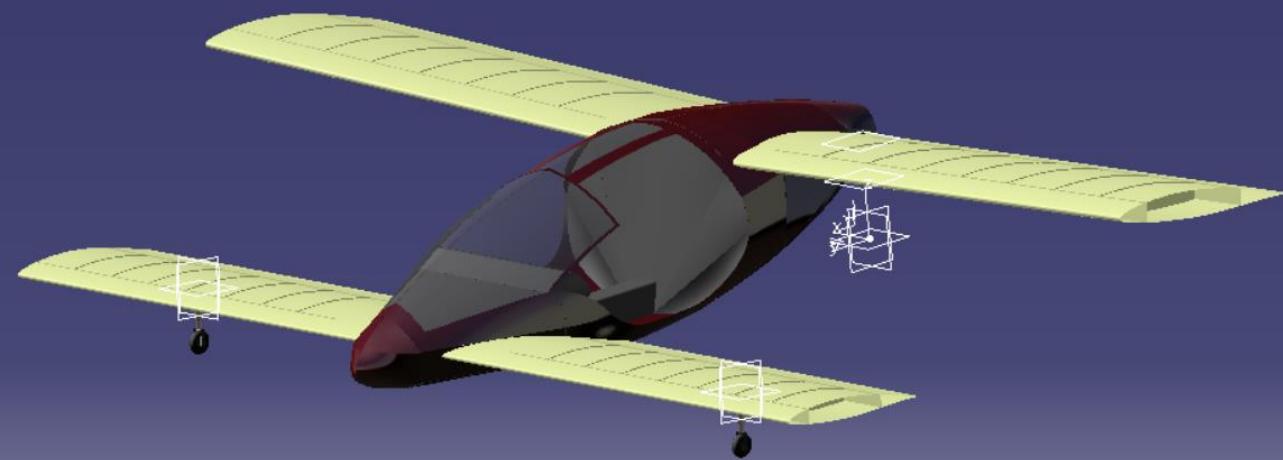


Soutenance de projet

2ème semestre

MINI-BEE VIP

HAWAWINI MAXIMILIEN
ROLDAO STÉPHANE
MICHAUD MAXIME



Sommaire

- ▶ Organisation du projet
- ▶ Contexte de l'étude
- ▶ Méthodologie et conception
- ▶ Résultats et analyses
- ▶ Conclusion et perceptives

I. Organisation du projet

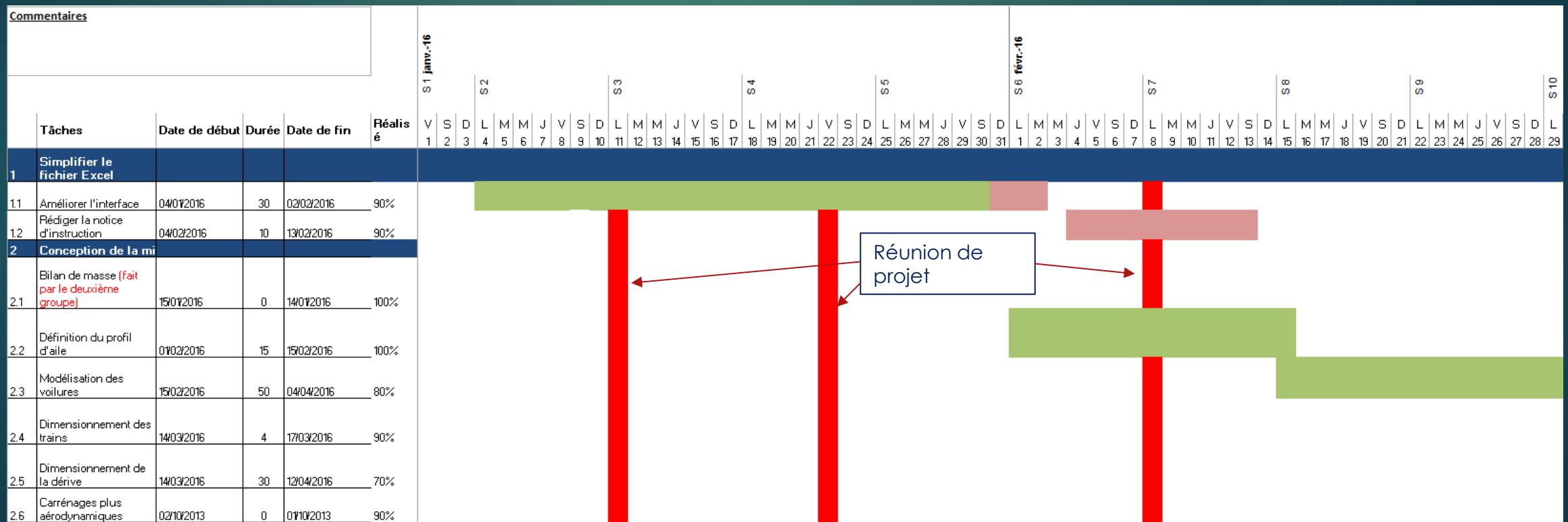
► Les différentes démarches de notre Organisation :

- Etape 1 : Définition des tâches du semestre a effectué
 - 1. Amélioration de l'interface des différent fichiers Excel
 - 2. Choisir le profil d'aile
 - 3. Modéliser les voilures
 - 4. Dimensionnement des trains d'atterrissage
 - 5. Dimensionnement de la dérive
 - 6. Conception d'un carénage plus aérodynamique

I. Organisation du projet

► Les différentes démarches de notre Organisation :

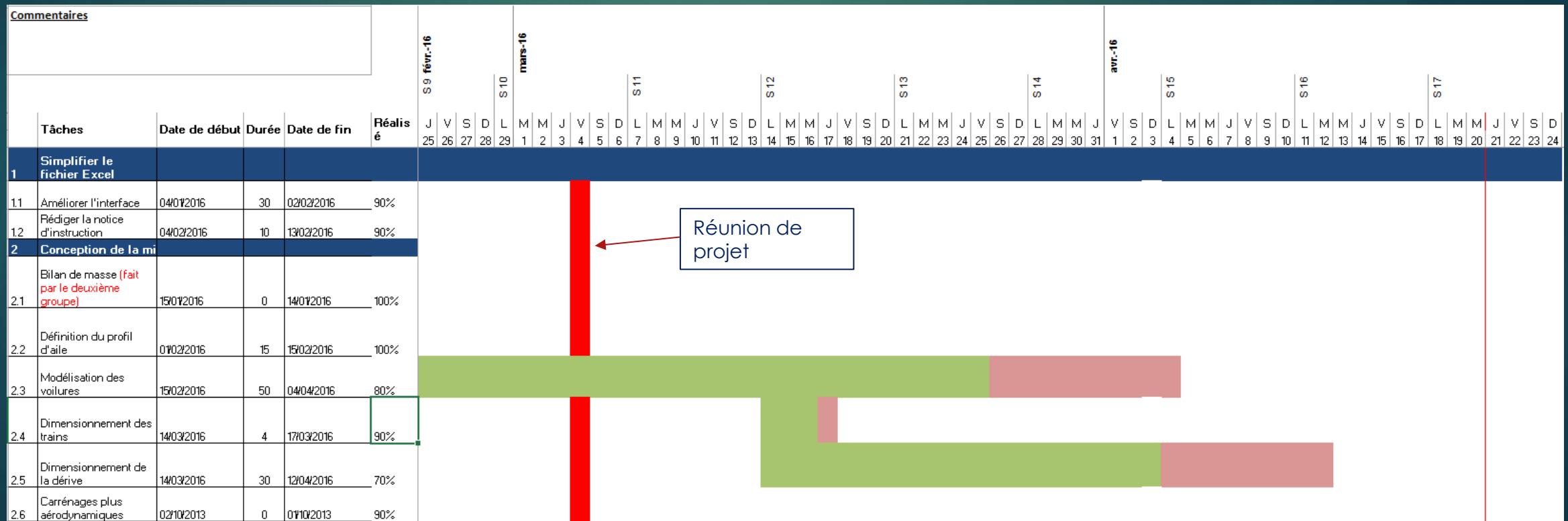
- Etape 2 : Mise en place d'un diagramme de Gantt



I. Organisation du projet

► Les différentes démarches de notre Organisation :

- Etape 2 : Mise en place d'un diagramme de Gantt



II. Contexte de l'étude

La Mini-Bee et les quadcopters



- Ré-apparition de l'idée du transport par quadcopter avec la société chinoise eHang (fin 2015)
- Autonomie faible

II. Contexte de l'étude

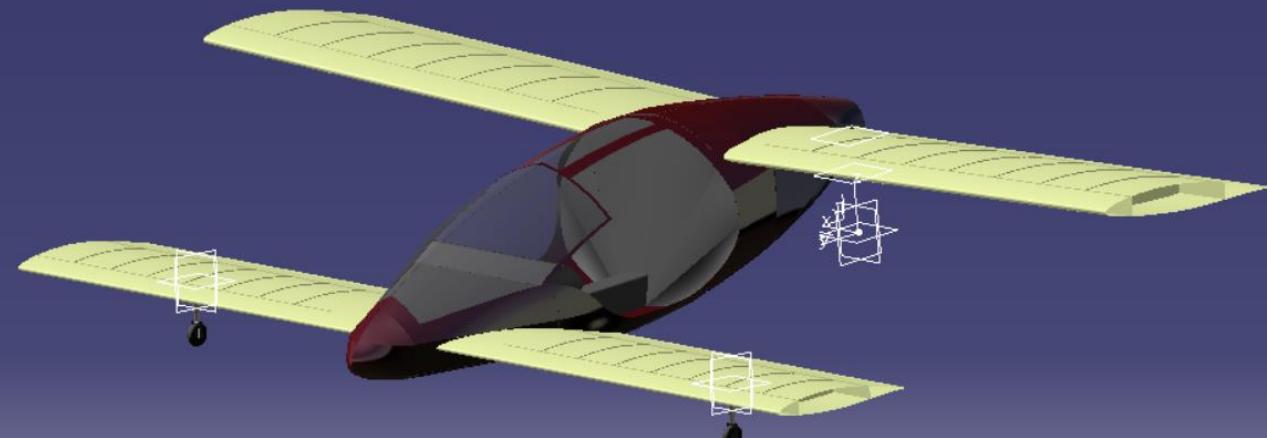
La Mini-Bee et les quadcopters



- Autre projet : le Solotrek « Hybrid Air Car »

II. Contexte de l'étude

La Mini-Bee et les quadcopters



- Un Quadcopter
 - 4 moteurs électriques
 - Vol stationnaire en toute stabilité
- Un Avion
 - Moteur thermique propulsif à l'arrière
 - Ailes portantes
- Possibilité de s'en servir comme « voiture volante »
- Lancement du projet en 2015

II. Contexte de l'étude

La Mini-Bee et les quadcopters



- Autre design :
Polito

II. Contexte de l'étude

La Mini-Bee et les quadcopters



➤ Autre design :
Polito

II. Contexte de l'étude

La Mini-Bee et les quadcopters

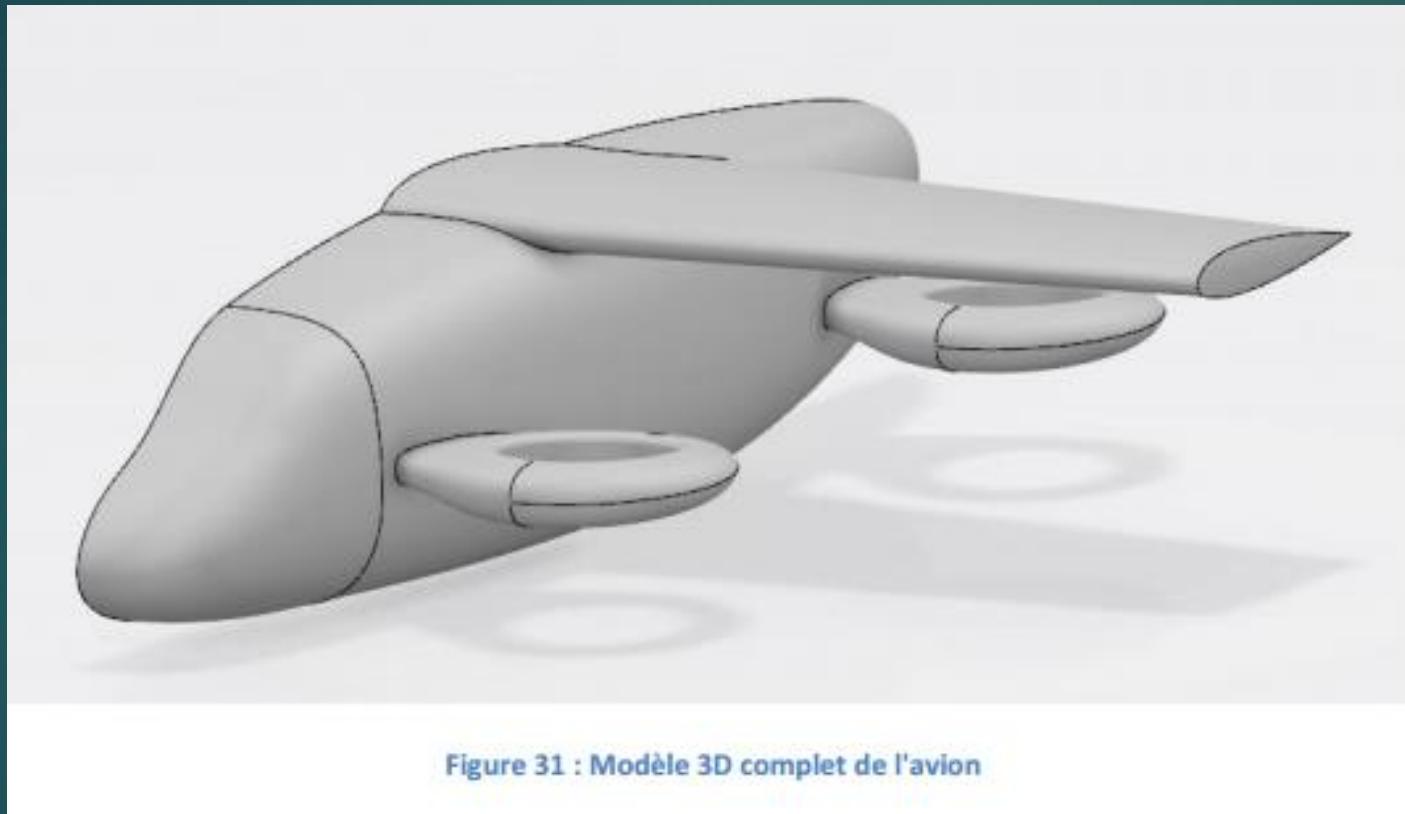


Figure 31 : Modèle 3D complet de l'avion

- Autre design :
Supmeca

III. Méthodologie et conception

12

1. Amélioration de l'interface des différents fichiers Excel

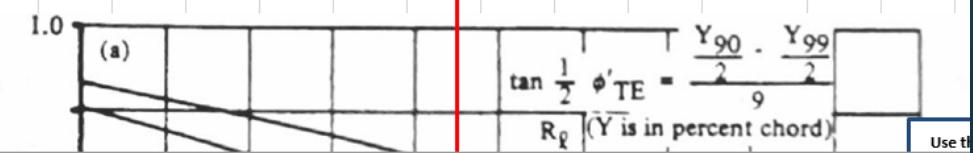
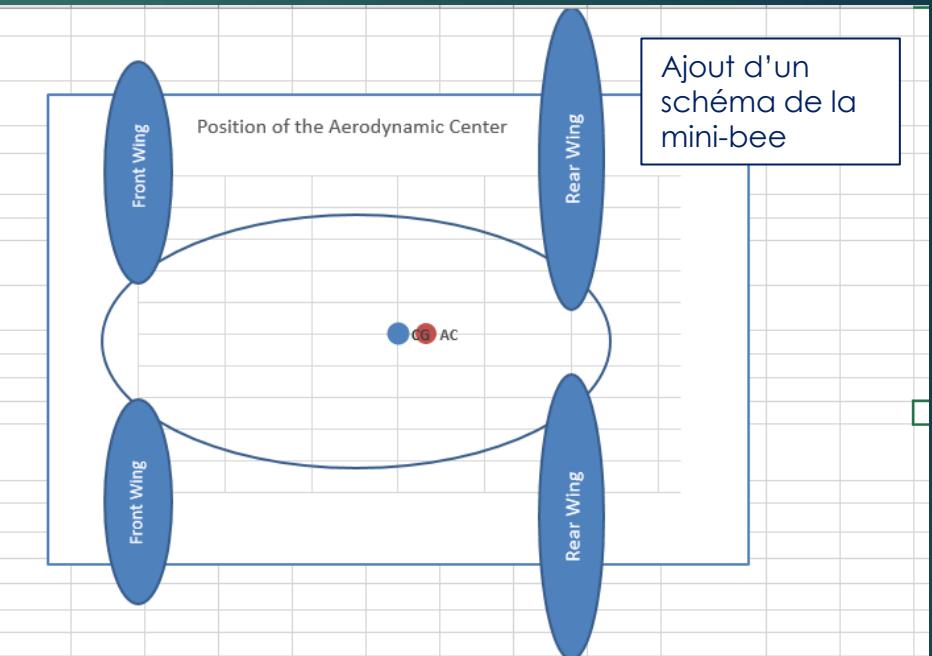
Cases requiring to check or use a graph	Choose the airfoil:	
Changeable values	NACA 65(1)-412	Good symmetry of lift
Non-changeable values	Result: Good	Lift margin: 0%
Aircraft parameters		
Max Take Off Weight MTOW	1400 kg	
Wished position of the Aerodynamic center	2/3	Between 0 and 1 - AC must be behind the CG
Actual position of the Aerodynamic center	2/3	Between 0 and 1
Position of the CG	3/5	
Atmospheric parameters		
Altitude z	0 km	Valid until 10km
Pressure P	101300 Pa	
Temperature T	288 °K	
Speed of sound a	340 m/s	
Air density ρ	1,23 kg/m³	
General flight parameters		
Speed V	180 km/h	
In m/s	50,0 m/s	
Flight parameters		
Effective speed Veff	50,0 m/s	
Log10 of Reynolds number	7	
Wing geometry		
a	2,8 m	
b	1,15 m	
Dihedral Ψ	0 deg	
Wing sweep φ	0 deg	
Incidence α	5,1 deg	(max is approx. 15deg)
Area Sref	3,22 m²	
Aspect Ratio λ	2	

Possibilité de choisir le profil d'aile à étudier

Ajout d'un indicateur de conformité de dimension des ailes

Un fichier par altitude de vol

Code couleur et réduction du nombre de paramètre à entrer



III. Méthodologie et conception

13

2. Choix du profil d'aile

Requirement		NACA 23018	NACA 65 ₂ -415	NACA 64 ₂ -415	NACA 65 ₁ -412
Highest maximum lift coefficient	30%	4	5	5	5
proper ideal lift coefficient	25%	4	4	4	4
Lower minimum drag coefficient	25%	3	5	4	5
highest lift-to-drag ratio	10%	2	3	3	4
lowest Cmo	5%	2	3	3	4
Stall quality	5%	2	4	4	3
	1	3,35	4,4	4,15	4,5

Table 12 - Matrix of choice for different profiles



1= inappropriate
5= preferable

Choix du profil d'aile selon Supméca

III. Méthodologie et conception

14

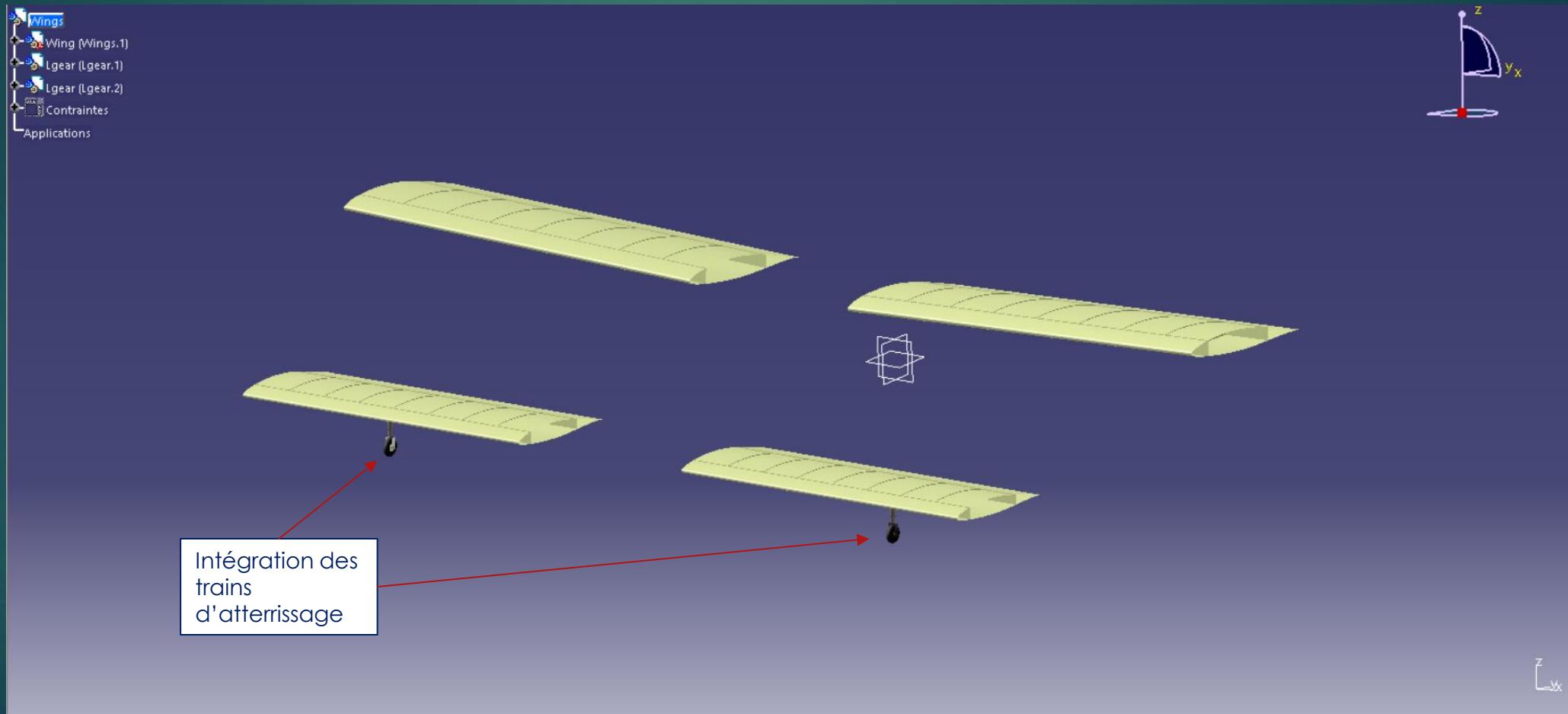
3. Modéliser les voitures

1. SET THE WING GEOMETRY AND POSITION - FRONT WINGS		1. SET THE WING GEOMETRY AND POSITION - REAR WINGS	
Wing Span	2,8 m	Wing Span	3,5 m
Chord	1,15 m	Chord	1,5 m
Dihedral	0 deg	Dihedral	2 deg
Wing Sweep	0 deg	Wing Sweep	0 deg
Incidence	5,1 deg	Incidence	7,1 deg
Space between wings	1,405 m	Space between wings	1,6003 m
Front wings position from 0	-3,74 m	Front wings position from 0	-0,939 m
Front wings height	0,199345 m	Rear wings height	0,9 m
2. CHOSE THE CORRECT AIRFOIL			
NACA 63(3) - 618			
NACA 65(1) - 412			
UA(2) - 180 Smoothed Ultralight			

III. Méthodologie et conception

15

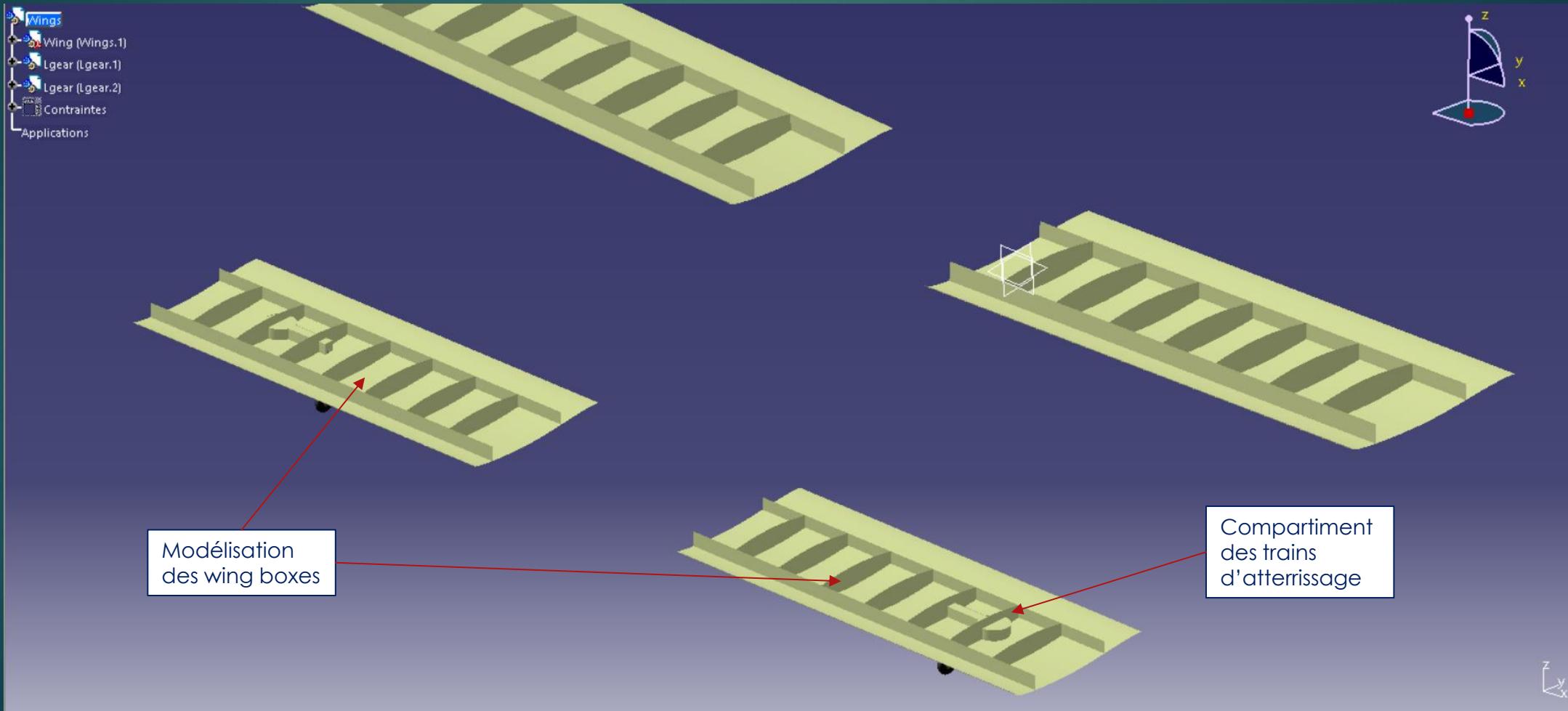
3. Modéliser les voitures



III. Méthodologie et conception

16

3. Modéliser les voitures



III. Méthodologie et conception

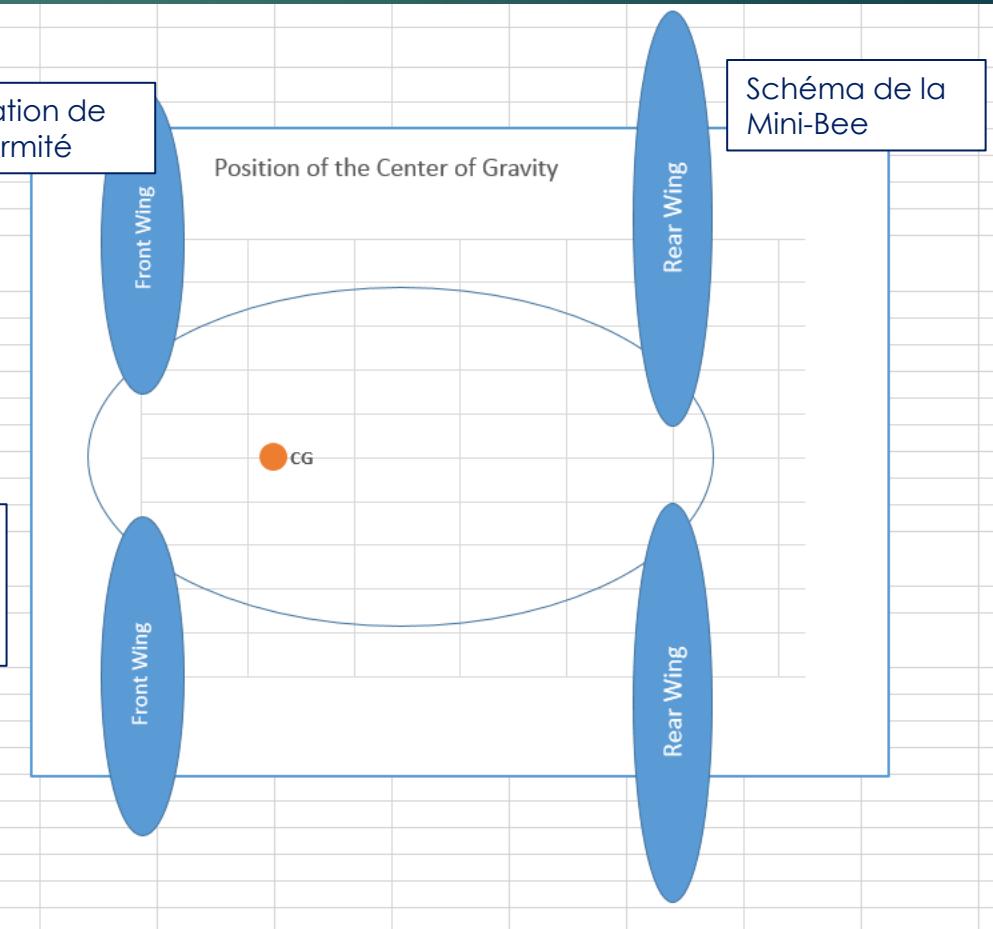
17

4. Dimensionnement des trains d'atterrisseage

Landing Gears Sizing		Status
		Good
Bee's Properties		
Bee's weight	1400	kg
Position of the CG	1/4	
Force acting on each Wing F	5150,25	N
Wing's Property		
Front wings thickness	0,1381	m
Wing's Inertia	0,843	m^4
Normal strength	717,2	Pa
Landing Gear's Properties		
Landing gear's position xt	1,7	m
Landing gear's length L	400	mm
Landing gear's equivalent length l0	800	mm
Landing gear's diameter D	55	mm
Landing gear's moment of area I	449180	mm^4
Young's modulus E	69000	MPa
Euler's critical Force Fcrit	477958	N
Maximal G-Factor n	93	

Euler pour déterminer la charge critique du train

$$F = \frac{\pi^2 EI}{l_k^2}$$



III. Méthodologie et conception

5. Dimensionnement de la dérive

Pour dimensionner la dérive nous utilisons la formule suivante :

$$S_v = \frac{V_v \cdot S_{ref} \cdot B}{I_{opt}}$$

- S_v = surface de la dérive
- V_v = Volume de la dérive à déterminer d'après le type d'avion
- S_{ref} = Surface de référence des ailes
- B = envergure totale de l'avion
- I_{opt} = distance entre la dérive et le centre de gravité G

III. Méthodologie et conception

5. Dimensionnement de la dérive

Pour choisir le Vv on utilise les références suivantes :

Type d'avion	Coefficient de volume du plan vertical Vv
Glider and motor glider	0,03
Home-built	0,04
GA-single prop-driven engine	0,04
GA-twin prop-driven engine	0,07
GA with canard	0,05
Agricultural	0,04
Twin turboprop	0,08
Jet trainer	0,06
Fighter aircraft	0,07
Bomber/military transport	0,08
Jet Transport	0,09

Notre avion est de type : Glider/ motor Glider. Ainsi notre Vv est de 0,03

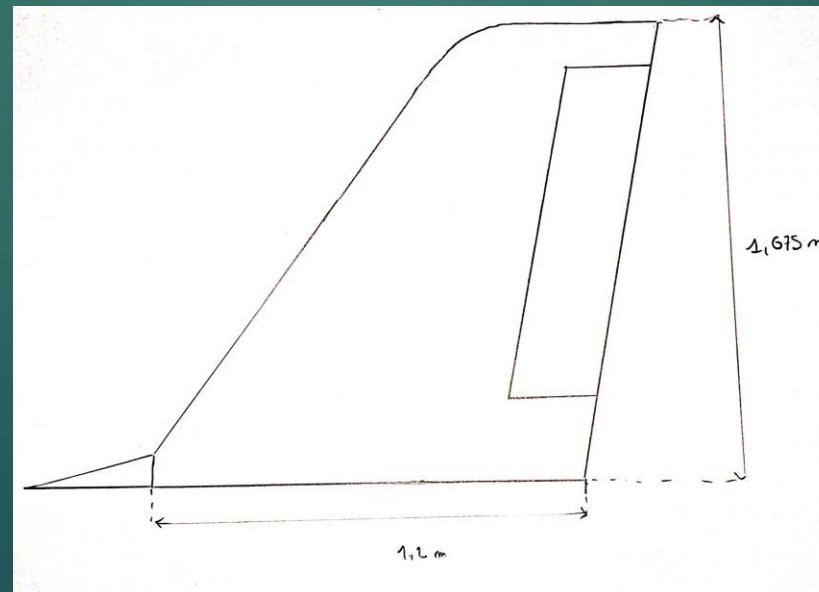
III. Méthodologie et conception

5. Dimensionnement de la dérive

On obtient après calcul une surface de dérive :

$$Sv = 2,01 \text{ } m^2$$

On propose alors un dessin conventionnel de cette dérive :



III. Méthodologie et conception

6. Conception d'un carénage plus aérodynamique

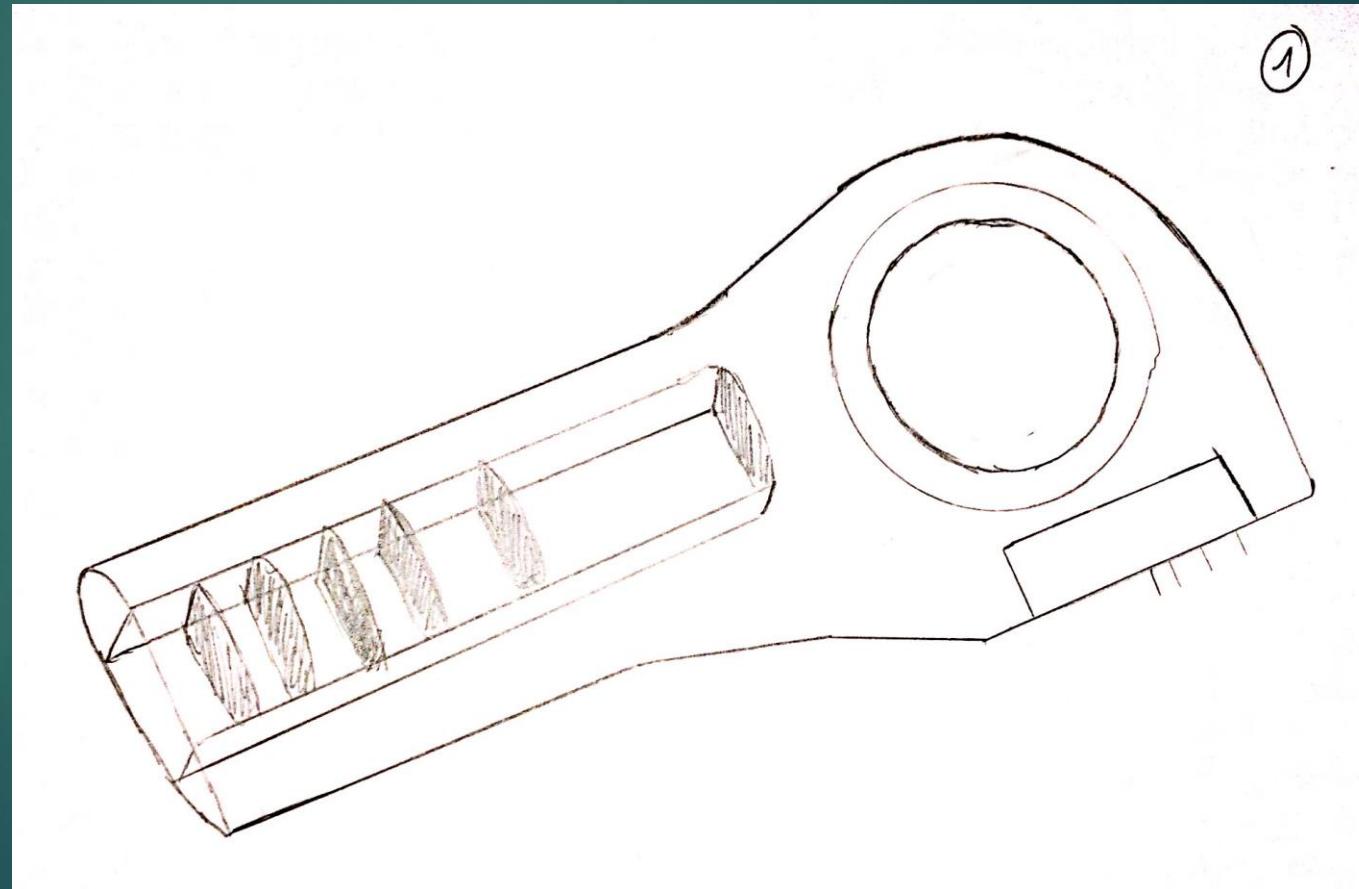
Pour l'architecture du carénage, nous sommes partis d'un concept où l'aérodynamisme est le plus important :

- l'ensemble du carénage est incorporé dans le profil de l'aile et s'inscrit dans la continuité de celle-ci.
- Les surfaces mobiles sont situées au bout de l'aile et font partie de l'ensemble du système de carénage.

III. Méthodologie et conception

6. Conception d'un carénage plus aérodynamique

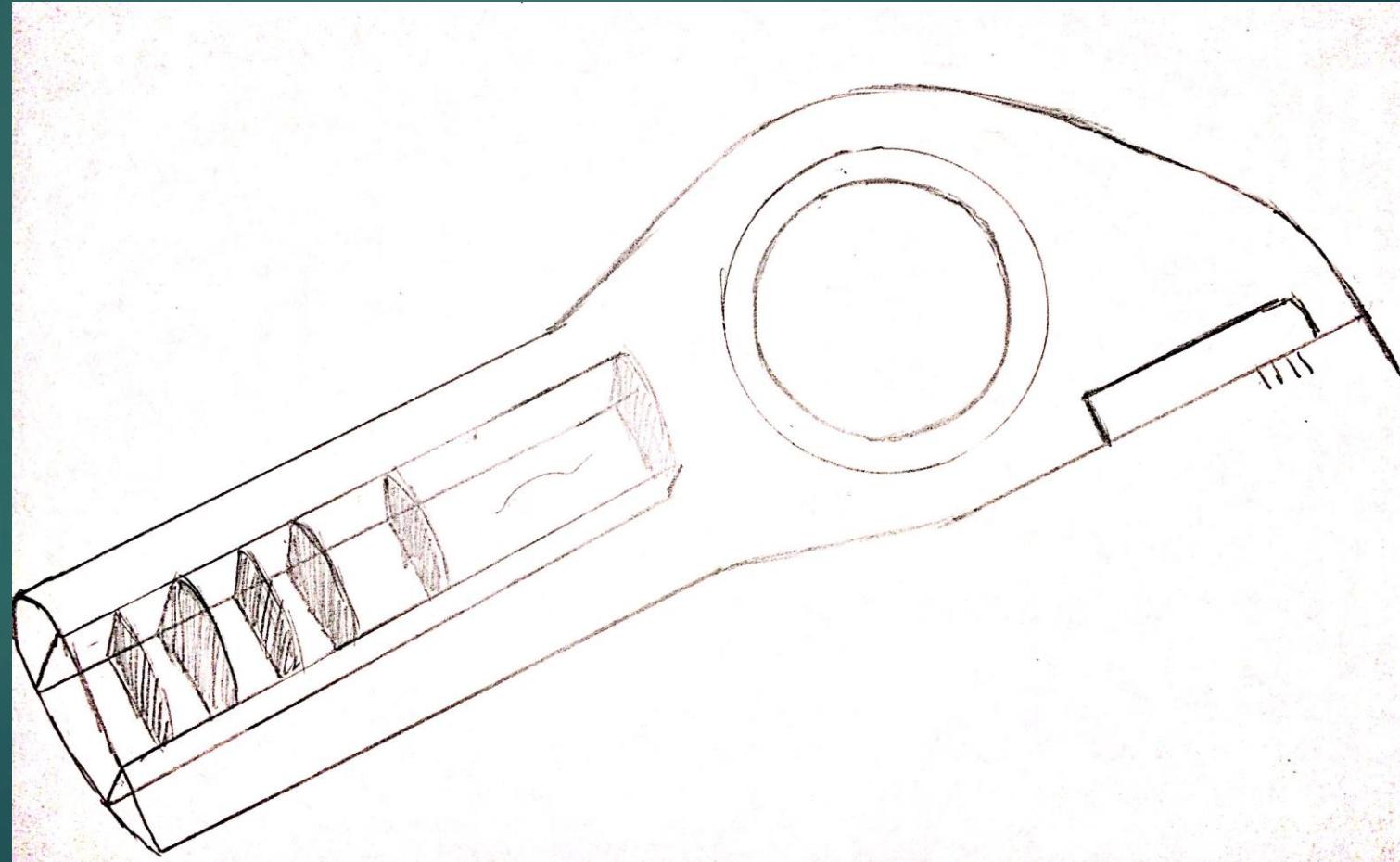
Version 1 :



III. Méthodologie et conception

6. Conception d'un carénage plus aérodynamique

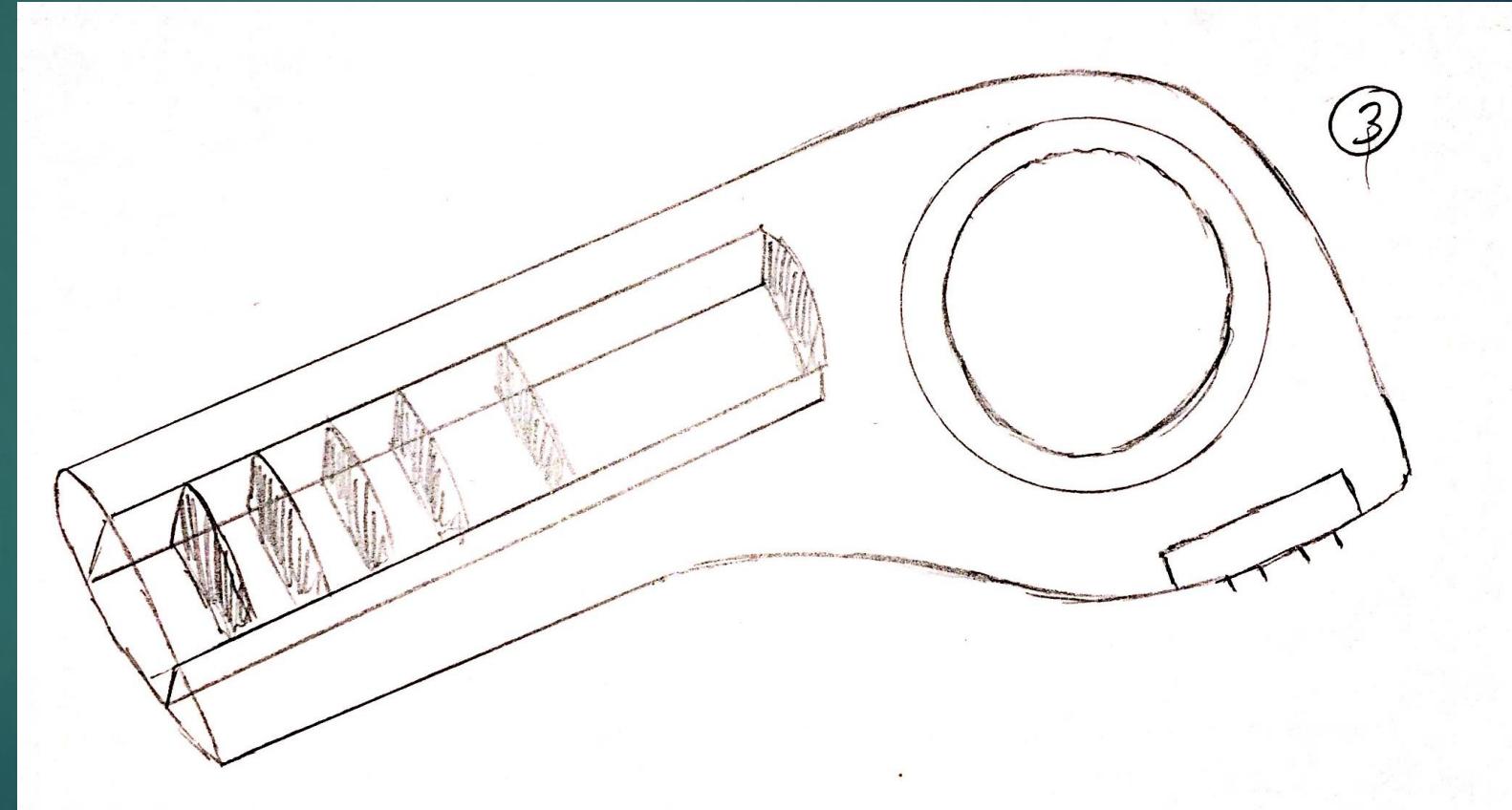
Version 2 :



III. Méthodologie et conception

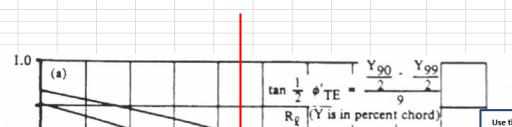
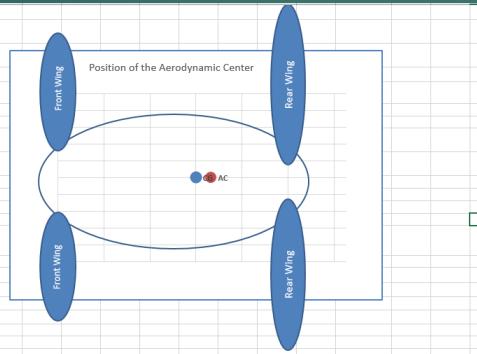
6. Conception d'un carénage plus aérodynamique

Version 3 :



Récapitulation des Résultats et analyse

Cases requiring to check or use a graph	Choose the airfoil: NACA 65(1)-412
Changeable values	Result: Good Lift margin: 0%
Non-changeable values	Good symmetry of lift
Aircraft parameters	
Max Take Off weight at TOW	1400 kg
Wished position of the Aerodynamic center	2/3
Actual position of the Aerodynamic center	2/3
Position of the CG	3/5
Between 0 and 1	
Atmospheric parameters	
Altitude z	0 km
Pressure P	101300 Pa
Temperature T	288 K
Speed of sound a	340 m/s
Air density rho	1,23 [kg/m³]
General flight parameters	
Speed V	180 km/h
in m/s	50,0 [m/s]
Flight parameters	
Effective speed Veff	50,0 [m/s]
log10 of Reynolds number	7
Wing geometry	
a	2,8 m
b	1,15 m
Dihedral W	0 deg
Wing sweep ip	0 deg
Incidence d	5,1 deg
Area Sref	3,22 m²
Aspect Ratio lambda	2
(max is approx 15deg)	



2 fichiers de dimensionnement

1 fichier d'importation Excel - Catia

Landing Gears Sizing	Status
	Good
Bee's Properties	
Bee's weight	1400 kg
Position of the CG	1/4
Force acting on each Wing F	5150,25 N
Wing's Property	
Front wings thickness	0,1381 m
Wing's inertia	0,843 m⁴
Normal strength	717,2 Pa
Landing Gear's Properties	
Landing gear's position xt	1,7 m
Landing gear's length l	400 mm
Landing gear's equivalent length l0	800 mm
Landing gear's diameter D	55 mm
Landing gear's moment of area I	449180 mm⁴
Young's modulus E	69000 MPa
Euler's critical Force Fcrit	477958 N
Maximal G-Factor n	93

Given by CATIA (Euler Mode I)

1. SET THE WING GEOMETRY AND POSITION - FRONT WINGS

Wing Span	2,8 m
Chord	1,15 m
Dihedral	0 deg
Wing Sweep	0 deg
Incidence	5,1 deg
Space between wings	1,405 m
Front wings position from 0	-3,74 m
Front wings height	0,199345 m

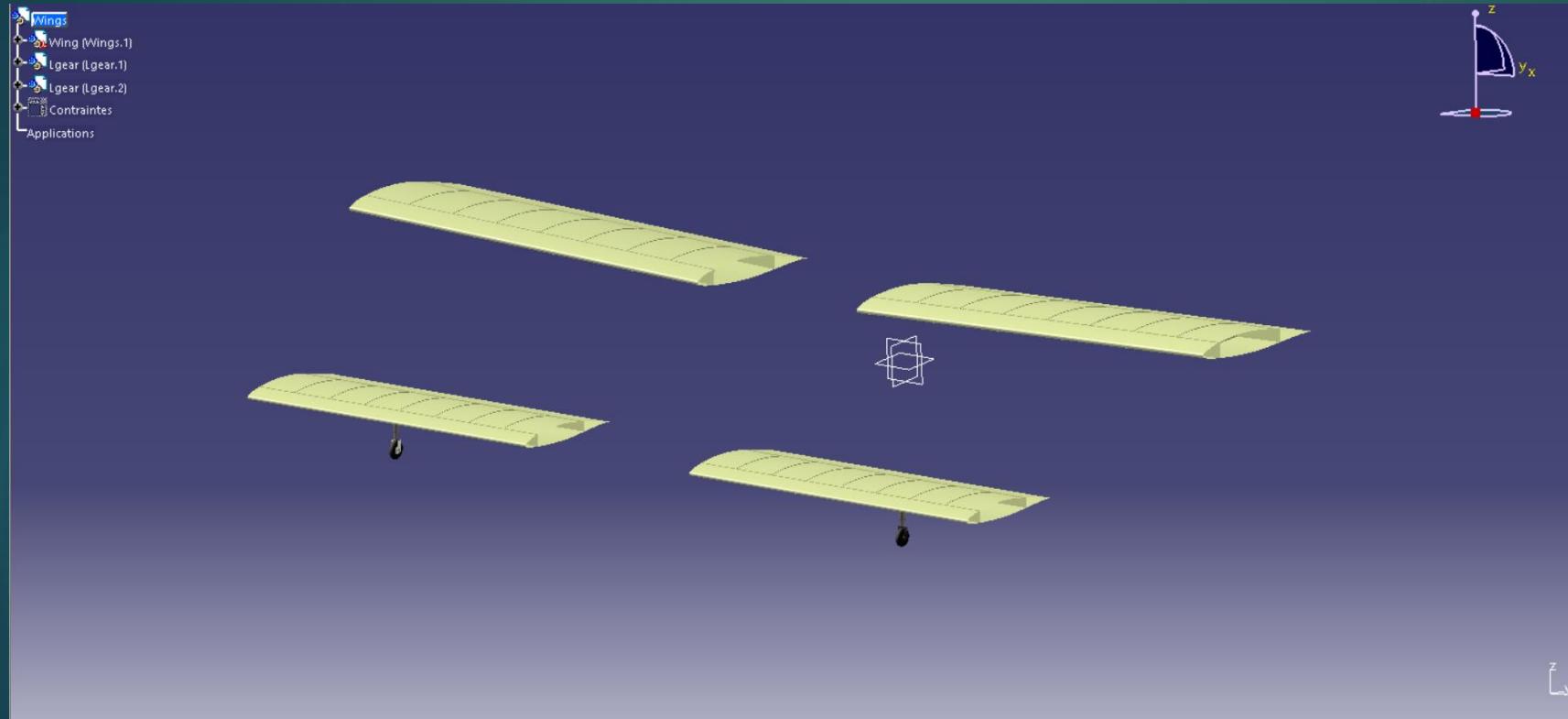
1. SET THE WING GEOMETRY AND POSITION - REAR WINGS

Wing Span	3,5 m
Chord	1,5 m
Dihedral	2 deg
Wing Sweep	0 deg
Incidence	7,1 deg
Space between wings	1,6003 m
Front wings position from 0	-0,939 m
Rear wings height	0,9 m

2. CHOSE THE CORRECT AIRFOIL

NACA 63(3) - 618
NACA 65(1) - 412
UA(2) - 180 Smoothed Ultralight

Récapitulation des Résultats et analyse



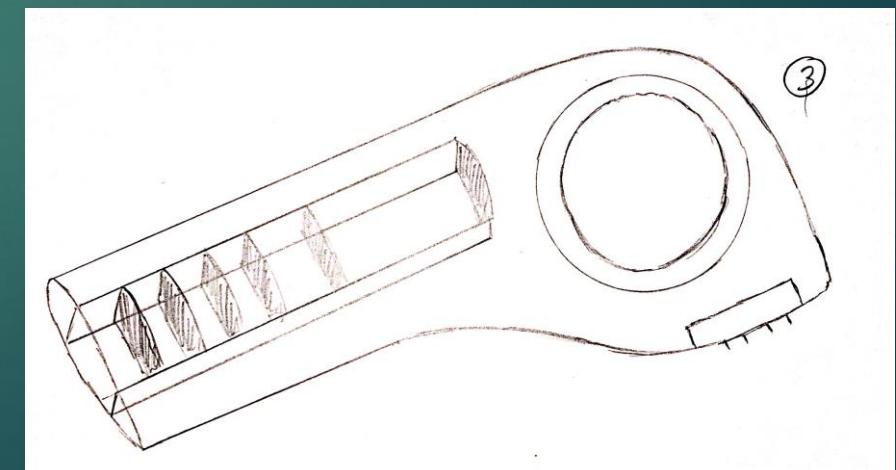
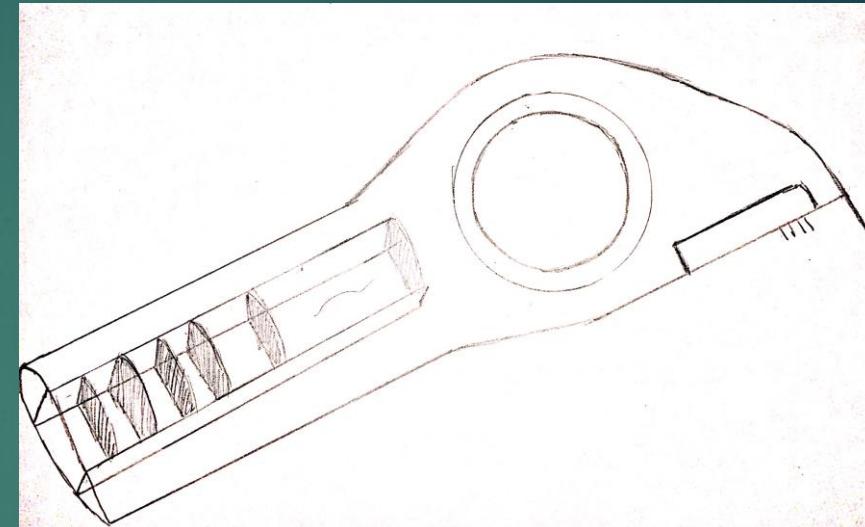
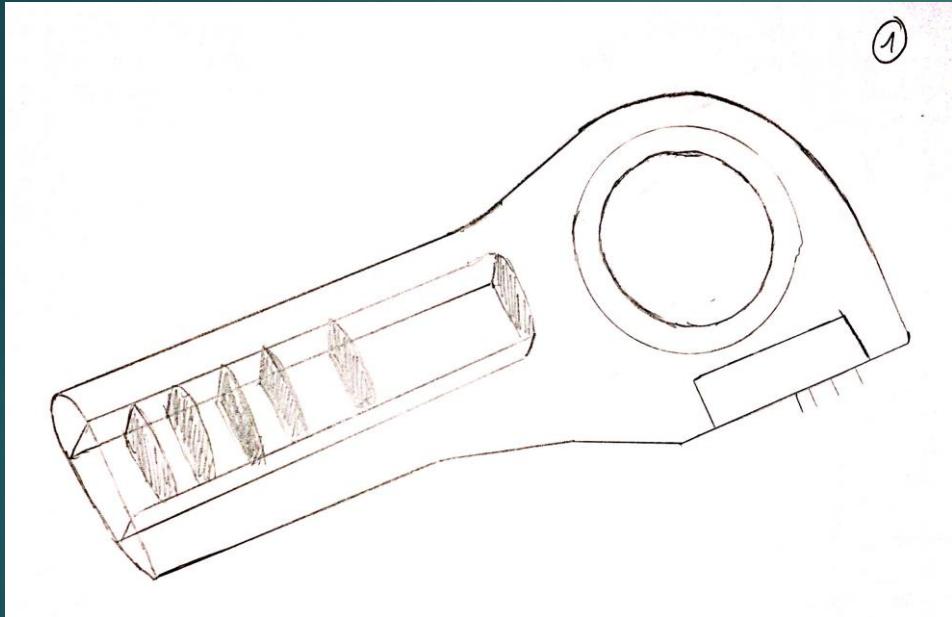
- Conception des ailes pour :
 - Une vitesse de 180 km/h (97 kts)
 - Une altitude allant jusqu'à 6km (20 000ft)
- Conception des trains avant pouvant théoriquement supporter jusqu'à environ 90-100 g (centré avant)
- Idée pour la suite : Mécanisme de repliement des ailes

Récapitulation des Résultats et analyse



Branches repliées – Ehang 184

Récapitulation des Résultats et analyse



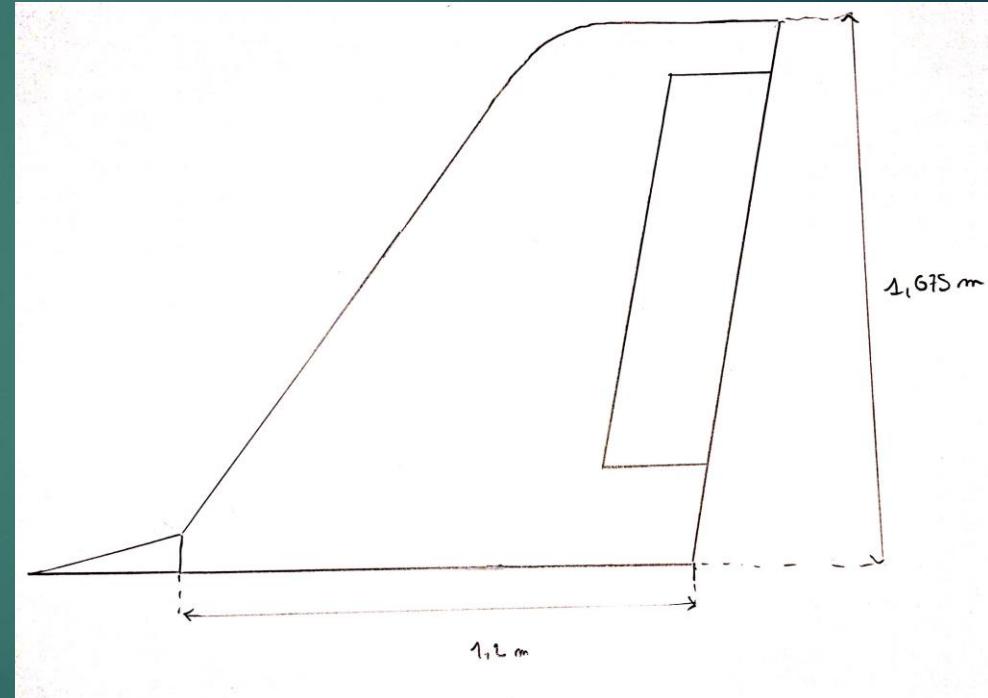
3 propositions de carénage mais difficulté de réalisation sous Catia

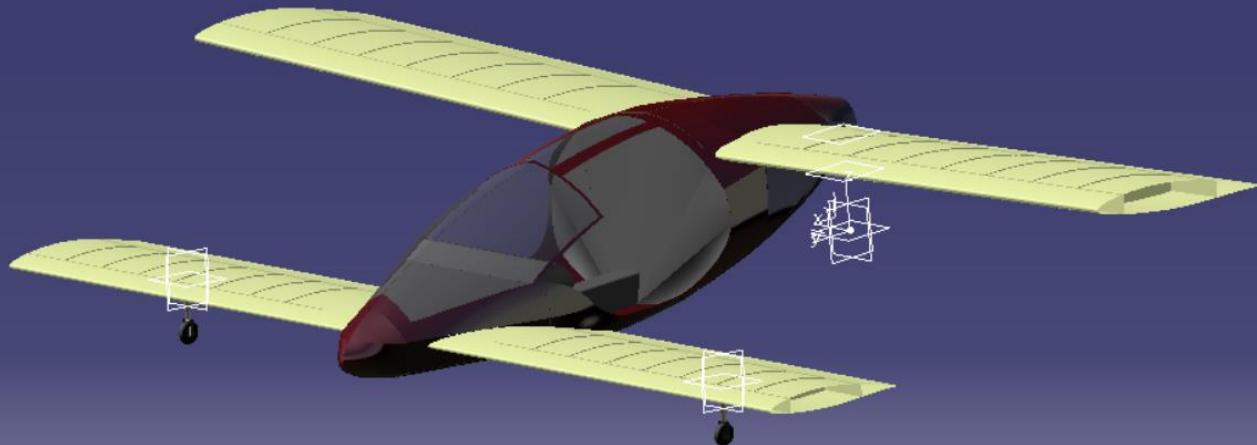
Récapitulation des Résultats et analyse

Dimensionnement de la dérive :

Surface nécessaire estimée à $2,01 \text{ m}^2$

Difficulté de l'intégration sous Catia





Merci de votre attention...

Nous pouvons à présent répondre à vos questions