

Titre du projet :

**Conception, développement et essais d'un avion léger biplace économique et performant : « Microsimoun »**

Auteur : **Matthieu BARREAU**

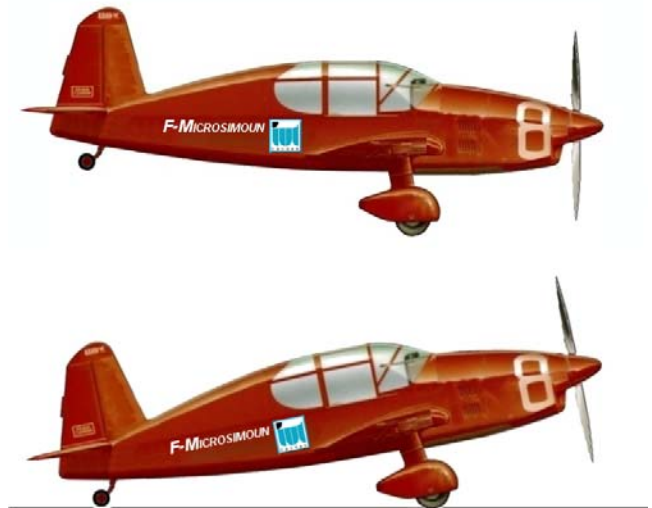
## DESCRIPTION GENERALE :

L'objectif du projet *Microsimoun* est de développer un biplace "grand sport" permettant le voyage dans un confort et une convivialité acceptable. L'appareil doit être le plus économique possible à la fabrication, à l'entretien et en vol tout en améliorant nettement les critères de qualité d'ordre massique (qualité de transport) ou d'ordre aérodynamique (coût énergétique de transport) des avions actuels.

Le *Microsimoun* est donc conçu comme une synthèse de l'aérodynamique des avions de courses et de la simplicité de fabrication et la légèreté des structures modernes.

Le dimensionnement général de l'avion se fera conformément aux règlements internationaux FAR 23 et JAR VLA afin d'assurer la démarche qualité nécessaire au domaine de l'aviation légère.

Sa commercialisation sous forme d'ULM est possible.



## ÉTAT DE L'ART : LES CRITERES DE QUALITE.

La mission d'un avion léger est de transporter une charge utile sur une distance donnée (ou pendant une certaine durée) au moindre coût et dans des conditions de sécurité acceptables.

On est amené naturellement à énoncer des **critères de qualité** permettant de mesurer la plus ou moins grande réussite des productions existantes. Ces critères seront d'ordre massique (qualité de transport) ou d'ordre aérodynamique (coût énergétique de transport).

Il est possible avec les données recensées d'après des documents constructeurs, d'établir simplement des graphes statistiques d'analyse de la qualité aérodynamique et de la qualité massique des avions actuels.



Caudron Simoun 1935

- **Qualité massique (QM).**

On définit la qualité massique de la structure à l'aide du critère « fraction de masse » :

Avec :

Mv : Masse à vide (kg).

Md : Masse maxi au décollage (kg).

$$QM = \frac{Mv}{Md}$$

Ce critère caractérise la réussite du dimensionnement de la structure du point de vue massique.

Les limites pratiques de ce rapport ont été atteintes dès 1935 par Riffard et son Caudron simoun (QM=0,43) puis plus récemment par Mr Colomban et son MC100 (QM=0,43). Les avions bien conçus devraient avoir une fraction de masse :

0,43 < QM < 0,5 voir même inférieur à cette valeur dans certains cas particuliers.

- **Surface de traînée globale (STG).**

En partant de l'équation énergétique du vol en palier :  $P_m \cdot \eta_h = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot SC_x$

On peut définir une surface de traînée globale :

$$STG = SC_x / \eta_h = 2 \cdot P_m / \rho \cdot V^3 \quad \text{Avec :}$$

$$STG = SC_x / \eta_h = [SC_{x0} + SC_{xi}] / \eta_h$$

On fait l'hypothèse que  $C_{xi} = 10\%$  de  $C_{x0}$ .

$$STG = (1,1 \cdot SC_{x0}) / \eta_h$$

Et on sait par définition que  $SC_{x0} = SMT \cdot C_{fe}$  donc :

$$STG = \frac{SMT \cdot C_{fe} \cdot 1,1}{\eta_h} \quad [m^2]$$

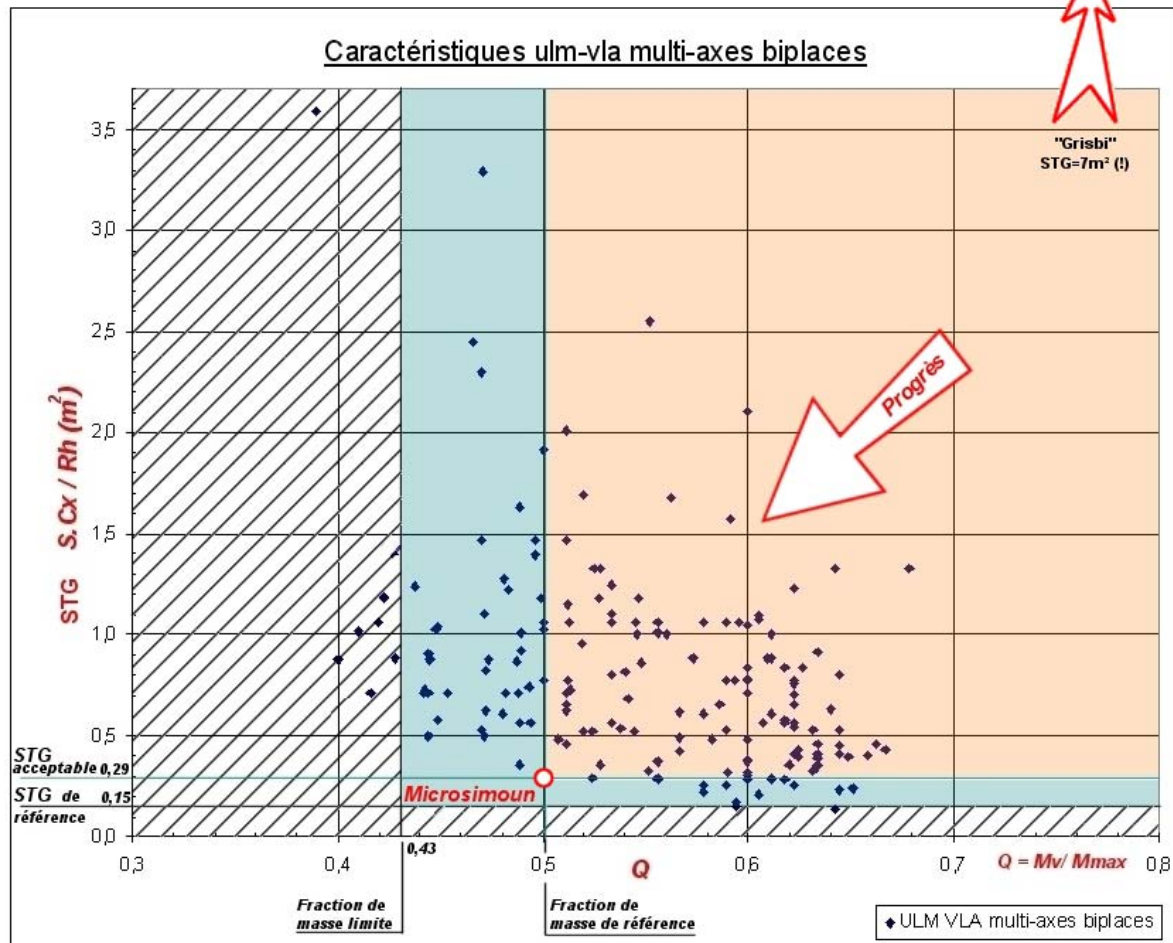
$$STG = \frac{2 \cdot P_m}{\rho \cdot V^3} \quad [m^2]$$

|                  |                                                                                              |
|------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|
| SCx :            | Surface de traînée parasite [m²]                                                             |
| SCx0:            | Surface de traînée parasite pure (lorsque Cz = 0) [m²]                                       |
| SCxi:            | Surface de traînée induite par la portance<br>$C_{xi} = C_z^2 / (\pi \cdot \lambda \cdot e)$ |
| $\eta_h$ :       | Rendement hélice                                                                             |
| P <sub>m</sub> : | Puissance motrice (Watt)                                                                     |
| $\rho$ :         | Densité de l'air à l'altitude de croisière<br>(1,225 kg/m³ à h = 0 m)                        |
| V:               | Vitesse de vol (m/s)                                                                         |

Ce critère dont l'unité est le mètre carré représente à peu de chose près **la surface d'un disque placé perpendiculairement à l'écoulement**. C'est une **surface de traînée** qui de plus est corrigée par le rendement de l'hélice, caractérisant ainsi la qualité de l'adaptation du groupe motopropulseur. Plus cette surface est petite, meilleurs sont l'**aérodynamique (Cfe)**, l'**hypersustentation (Sa ou SMT)** et le **rendement hélice ( $\eta_h$ )**. Évidemment les comparaisons n'ont de sens qu'à charge utile et à vitesse minimum équivalentes et donc à cahier des charges équivalent.

- **Analyse statistique de l'existant.**

Si les fractions de masses  $Q = Mv/M_{\max}$  sont relativement bien tenues par les constructeurs d'ULM en revanche la qualité aérodynamique n'est absolument pas au rendez vous puisque certains ULM atteignent des **STG** comprises entre 2,5 et 3,5 m<sup>2</sup>. On mesure d'autant plus l'étendue de la perte de savoir faire dans ce domaine. **Le Microsimoun avec  $QM = 0,46$  et  $STG=0,28$  m<sup>2</sup> se positionne parmi les meilleurs avions grâce à une étude aérodynamique particulièrement soignée.** L'objectif est donc très clairement de diviser les coûts d'exploitation de ce type d'avion d'un facteur 2 ou 3.



# PRESENTATION DETAILLEE :

## **ETAPE 1: DÉFINIR L'ERGONOMIE CABINE.**

- **Ergonomie Cabine: considérations générales.**

L'étude des différentes configurations existantes (tandem, côte à côte, décalé) nous a conduit à étudier de manière plus approfondie une configuration peu usitée et qui présente un certain nombre de qualités: la configuration côte à côte décalée.

- **Ergonomie Cabine: Choix d'avant projet:**

Biplace (2x86kg) côte à côte décalé en hauteur (5 cm) et longitudinalement (25 à 30 cm).

Place commandant de bord à l'avant gauche et place passager/navigateur/instructeur à l'arrière droit.

Pour le commandant de bord: Manche central et manettes des gaz sur paroi latérale gauche (Main sur manche et gaz).

Pour le navigateur: mini manche sur paroi latérale droite et manette des gaz sur console mitoyenne ou au tableau de bord.

Double palonnier.

Une tablette de navigation se déploie sur les genoux du navigateur.

Logements porte cartes sur les parois droite et gauche de la cabine et de part et d'autre de la console mitoyenne.

Harnais double 3 points type automobile compatible solo.

Siège reposant sur les longerons de l'aile.

Coffre à bagages pour trois bagages (3x10kgs) standard cabine 250 x 400 x 500 mm.

Accès à bord en marchant sur l'extrados de l'aile jusqu'au 1/3 avant de la corde.

- **Ergonomie tableau de bord:**

L'instrumentation se compose de quatre blocs fonctionnels bien distincts:

- Le bloc instruments de vol: anémomètre, altimètre, variomètre, bille.
- Le bloc instruments de navigation: compas, chronomètre/montre; GPS; cartes.
- Le bloc instruments de communication: radio.
- Le bloc instruments moteurs: tachymètre/horomètre, manomètre de pression huile, t° huile, t° culasse, charge batterie; voyants d'alarme.

Ces blocs fonctionnels doivent être tous parfaitement visibles par le commandant de bord et disposés de façon logique dans l'ordre de leurs priorité d'importance.

- **Ergonomie commandes:**

Pour le commandant de bord: Manche central et manettes des gaz et trim sur paroi latérale gauche (Main sur manche et gaz).

Pour le navigateur: mini manche sur paroi latérale droite et manette des gaz et trim sur console mitoyenne.

Double palonnier.

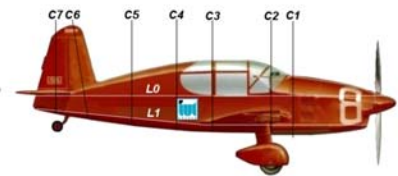
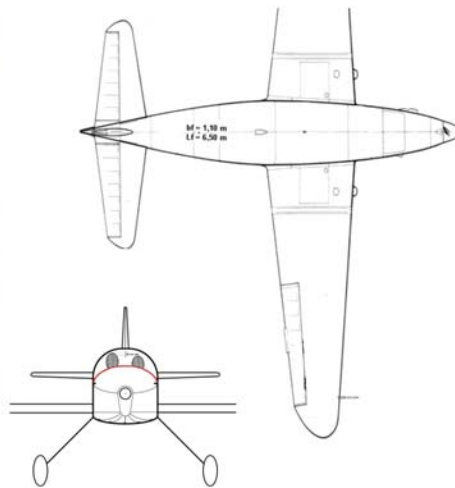
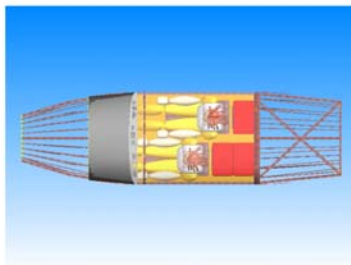
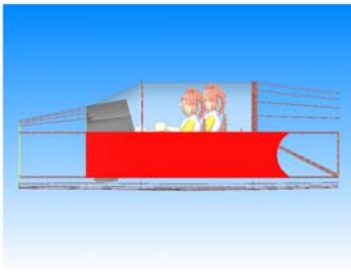
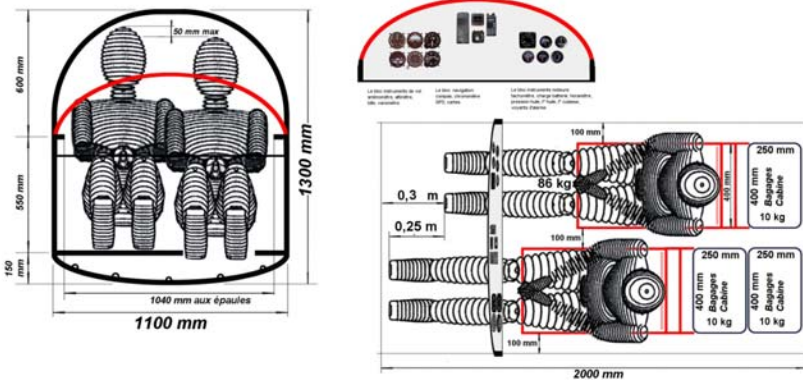
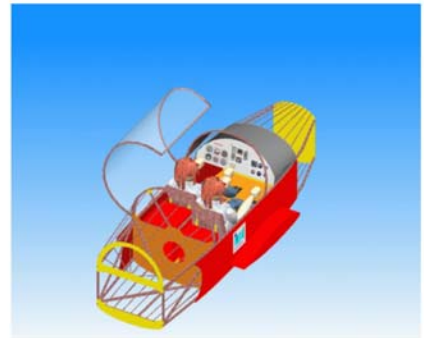
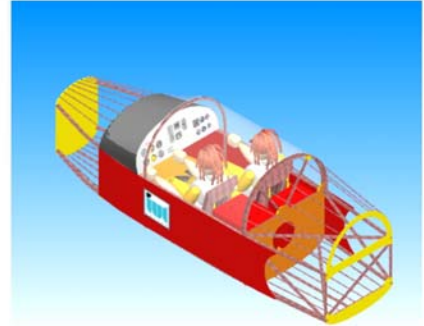
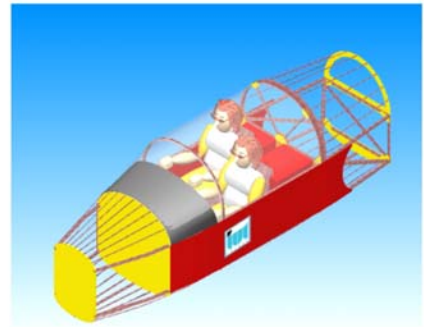
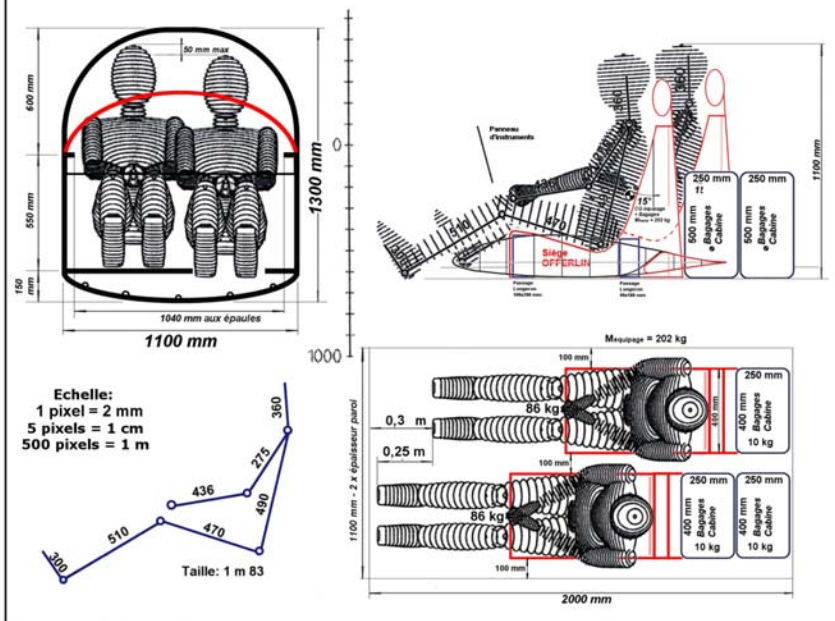
- **Verrière:**

Constituée, d'un saute vent (si possible développable), d'une partie mobile développable, de deux petites fenêtres à l'arrière.

Un arceau sur le cadre 3 est prévu pour protéger les occupants au cas de basculement sur l'avant.

# **ÉTUDE D'ERGONOMIE ET PROTOTYPAGE DU TRONÇON CABINE.**

## **ERGONOMIE CABINE MICROSIMOUN**



## ETAPE 2: DEFINIR LE PLAN DE CENTRAGE ET LA FORME DU FUSELAGE:

### • Fuselage:

Formes en plan du fuselage est extrapolée du Simoun de Marcel Riffard. Forme fuselée dont le maître couple est situé à 40% et sans de concavité. Étagement des maîtres couples selon loi des aires (attention à l'étagement cabine-aile et décalage dérive profondeur).

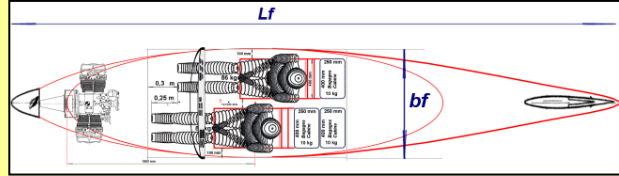
Maître couple constant de 35% jusqu'à 55% de la corde obtenue par troncature du profil du fuselage à l'épaisseur voulue (On veut 17% d'épaisseur relative = 1,1m extérieur). Flancs parallèles entre les cadres 2 et 3 pour implantation facile de l'aile et verrière développable.

$bf = 1,10 \text{ m}$

$Hf = 1,30$  au niveau cabine.

$(Lf/bf > 5)$

$Lf = 6,5 \text{ m}$



### Fuselage à 7 cadres

- **cadre 1 (à 0,22Lf)** : Cloison pare-feu, juste devant les palonniers. Batterie étanche & électronique derrière la cloison pare-feu. moteur directement monté par silentbloks. Paroi ajourée pour le passage du chauffage cabine (incendie...)

- **cadre 2 (environ à 0,3 Lf)** : Planche de bord démontable pour l'accès arrière aisé.

liaison des câbles électriques : centrale ou latérale ou partie supérieure amovible, et planche fixe supportant toutes les commandes mécaniques (gaz, etc).

la verrière avec saute vent fixe et verrière mobile développable coulissante longitudinalement ou s'ouvrant latéralement, ou encore en papillon.

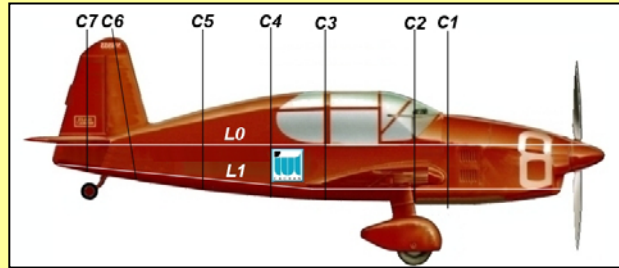
- **cadre 3 (environ à 0,55 Lf)** : en arrière des sièges et du coffre à bagages.

- **cadre 4 (environ à 0,6 Lf)** : Cadre léger pour maintenir la forme de la queue.

- **cadre 5 (environ à 0,75 Lf)** : Cadre léger pour maintenir la forme de la queue.

- **cadre 6 (environ à 0,85 Lf)** : Cadre du longeron de dérive.

- **cadre 7** : étiabot, fixation longeron de profondeur monobloc et roulette.



### Construction :

Poutre travaillante de section rectangulaire arrondie par des carénages entoilés.

Fuselage coffré latéralement depuis la cloison pare feu jusqu'au cadre 3. Triangulation sur pont supérieur et inférieur définis par les lignes d'eau 0 et 1. Ensuite poutre triangulée entre les cadres 3 et 7.

"Turtle deck" formant carénage sur le pont supérieur (L0) en baguettes cintrées sur cadres entre les cadres 3 et 7.

"Turtle deck" formant carénage sur le pont inférieur (L1) en baguettes cintrées sur cadres entre les cadres 1 et 7.

Marouflage et entoilage de tout le fuselage.

- **dérive** (plan fixe) venant de construction avec le fuselage sur cadre 6.

commande du plan mobile par 2 câbles, avec compensateur aérodynamique fixe (ou réglables)

- **capots moteur** en deux parties (sup et inf) non travaillants, en composites carbone/époxy ou alu découpés/collés/riveté.

volet de refroidissement par contrôle de la section d'entrée d'air. Section d'entrée minimale : 250 cm<sup>2</sup>.

tôles de refroidissement moteur, avec sorties Naca ou sorties latérales chemin identique suivi par les tubes d'échappement.

### • Centrage

Centrage à 25 % de la corde de l'aile. Cette exigence impose l'emplacement des passagers et du moteur.

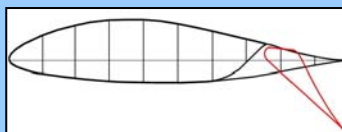
## ETAPE 3: L'AILE.

Forme en plan trapézoïdale.

$Sa = 12 \text{ m}^2$

$b = 9,2 \text{ m}$  (envergure)

$\lambda = 7$  (allongement)



Profil NACA 747 A318

Volets à fentes 30%. Braquage max 45°.

Ailerons à fentes id aux volets.

Dimensionnement conformément à la FAR 23 +4,4 -2,2 G.

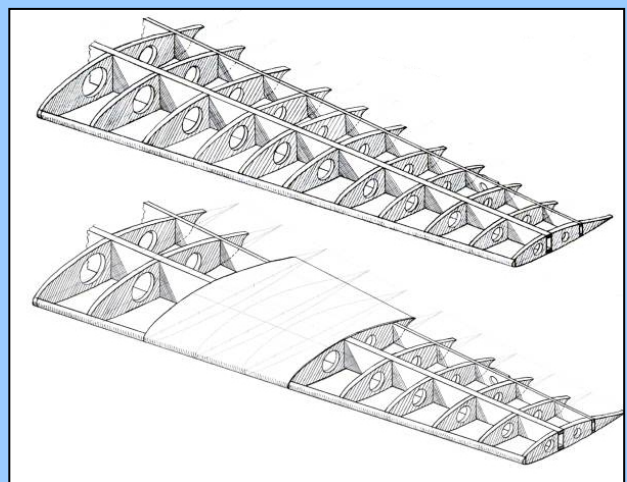
### Construction de l'aile:

longeron en pultrudé carbone + âme en contreplaqué.

Caisson de torsion au BA jusqu'à 35% à 40 % de la corde.

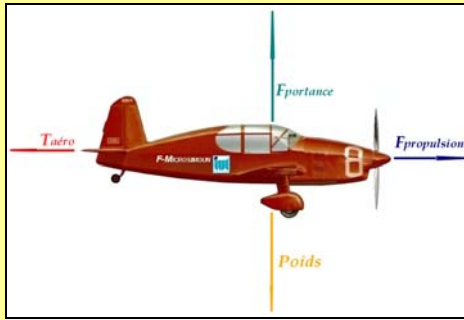
Entoilage de 35 à 70%

Longeronnet avec petit caisson de fente.



## PERFORMANCES VISEES

- Détermination de la puissance motrice nécessaire à l'avancement



$$P_m \cdot R_h = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_a \cdot C_x \quad \text{or} \quad C_x = C_{x0} + C_{xi} \quad \text{et} \quad S_a \cdot C_{x0} = S_{mt} \cdot C_{fe}$$

$$\underbrace{P_m \cdot R_h}_{\text{Puissance utile}} = \underbrace{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_{mt} \cdot C_{fe}}_{\text{puissance consommée par la traînée de frottement}} + \underbrace{\frac{2 \cdot m^2 \cdot g^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e \cdot \rho \cdot S_a} \cdot \frac{1}{V}}_{\text{puissance consommée par la traînée induite}}$$

Au régime de croisière, on peut négliger la puissance consommée par la traînée induite. D'où :

On obtient donc une vitesse maxi de :

$$V = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot P_m \cdot R_h}{\rho \cdot S_{mt} \cdot C_{fe}}}$$

$V_{\max} = 220 \text{ km/h}$

La vitesse de croisière à 75%  $P_{\max}$  sera :  
 $V_{cr} = 200 \text{ km/h}$

Avec:

$P_m$  : Puissance motrice (W) fixée à 40 kW (54 cv)

$R_h$  : Rendement hélice  $R_h = 0,82$

$\rho$  : masse volumique de l'air à l'altitude de vol (1,225 kg/m<sup>3</sup>)

$V$  : vitesse de vol (m/s)

$V_{cr}$  : vitesse de croisière (m/s)

$S_a$  : Surface alaire (m<sup>2</sup>)  $S_a = 12 \text{ m}^2$

$C_x$  : Coefficient de traînée référencé à la surface aile.

$C_{x0}$  : Coefficient de traînée référencé à la surface aile pour  $C_z = 0$ .

$C_{xi}$  : Coefficient de traînée induite  $C_{xi} = (C_z)^2 / (\pi \cdot \lambda \cdot e)$

$S_{mt}$  : surface mouillée totale de l'avion (m<sup>2</sup>)  $S_{mt} = 47 \text{ m}^2$

$C_{fe}$  : coefficient de frottement équivalent plaque plane.  
 $C_{fe} = 5/1000$

$m$  : masse de l'avion (kg)  $m = 450 \text{ kg}$

$g$  : facteur de charge (m/s<sup>2</sup>)

$\lambda$  : allongement de l'aile

$e$  : coefficient d'Oswald (pour aile elliptique non vrillée  $e = 1$ )

## ÉTAT D'AVANCEMENT DU PROJET

*Les Phases suivantes de développement ont été validées depuis le début du projet.*

### 1. PRE ÉTUDE

- État actuel et passé de la qualité, des performances, des coûts des aéronefs proposés ; critères de qualité limite
- Créneaux d'application, mission(s) exploitée(s), nouvelles missions possibles, opportunités

### 2. SPECIFICATION, CAHIER DES CHARGES

- Choix du règlement de sécurité (FAR 23, JAR, etc.)
- Ergonomie, de la cabine, dimensionnement cabine, centrage des masses.
- Point d'adaptation ; mission de croisière (vitesse de croisière, altitude de croisière, distance franchissable)
- Vol hors adaptation ; limite des performances au décollage, en montée, en virage, en descente atterrissage, vitesse minimale.
- Critères de qualité limite à obtenir ; qualité aérodynamique, qualité massique
- Critères de choix des matériaux.

### 3. DIMENSIONNEMENT AVION POUR OBTENIR LES PERFORMANCES

#### 3.1 Au point d'adaptation pour la mission de croisière

- estimation statistique du devis de masse
- résolution itérative des équations non linéaires de dimensionnement obtenu par modélisation :
  - de la propulsion : moteur, hélice
  - de l'aérodynamique : fuselage, aile, train
- résultats intermédiaires : devis de masse, dimensions propulsion (moteur, hélice), dimensions avion

#### 3.2 Calcul des performances hors adaptation :

- décollage, montée, virages, descente, atterrissage
- les limites de performances sont-elles tenues ?
  - oui : poursuite des opérations

### 3.3 **Sortie des résultats :**

- devis de masse : avion, carburant, et plan de centrage
- dimensions avion : aile, fuselage, empennage, train, surfaces portantes
- propulsion : puissance, régime nominal moteur, diamètre hélice, géométrie, nombre de pales

**Il reste à valider les phases 4, 5, 6, 7, 8**

## **4. DIMENSIONNEMENT DES GOUVERNES ET COMMANDES POUR OBTENIR LA STABILITE ET LA PILOTABILITE REQUISE**

- centrage avion (maximum avant, maximum arrière)
- dimensionnement empennage horizontal
- dimensionnement empennage vertical
- dimensionnement ailerons
- dimensionnement commandes

## **5. DIMENSIONNEMENT DE LA STRUCTURE POUR RESISTER AUX EFFORTS APPLIQUES EN VOL ET AU SOL**

### **5.1 Tenue aux charges statiques**

- charges statiques appliqués en vol
  - charges de manœuvre (diagramme vitesse - facteurs de charge V-n)
  - charges dues aux rafales
- charges statiques au sol sur le train
- dimensionnement de la structure avec marge de sécurité pour éviter les ruptures statiques, les instabilités (flambage), ou les déformations excessives incompatibles avec un fonctionnement normal

### **5.2 Tenue de la structure aux efforts variables et à l'endurance :**

- spectre de répartition des charges appliquées (en vol et au sol) et des contraintes variables
- calcul de la durée de vie de la structure. Si insuffisante : re-dimensionner les éléments concernés

### **5.3 Contrôle du devis de masse (bilan des masses)**

- la masse estimée initiale est-elle tenue ?
  - non : reprise du calcul avec la nouvelle masse, au niveau de dimensionnement au point d'adaptation
  - oui : poursuite du calcul.

## **6. VERIFICATION DE L'ABSENCE DE PROBLEMES AEROELASTIQUES**

- aéroélasticité statique dans le domaine des vitesses prévues
  - absence de divergence statique
  - absence d'inversion de commande ou de perte d'efficacité
- aéroélasticité dynamique dans le domaine des vitesses prévues
  - absence de flottement torsion/flexion des surfaces portantes
  - absence de flottement de couplage ailerons/surfaces portantes
- sinon : redimensionner les rigidités des répartitions de masses etc.

## **7. ÉTABLISSEMENT DU PLAN DE DETAIL ET DE FABRICATION**

## **8. CONSTRUCTION AVION**

# **PERSPECTIVES DE POURSUITE DU PROJET**

Actuellement deux organismes sont intéressés par un partenariat sur ce projet :

ELITEC AERO.- aérodrome de Saucats - 33850 LEOGNAN - FRANCE  
mail : [elitec.aero@free.fr](mailto:elitec.aero@free.fr) - tél. : +33 676 58 95 44 - web : <http://elitec.aero.free.fr>  
Association régie par la loi du 1<sup>er</sup> juillet 1901 - SIRET 380 629 303 00013 - APE 9723  
BNP Talence 30004 - 01218 - 00010010197

INTER ACTION : Association de Sauvetage Créatif du Savoir Aéronautique  
16, rue des Poules - 67000 Strasbourg (France)  
Tel. 03.88.35.26.94  
mel: [inter.action@free.fr](mailto:inter.action@free.fr)

# **Liste de publications concernant le projet**

Publications en cours de rédaction pour la revue LES CAHIERS DU RSA.

