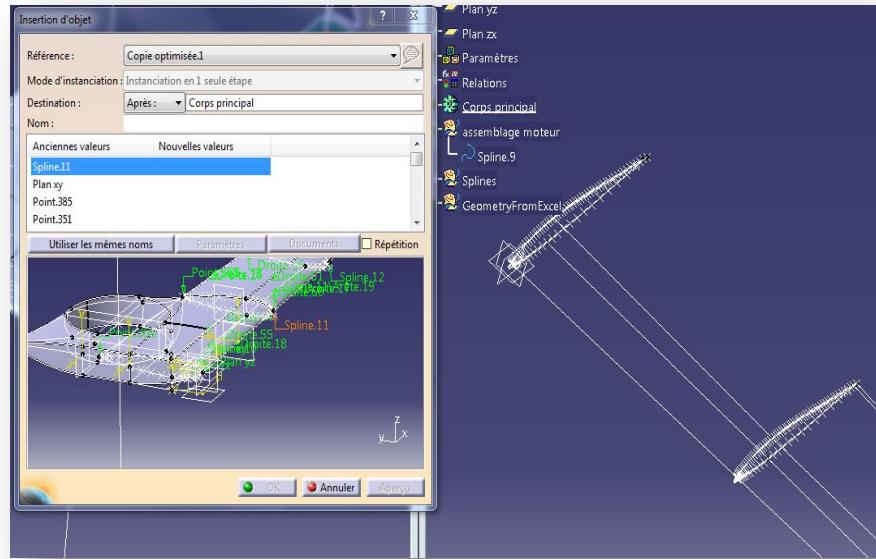
Copie des points caractérisant le profil de l'aile sur Excel (2D)



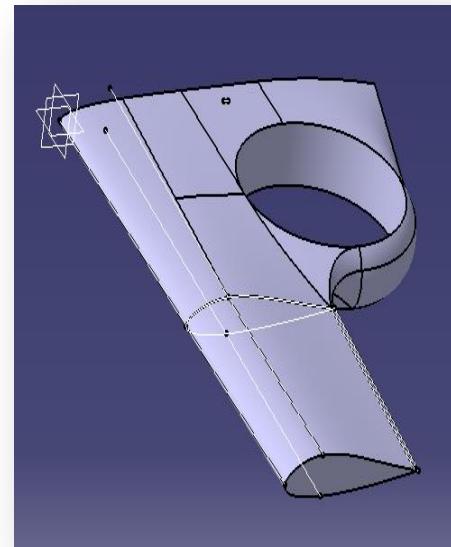
Génération du profil 2D sur Catia V5

III. Réalisation du modèle numérique

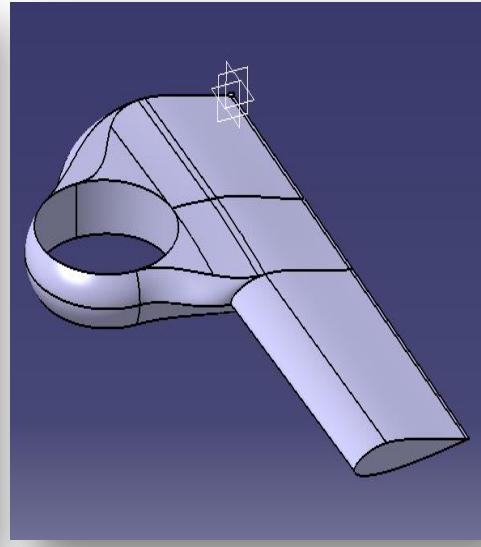
a. Maquette numérique (Catia V5)



Instanciation 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

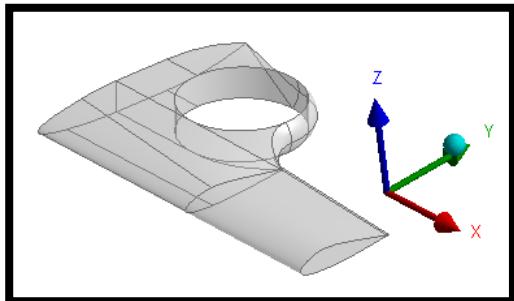
Génération du profil 2D sur Catia V5

Génération de la CAO du profil

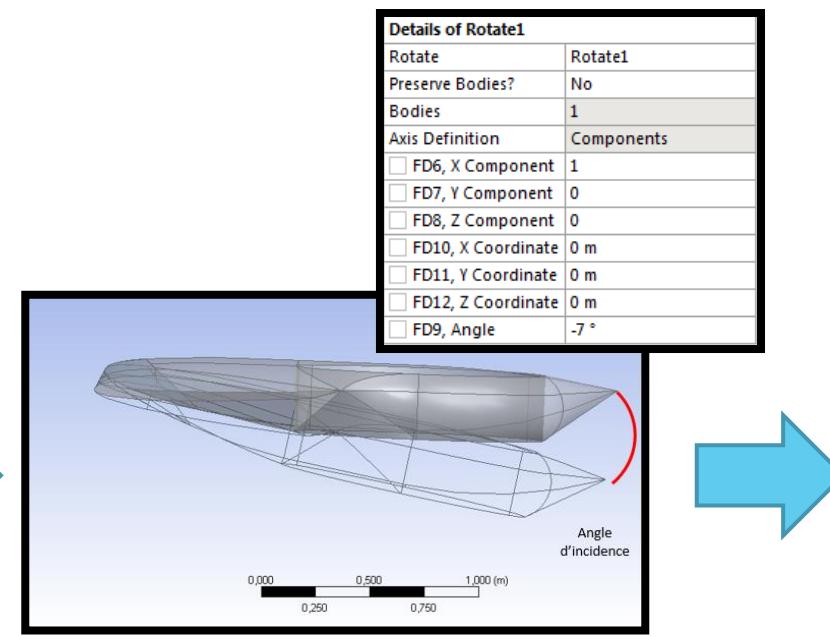
III. Mise en place des modèles numériques

b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

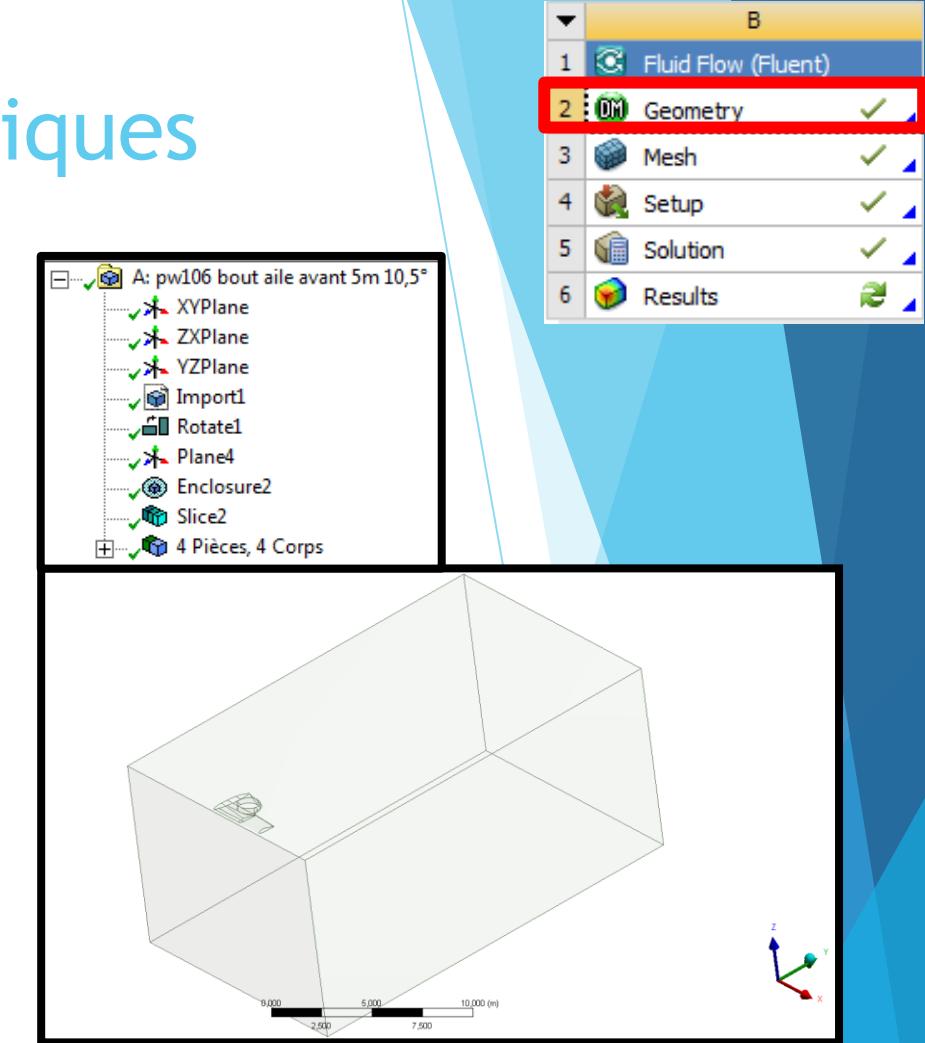
► Modèle géométrique



Importation de la géométrie (STEP)



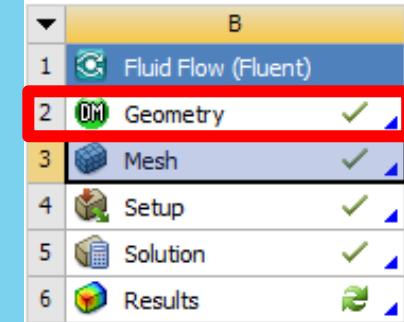
Rotation de l'aile à l'angle voulu



Génération du domaine d'air autour de l'aile

III. Mise en place des modèles numériques

b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)



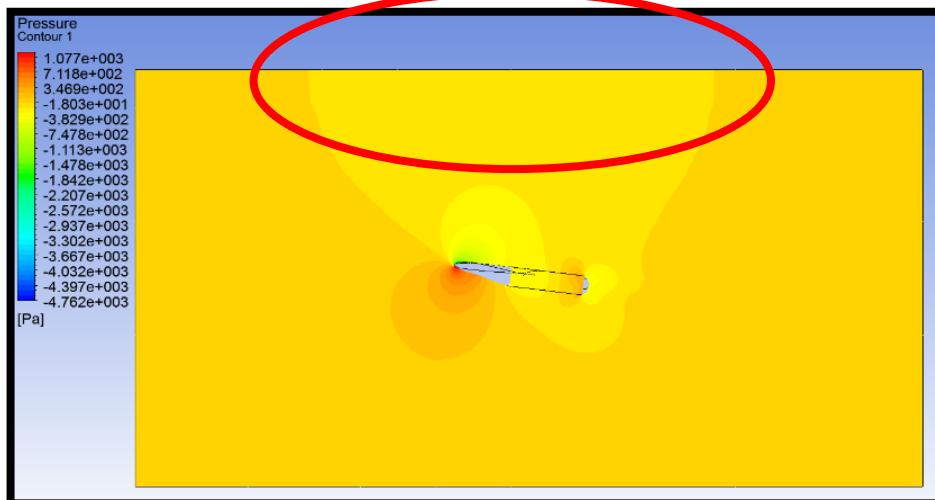
► Modèle géométrique



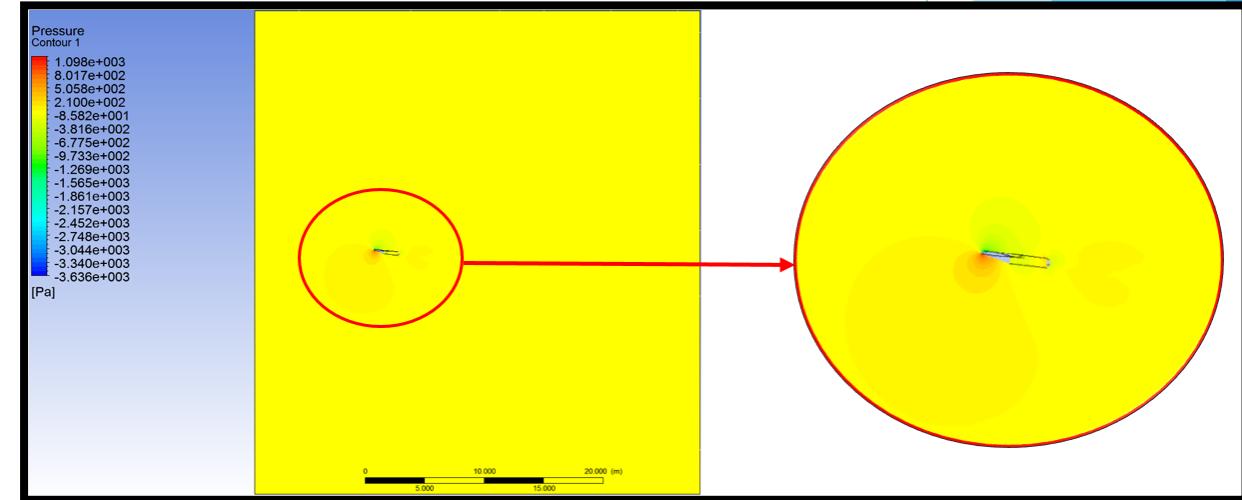
Attention à la définition du domaine

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

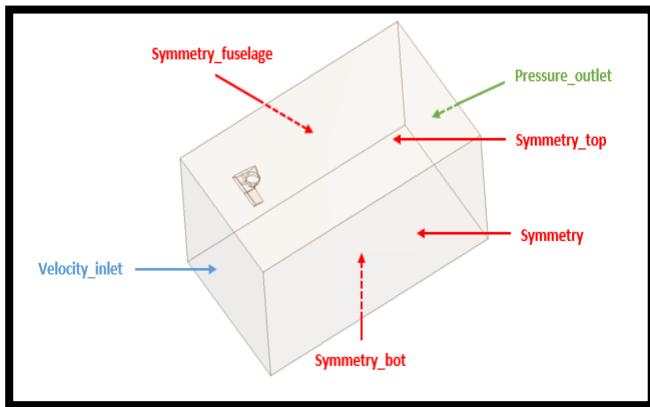


Domaine trop grand
Temps de calculs importants

III. Mise en place des modèles numériques

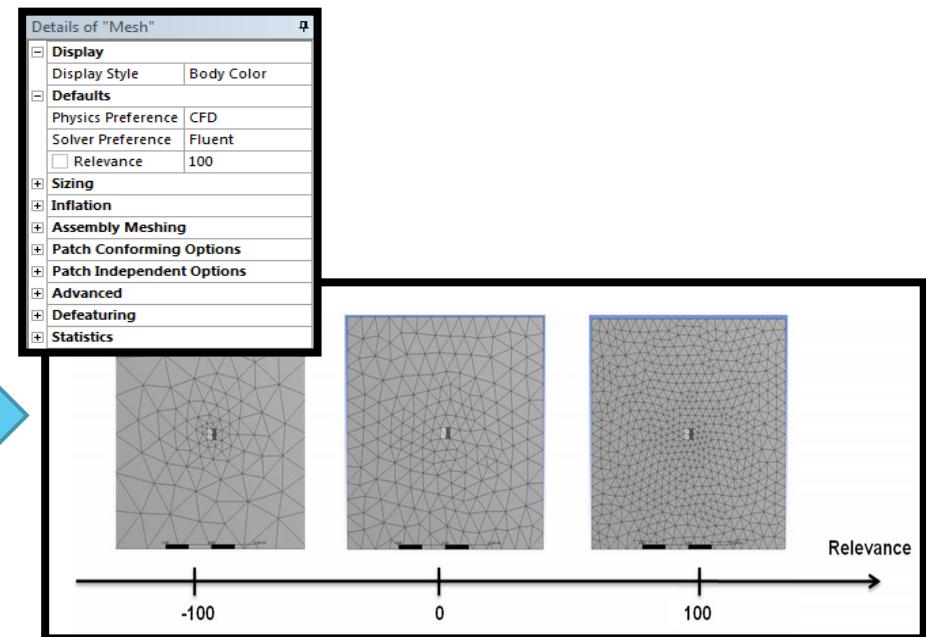
b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

► Maillage



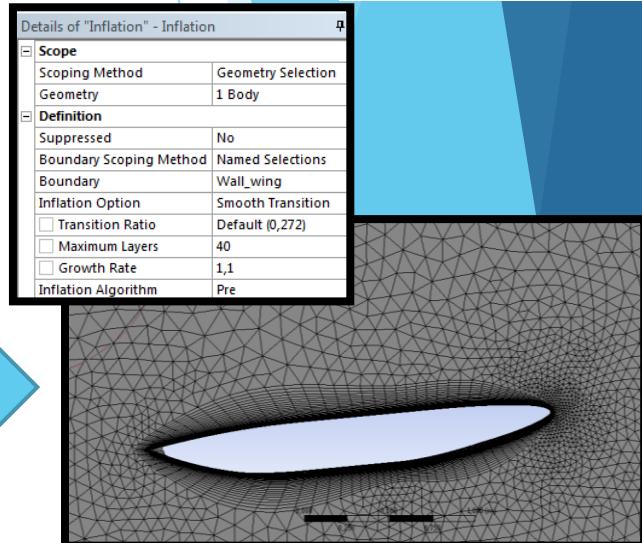
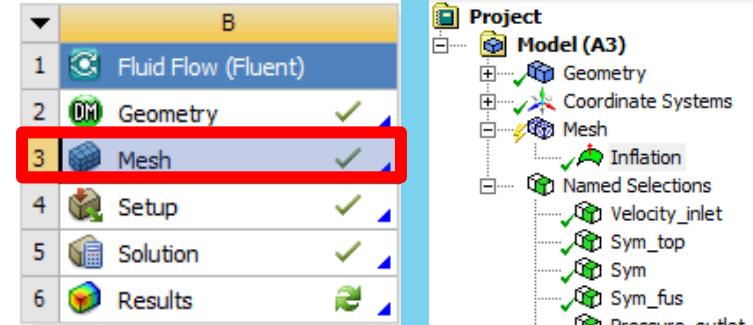
Création des sélections nommées

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)

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

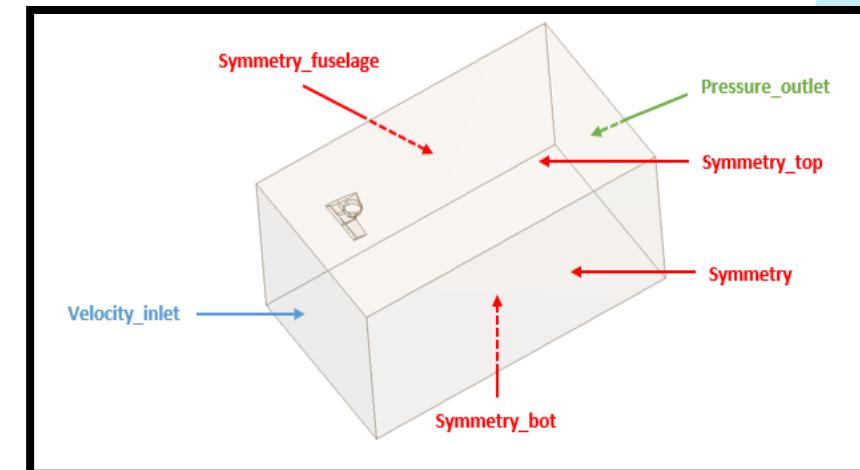
▶ Configuration

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



III. Mise en place des modèles numériques

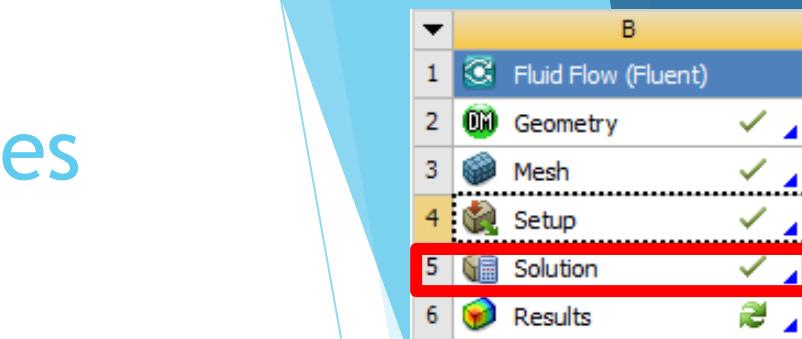
b. Simulations aérodynamiques (Ansys Fluent)

► Solution

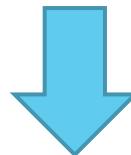
1) Vérification de la validité des résultats



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

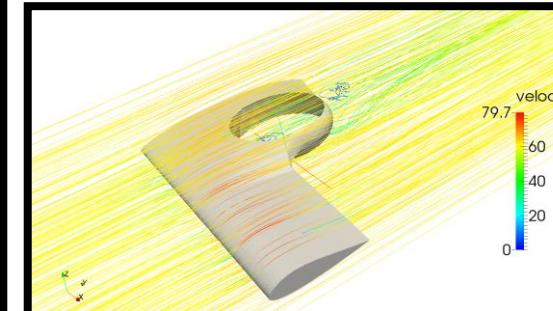
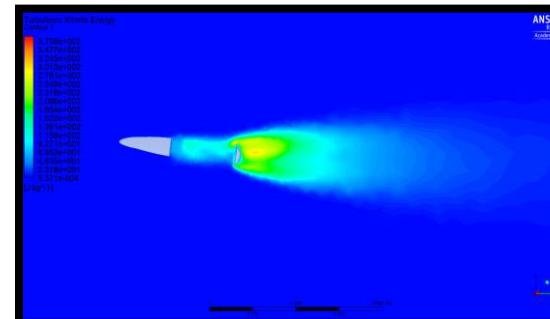


2) Extraction des données sur les forces



Solide	Axe	Force	Coefficient
Forces - Direction Vector wall_wing	(0 0 1) Net	Total 4429.716 4429.716	Coefficients Pressure 1.9441191 Viscous -0.00050554753 Total 1.9436135 -0.00050554753 1.9436135

3) Visualisation des phénomènes sur CFD Post ou Paraview



IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- ▶ Validité des résultats obtenus ?
- ▶ Résultats comparables ?

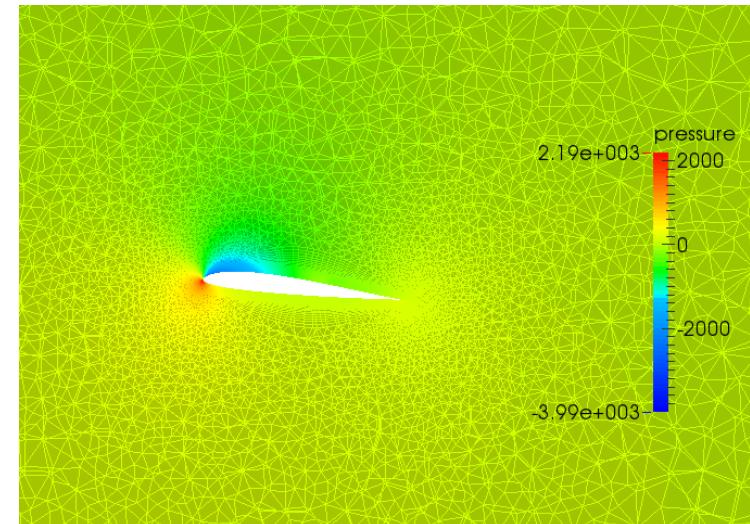
- ▶ Démarche adoptée
 - Choix d'un domaine fluide
 - Comparaison à la théorie

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)

Pression extrémité aile PW51

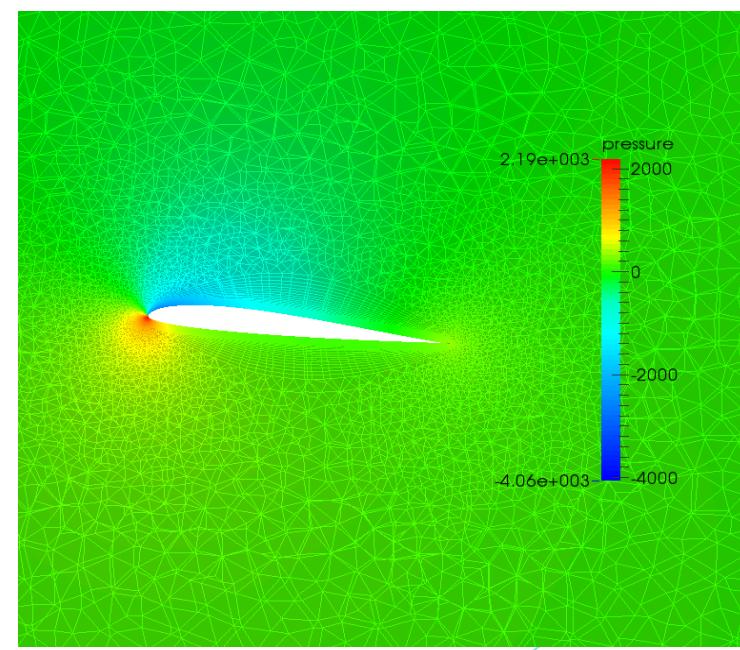
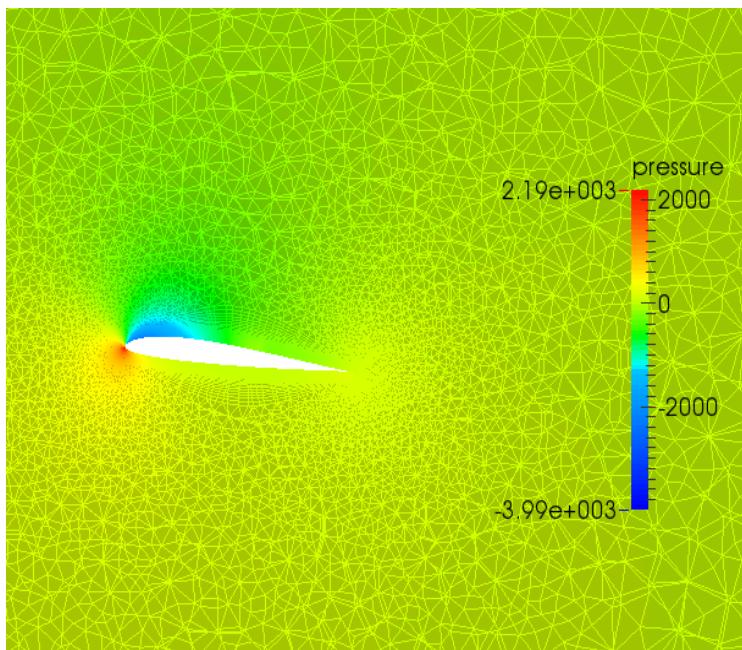


Study of the domain's convergence				
Wing airfoil	PW51			
X component (m)	10			
Y component (m)	4	8	10	12
Z component (m)	4			
Lift of the front wing (N)	1362,98	1365	1367,4	1367,4
Lift of the rear wing (N)	-	2518,54	2524,15	2526,49

IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

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

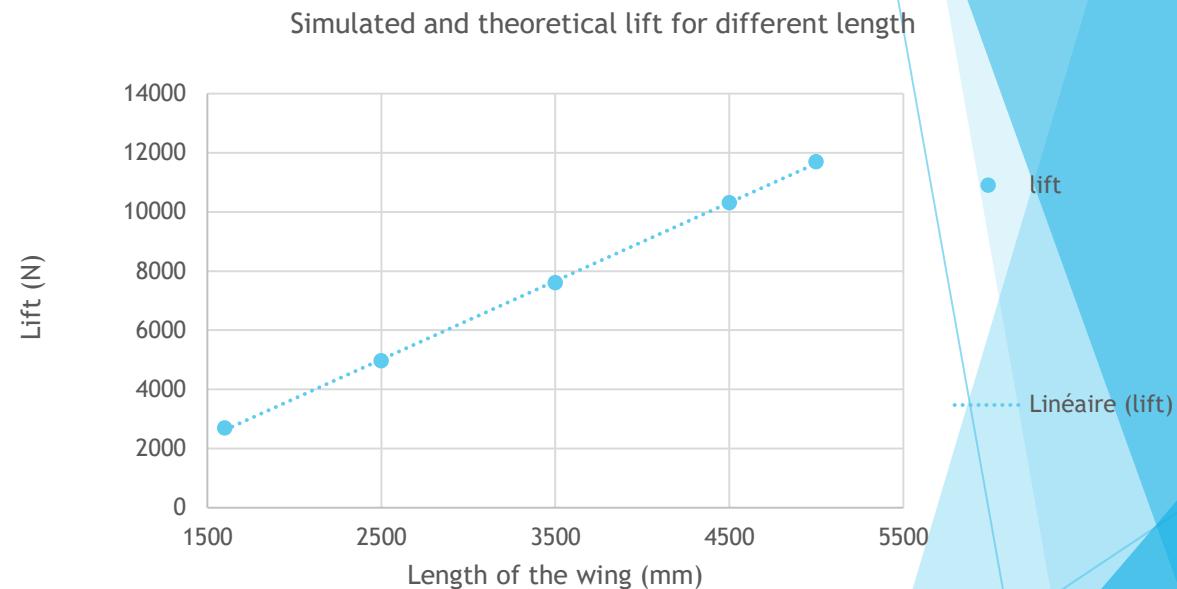
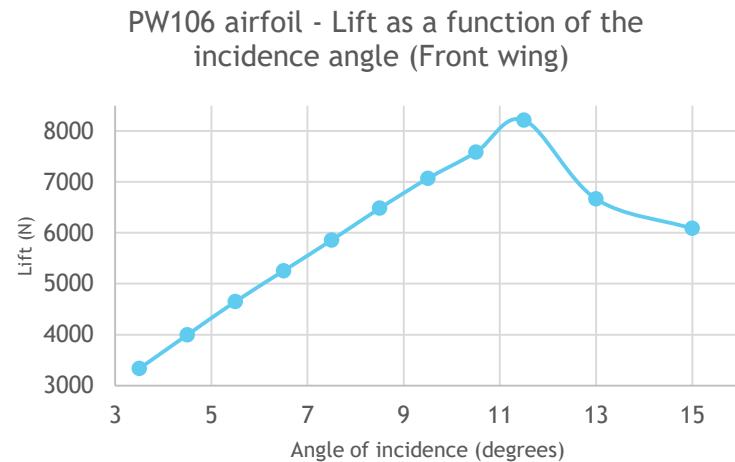


Pression extrémité aile PW51

IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

- ▶ Comparaison à la théorie
- ▶ Influence des paramètres

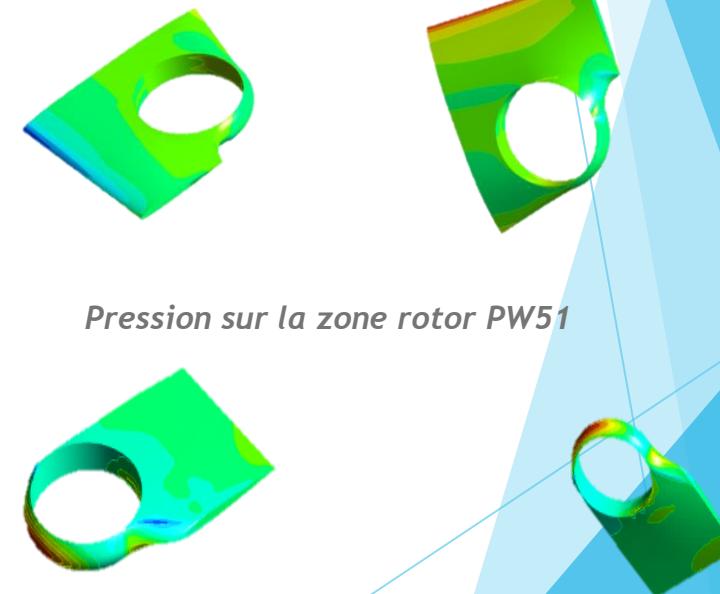


IV. Exploitation des résultats

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 arrière

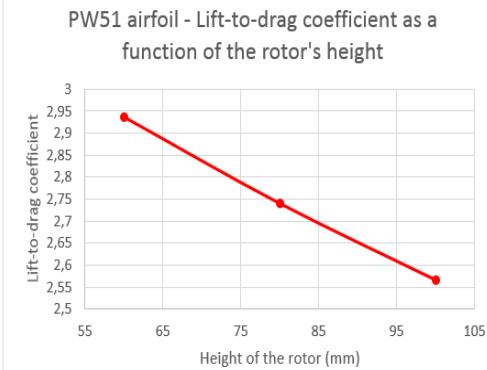
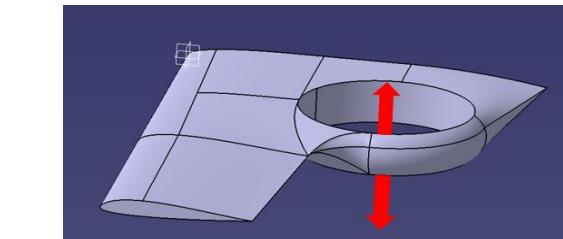
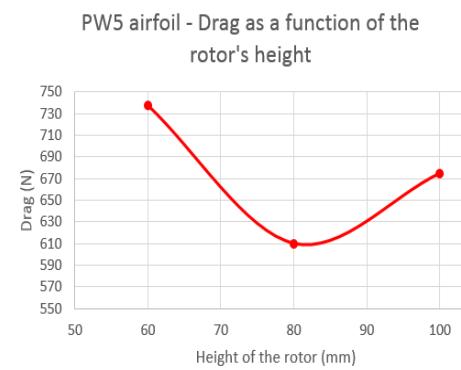
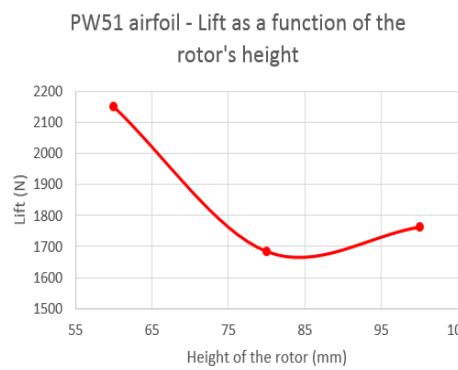
	Vol Taxi	Vol VIP	
Speed (m/s)	28	44	44
Angle of incidence (°)	6,25	6,25	5,75
Relevance	100	100	100
Number of inflation layers	30	30	30
Inflation ratio	1,1	1,1	1,1
Number of iterations	700	700	700
Lift (N)	451,45	745,17	710,67
Lift coefficient	0,94	0,63	0,6
Drag (N)	166,56	330,68	356,45
Drag coefficient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



IV. Exploitation des résultats

a. Premières simulations

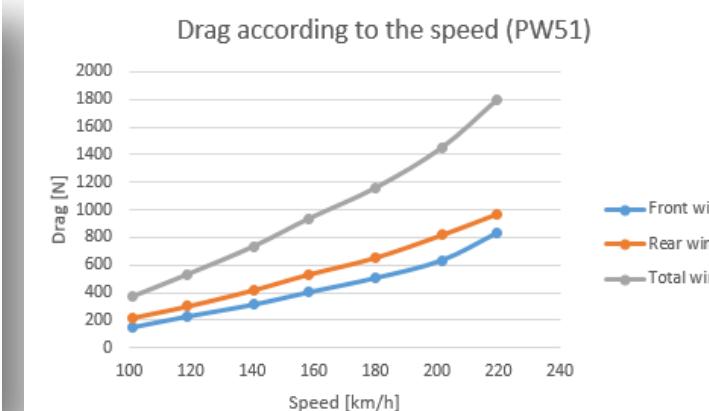
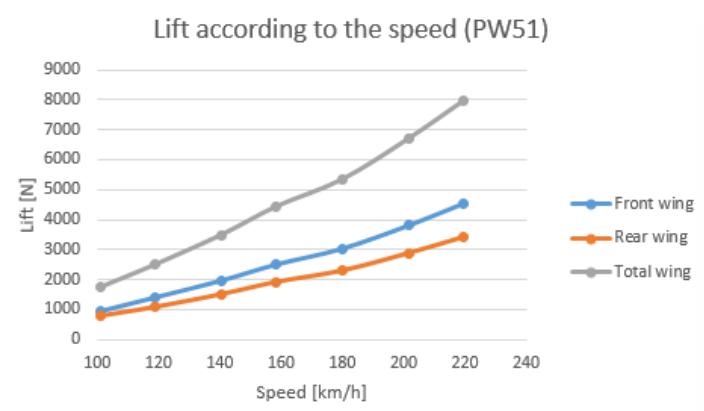
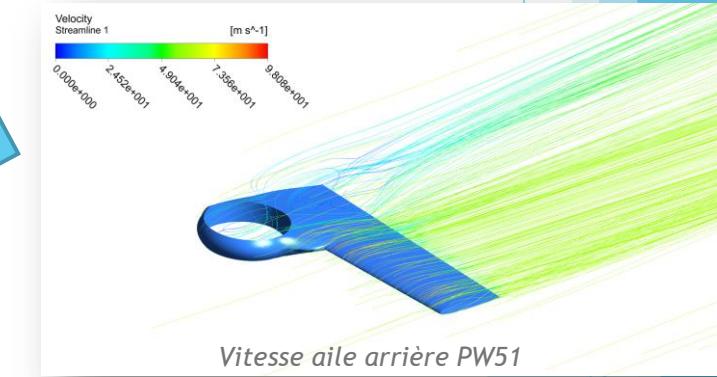
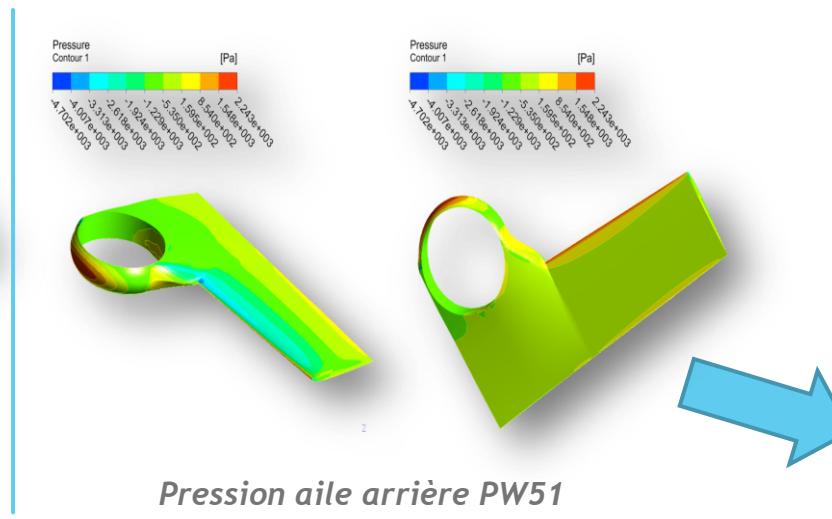
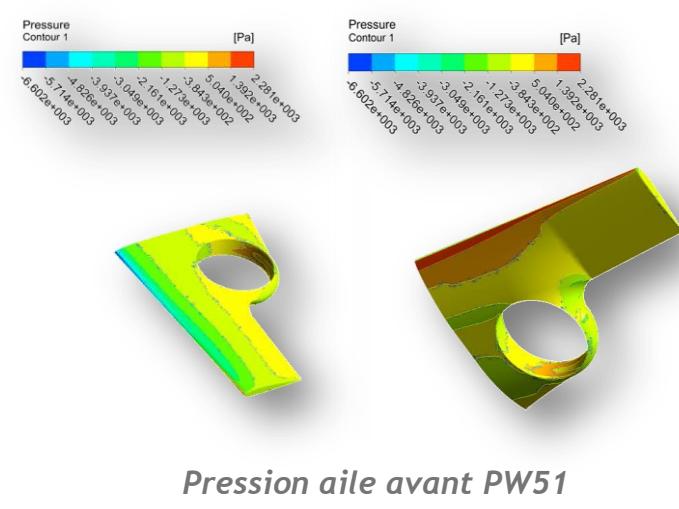
- Influence de la hauteur du rotor sur l'aile avant



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

IV. Exploitation des résultats

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

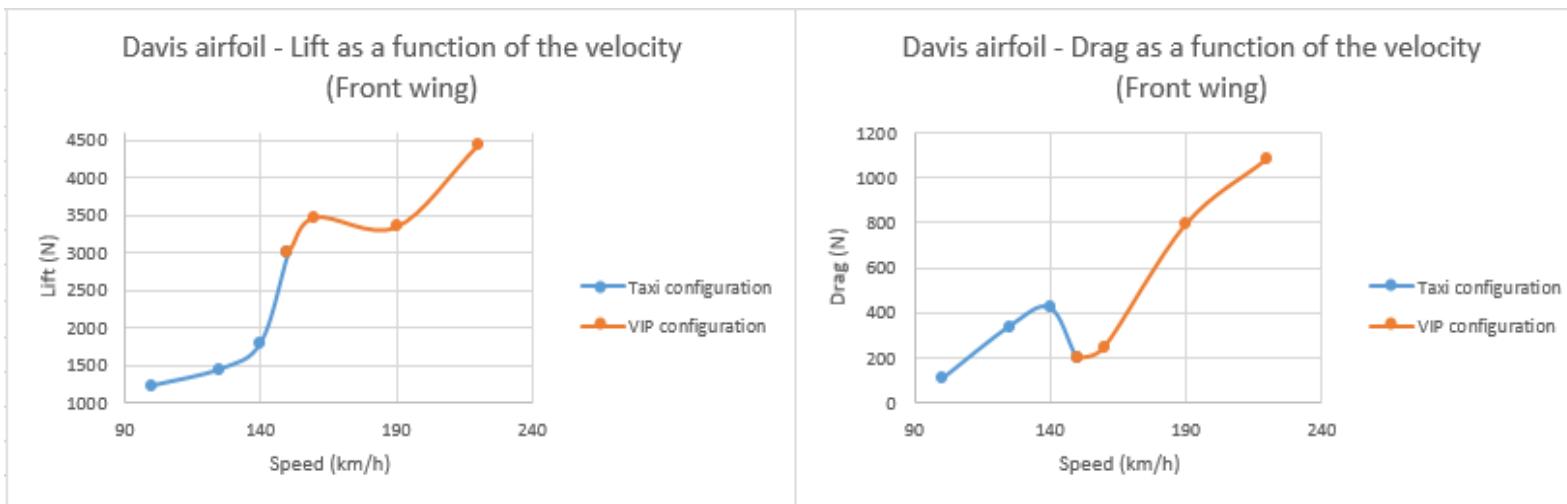


Traînée avant < Traînée arrière
Portance avant > Portance arrière

VI. Mise en place des modèles numériques

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

Paramétrage optimal : angle d'incidence de 7°



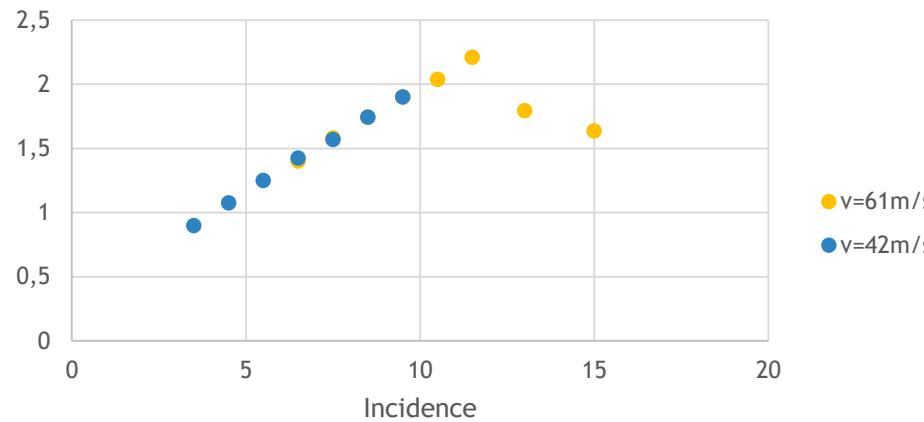
- Portance non suffisante pour la configuration Taxi (en supposant : $F_{portance_AR} = F_{portance_AV}$)
- Tendance étrange des courbes :
 - Portance et trainée proportionnelles à la vitesse au carré -> Théoriquement : courbe sous forme parabolique
 - Sources d'erreurs ? -> changement d'ordinateurs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

VI. Mise en place des modèles numériques

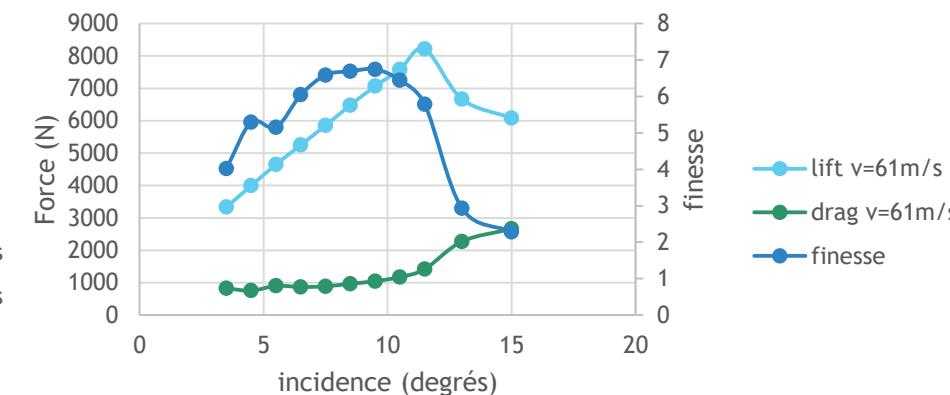
b. Simulation des différents profils d'aile (PW106)

- ▶ Portance et trainée proportionnelles au carré de la vitesse

variation de la portance en fonction de l'incidence



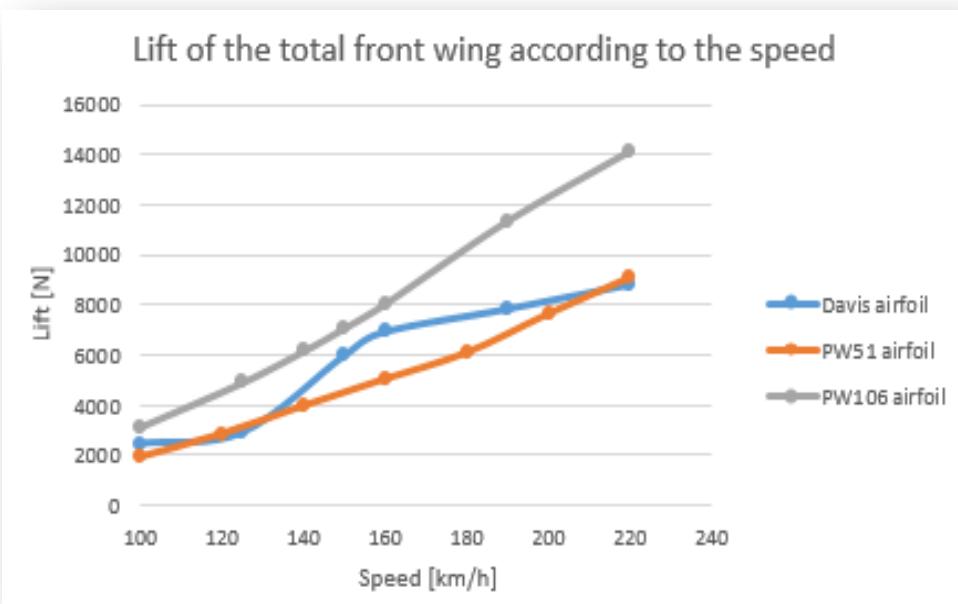
Portance trainée et finesse



- ▶ Portance non suffisante à faible vitesse, intérêt d'une incidence forte ($9^\circ, 10^\circ$)
- ▶ 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

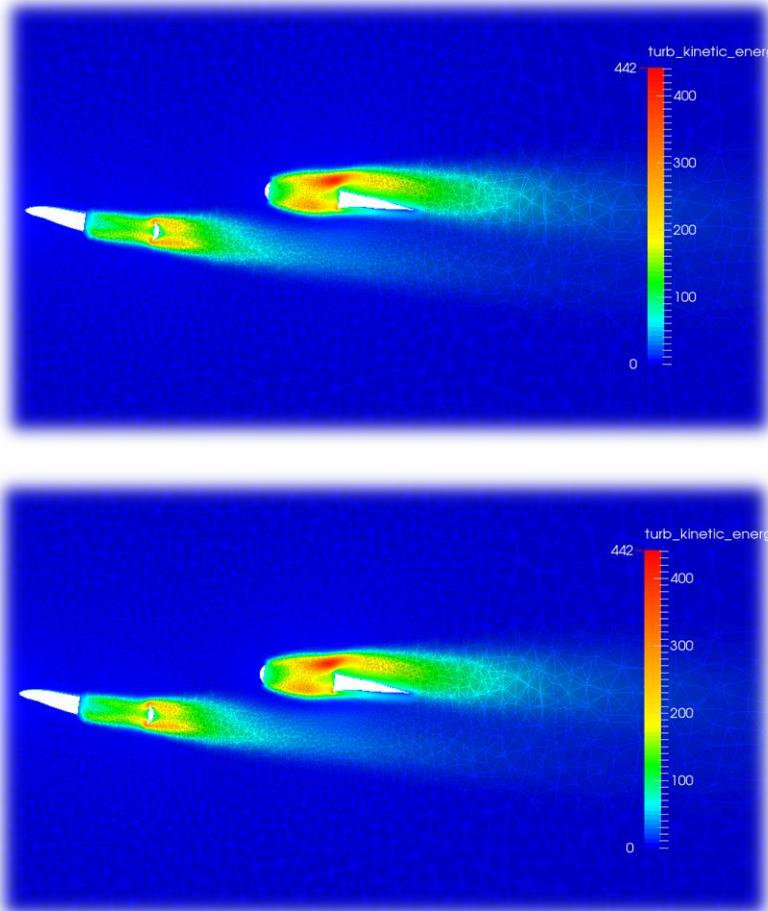
- Vol TAXI → Privilégier la portance →
- Vol VIP → Moins de traînée possible →

Portance en fonction de la vitesse

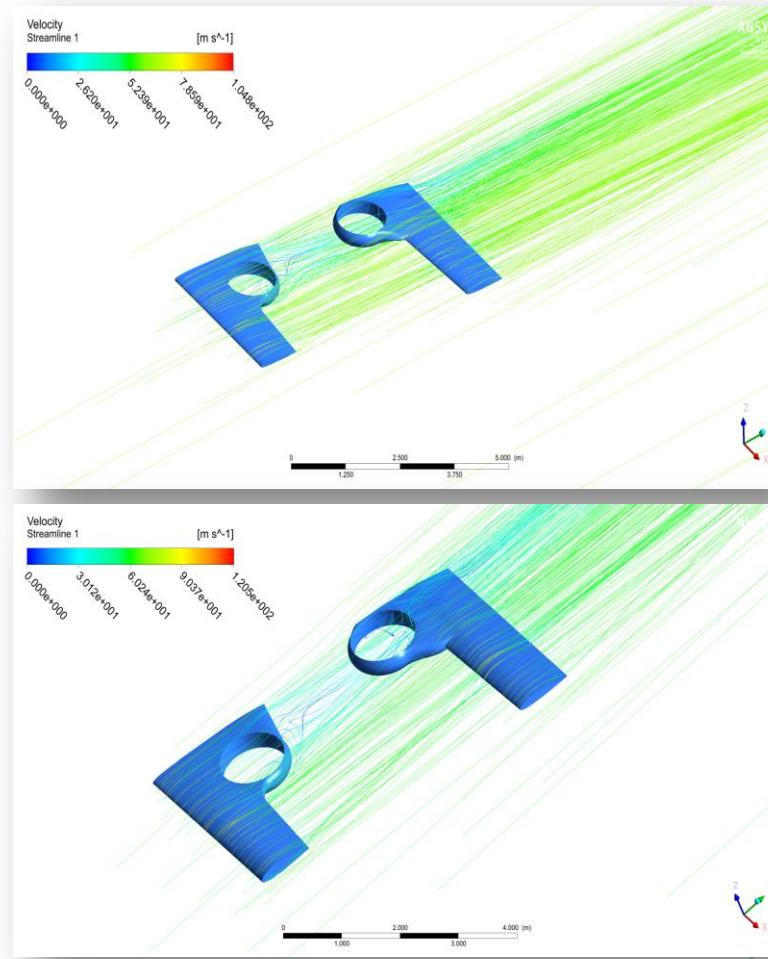
PW 106
PW 51
= 150 km/h
MAIS
<= 200 km/h

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:

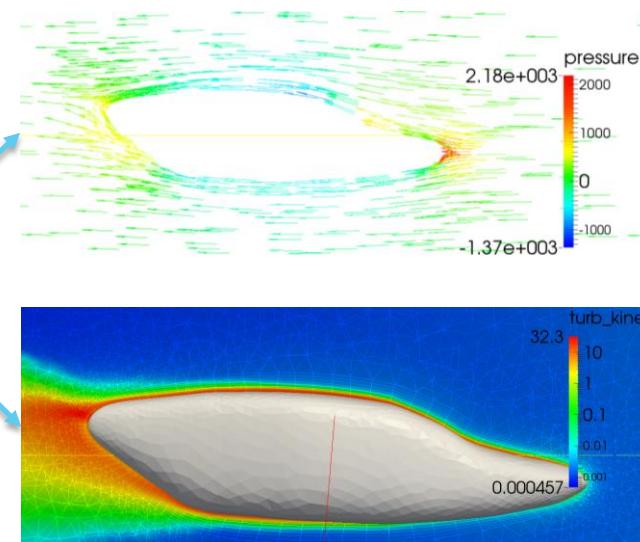
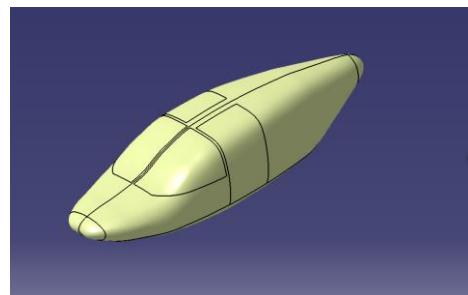
- $V=61\text{m/s}$
- Angle d'incidence = $7,5^\circ$

- **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

Fportance = 379,5N
Ftrainée = -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