



REDACTION DU CAHIER DES CHARGES
REDACTION D'AVANT-PROJETS RATIONNELS
METHODE STATISTIQUE DE CHOIX EN CONCEPTION

MATTHIEU BARREAU

2005

En aviation on a droit à l'erreur mais pas à l'impasse !

Introduction :

Comment définir le besoin et comment passer de la définition de ce besoin, autrement dit du cahier des charges à un avant projet cohérent et rationnel ?

Les techniciens et les ingénieurs, pour la plupart, sont relativement peu outillés dans leur formation initiale pour faire face à ce genre de problématique. Et pourtant des outils très simples permettent d'évaluer les ordres de grandeur à l'avance et d'établir un avant projet rationnel avec une précision remarquable.

Dans la suite de l'exposé, nous étudierons les outils permettant de rédiger un cahier des charges puis les outils statistiques permettant de passer du cahier des charges à l'avant projet. Nous prendrons comme exemple la rédaction du cahier des charges pour un avion léger de loisir ainsi que la définition de l'avant-projet de cet avion.

- METHODE DE REDACTION DU CAHIER DES CHARGES -

L'art de se poser les bonnes questions !

La première phase d'un projet consiste à **définir correctement le besoin**, la mission fondamentale et les fonctions que devra assurer l'aéronef. Cela paraît évident et pourtant de nombreux projets commencent souvent sur des bases plutôt floues¹. Un certain nombre d'outils d'analyse fonctionnelle², très simples d'emploi, suscitent la réflexion lors de l'élaboration du cahier des charges. Concrètement, je vous propose de répondre à ces deux questions préliminaires :

Qu'est ce qui fait voler les avions ?³

Quel est le meilleur avion que l'on puisse avoir ?⁴

Les réponses à ces questions permettent de fixer un grand nombre de paramètres du cahier des charges comme nous allons le voir.

1 OBJECTIF : DEFINIR LE BESOIN I.E. LA MISSION FONDAMENTALE :

• L'OUTIL : "BÊTE À CORNES"

Un formalisme permet de susciter la réflexion des auteurs / acteurs d'un projet. Il s'agit d'identifier clairement le but à atteindre, la mission à remplir en se posant les bonnes questions.

On emploie pour cela l'outil "bête à cornes".

Il s'agit de poser les questions suivantes :

- A qui l'objet rend service ?
- Sur quoi l'objet agit il ?

Cela permet d'identifier la fonction principale qui répond à la question :

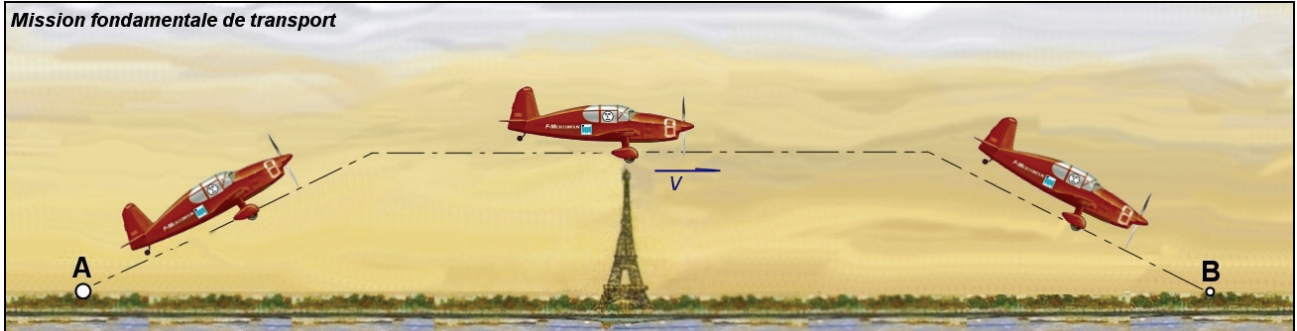
- Dans quel but ?

Cette fonction principale doit impérativement être rédigée sous la forme d'un **verbe d'action à l'infinitif**.

En général l'objet possède une fonction principale par phase de fonctionnement (stationnement dans un hangar et sur un parking, opérations au sol, vol, urgence, maintenance etc.)⁵

UN EXEMPLE

Mission fondamentale de transport



Fonction Principale : la mission d'un aéronef léger est de :

• **Transporter, balader, élever une charge utile (utilisateurs + bagages + pétrole)** sur une **distance** donnée (ou pendant une certaine **durée**) au **moindre coût** et dans des conditions de sécurité réglementaires et de nuisances acceptables.

La définition et la caractérisation précises de cette mission constituent le cahier des charges. Ce cahier des charges peut être rédigé à **objectifs fixés** ou à **moyens fixés** (cf. Cours d'inter action).

¹ Ces bases floues sont répandues même chez des professionnels, dont on s'étonne qu'ils avancent, pendant des années, dans des projets manifestement "faibles". Les exemples multiples de ces projets "faibles" ainsi qu'un remarquable exemple d'analyse fonctionnelle sont donnés par René Loire dans ses livres "Le frappeur" et "le dessineur d'abord !".

² L'analyse fonctionnelle consiste à recenser et caractériser les fonctions de service (services rendus) d'un objet.

³ Réponse : le pognon, l'oseille, le flouz, le blé, l'artiche ! Alias dixit !

⁴ Réponse : Celui que l'on peut se payer et entretenir ! Alias bis.

⁵ Exemple : au sol, la fonction principale consiste à faciliter le chargement/déchargement ; en urgence, à protéger l'équipage et en maintenance, à faciliter la maintenance.

2 CARACTERISATION DE LA FONCTION PRINCIPALE, NAISSANCE DU CAHIER DES CHARGES.

2.1 CARACTÉRISONS L'UTILISATEUR :

Pilote et constructeur moyen.

Le niveau moyen du pilote impose la conception d'un avion sain dans son pilotage. L'exigence de sécurité conduit à choisir les règlements de calcul FAR 23, JAR VLA ou autres.

Le niveau moyen du constructeur nous conduit à choisir une construction en bois et toile⁶.

2.2 CARACTERISONS LA CHARGE UTILE : $M_U = M_{PAX} + M_{BAGAGES} + M_{PETROLE}$

Il s'agit de définir quelle sera la masse utile de l'avion envisagé.

M_{pax} : 2 personnes (règlement ULM)	156 kg
$M_{bagages}$: Lot de bord + bagages	34 kg
$M_{pétrole}$: 5 Hdv à 7 kg/h	35 kg
Masse Utile $M_U = 225$ kg	

Il faut le plus tôt possible définir le volume enveloppe de la charge utile et l'ergonomie afin de fixer les dimensions intérieures de la cabine.

2.3 CARACTÉRISONS LA MISSION :

• **Transporter**, balader, élever une charge utile (utilisateurs + bagages + pétrole) sur une distance donnée (ou pendant une certaine durée) au moindre coût et dans des conditions de sécurité réglementaires et de nuisances acceptables.

Vitesse de croisière si possible : > 80 kt (41 m/s). Bien que cette vitesse soit un résultat de calcul on montrera qu'elle est envisageable.

Durée de vol : 4h + 1h de réserve. (Au-delà de 4h de vol la fatigue devient trop importante)

Distance franchissable : Au moins 600 km.

Vitesse minimale de contrôle : $V_{s0} = 65$ km/h (18 m/s). Réglementairement (ULM).

Opérabilité : L'appareil doit pouvoir être mis en œuvre par une seule personne, décoller et atterrir sur les pistes en herbe et décoller (passage des 15 mètres) sur une distance de 500 m.

Coûts :

Dans notre exemple, l'utilisateur est un constructeur amateur et pilote dont le budget annuel moyen est de deux mille euros (2000 €). Le nombre d'heures de vol envisagées est d'une cinquantaine par an (52 semaines).

On peut donc en déduire aisément le coût maximum de l'heure de vol:

Budget : 2000 € /an

Nombre d'heures de vol par an : 50 h

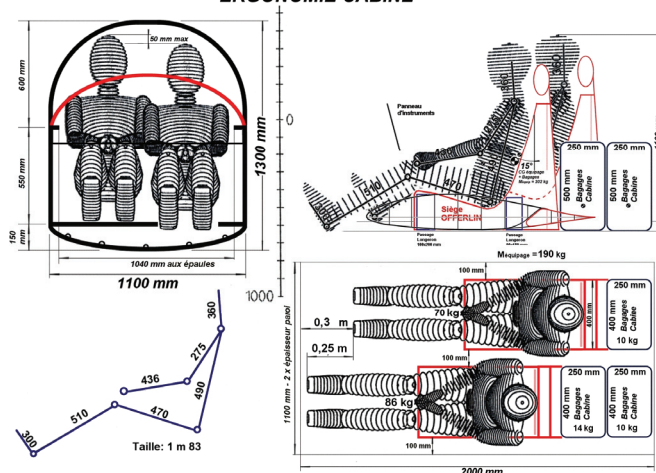
Coût de l'heure de vol = $2000 / 50 = 40 \text{ €/Hdv}$

Ceci est un exemple, si l'utilisateur envisage de voler plutôt deux heures par semaines, le coût de l'heure de vol ne devrait pas dépasser 20 €, pour 100 heures de vol par an.

Détaillons ensuite les différents postes de coût. Une étude statistique des coûts liés aux moyens de transport permet de mettre en évidence les proportions suivantes :

Postes de Coûts	Coût en %	Coût en €
1/3 Amortissement : Amortissement sur une période de 10 ans ou 500 Hdv. En comptant un prix de revente égal au prix de fabrication, on peut estimer directement le coût maxi d'établissement du projet : Coût de fabrication = $2x (500 \times 13) = 13\,000 \text{ €}$	33 %	13 €
1/3 Frais fixes (indépendants du nombre d'heures de vol réalisées) : Coût hangars, assurance, licence, CNRA, entretien calendaire...	33 %	13 €
1/3 Consommables : Pétrole, huile, filtre, pneus, bougies, entretien horaire	33 %	13 €
Total :	100 %	40 €

ERGONOMIE CABINE



⁶ Mode de construction tolérant aux défauts, léger, faible coût et outillage réduit.

Nota :

A partir du coût des consommables, on peut déduire directement la consommation financièrement tolérable de pétrole par heure de vol. Consommables 13€ /Hdv dont environ 10€ /Hdv de pétrole ≈ 10 litres/Hdv ≈ 7 kg /Hdv. Compte tenu d'une consommation moyenne des moteurs aéronautique $0,2 \text{ kg}/(\text{CV.h}) < C_{sp} < 0,25 \text{ kg}/(\text{CV.h})$, on peut en déduire immédiatement la puissance maxi de croisière : $7/0,25 < P_{cr_{\max}} < 7/0,2$

$$28 \text{ CV} < P_{cr_{\max}} < 35 \text{ CV}$$

Les exigences en terme de masse spécifique imposent d'utiliser les moteurs aéronautiques en croisière à des puissances proches de la puissance maxi. En général, $P_{cr} = 0,75 \times P_{\max}$, d'où :

$$37 \text{ CV} < P_{\max} < 47 \text{ CV}$$

2.4 RECAPITULATIFS DU CAHIER DES CHARGES POUR LA MISSION DE BASE :

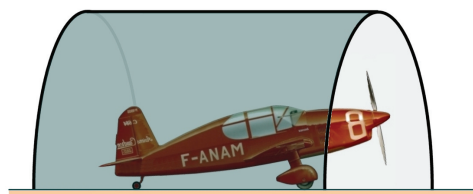
Masse Utile	Mu	225 kg
Equipage	Deux personnes	en côte à côte décalé.
Puissance maximum	P_{max}	37 CV < P _{max} < 47 CV
Distance franchissable	D_{fr}	Au moins 600 Km.
Durée de vol	D_{dv}	4h + 1h de réserve.
Vitesse de croisière	V_{cr}	si possible > 80 kt.
Vitesse minimale de contrôle	V_{s0}	65 Km/h
Coût de fabrication	Coût fabrication (2005)	13 000 €
Coût Hdv	Coût Hdv	40 € max /Hdv

Il reste maintenant à définir l'avant projet de l'avion qui pourra remplir cette mission; c'est-à-dire chiffrer les principales dimensions de l'avion (Aile, fuselage, empennage horizontal et vertical).

3 IDENTIFICATION ET CARACTERISATION DES FONCTIONS DE SERVICE, ENRICHISSEMENT DU CAHIER DES CHARGES.

3.1 EXEMPLE D'ANALYSE FONCTIONNELLE DE LA CABINE :

Les outils classiques de l'analyse fonctionnelle (bête à cornes, pieuvre, FAST) ont été utilisés pour définir les fonctions de services de chaque phase d'utilisation de la cabine et rédiger un cahier des charges.



• A) PHASE DE PARKING :

		Lorsque l'avion est au parking, quelles sont les fonctions de la cabine ?		
		Fonction principale (FP): Protéger la charge utile contre les effractions - Isoler l'habitacle de l'extérieur. - Verrouiller la cabine.		
		Fonction contrainte (Fc): Résister au milieu extérieur (intempéries). - Résister aux infiltrations d'eau dans la cabine. - Permettre l'évacuation de l'eau qui entre dans la cabine. - Résister à l'ensoleillement.		
Fonction de service	Fonctions techniques	Critères	Niveaux	Flexibilité
Protéger la charge utile contre les effractions	Isoler l'habitacle de l'extérieur.	Résistance au coup de poing.	Coup porté à la main et sans trop d'élan.	négociable.
	Verrouiller la cabine.	Durée d'ouverture par effraction.	30 minutes pour un non professionnel.	± 5 minutes.
Résister au milieu extérieur (intempéries)	Résister aux infiltrations d'eau dans la cabine.	Débit de fuite	inférieur à 0,1 litre/h sous une pluie importante.	± 0,1 litre/h
	Permettre l'évacuation de l'eau qui entre dans la cabine.	Débit de vidange	supérieur à 0,5 litre/min	± 0,1 litre/min
	Résister à l'ensoleillement sous latitudes européennes.	Température maxi sous ensoleillement	Tmax = 50°C	± 5°C

• **B) PHASE D'OPERATIONS AU SOL :**



	Lorsque l'appareil est en chargement / déchargement ou lors des évolutions au sol, quelles sont les fonctions de la cabine ? Fonction principale (FP1): Faciliter le chargement et le déchargement de la charge utile. • Accéder à l'extrados de l'aile, ne pas glisser, • Permettre le verrouillage/déverrouillage de l'accès cabine depuis l'extérieure/intérieur, • Dégager un espace suffisant pour monter à bord, • Accéder et s'installer dans l'habitacle, • Permettre l'ouverture/fermeture de la verrière. Fonction principale (FP2): Assurer la visibilité du taxiway. Fonction contrainte (Fc): Protéger des intempéries.			
Fonction de service	Fonctions techniques	Critères	Niveaux	Flexibilité
Faciliter le chargement et le déchargement de la charge utile	• Accéder à l'extrados de l'aile, ne pas glisser.	• Hauteur de bord de fuite (Hbf).	• 0.45m	± 5cm
	• Permettre le verrouillage/déverrouillage de l'accès cabine depuis l'extérieure/intérieur.	• Nombre d'opérations.	• Nombre < 3	peu Négociable
	• Dégager un espace suffisant pour monter à bord.	• Longueur, largeur, hauteur. • Hauteur d'enjambement de la paroi. • Distance verrière/plancher cabine	• Défini d'après dessin technique ci après	Peu Négociable
	• Accéder et s'installer dans l'habitacle.	• Largeur de la cabine, distance aux appuis, nombre de mouvements élémentaires simples.	• Minima d'après les documents techniques.	
	• Permettre l'ouverture/fermeture de la verrière.	• Nombre d'opérations.	• N=3	Très peu négociable
Assurer la visibilité du taxiway	• Visibilité de la piste A 20 mètres devant le nez.	• Se référer au document sur les études d'angles	• Visibilité à 12h impérative.	Peu négociable
Résister au milieu extérieur (intempéries)	• Résister aux infiltrations d'eau dans la cabine.	• Débit de fuite	• inférieur à 0,1 litre/h sous une pluie importante.	± 0,1 litre/h
	• Permettre l'évacuation de l'eau qui entre dans la cabine.	• Débit de vidange	• supérieur à 0,5 litre/min	
	• Résister à l'ensoleillement sous latitudes européennes.	• Température maxi sous ensoleillement	• Tmax = 50°C	± 0,1 litre/min ± 5°C



• **C) PHASE D'OPERATIONS EN VOL :**

	Lorsque l'avion est en vol, quelles sont les fonctions de la cabine ? Fonction principale (FP1): Protéger et caréner la charge utile - Protéger contre les impacts du milieu extérieur (pluie, grêle, oiseaux), - Caréner. Fonction principale (FP2): Apprécier visuellement le milieu extérieur - Assurer la visibilité en vol, - Eviter les reflets. Fonction principale (FP3): Assurer la transmission des efforts - Résister en flexion/ torsion, - Résister au flambage. Fonction contrainte (Fc1): Assurer le confort - Protéger du froid et du chaud, - Protéger du bruit, - Garantir une position agréable. Fonction contrainte (Fc2): Permettre l'implantation des commandes de bord Fonction contrainte (Fc3): Résister au milieu extérieur			
Fonction de service	Fonctions techniques	Critères	Niveaux	Flexibilité
Protéger et caréner la charge utile	Protéger contre les impacts du milieu extérieur	Résistance à l'impact d'un oiseau	- Masse de 1.5 Kg ; - Vitesse d'impact 300 Km/h ; - Energie à absorber 5200 Joules.	Non négociable
	Caréner	Trainée du fuselage $SM_{fus}.Cf_{fus}$	$SM_{fus}.Cf_{fus} = 0.126 \text{ m}^2$ $Sm_{fus} = 16,8 \text{ m}^2$ $Cf_{fus} = 7,5/1000$	
Apprécier visuellement le milieu extérieur	- Assurer la visibilité en vol - Eviter les reflets	- Angles de vision % verrière occupée/ reflets	- Se référer à l'article sur les angles de vue. < 10 %	Peu négociable. ± 5 %
Assurer la transmission des efforts	- Résister en flexion/ torsion - Résister en flambage	- Raideur de la structure en flexion et torsion - Raideur de la structure	?	
Assurer le confort	Protéger du froid et du chaud	Température intérieur/ extérieur en fonctionnement	De 5° à 30°	
	Protéger du bruit	Intensité en dB Bruit à l'intérieur des la cabine	Environ 80dB	Non négociable
	Garantir une position agréable.	% de surface dorsale et fessière en appui avec le dossier. Soutien colonne et reins - Dureté des supports	- Défini d'après document technique sur le siège - épaisseur coussins > 10 mm	
Permettre l'implantation des commandes de bord	Garantir un espace suffisant	Volumes d'implantation.	Défini d'après documents techniques + FAR 23	
Résister au milieu extérieur (intempéries)	Résister aux infiltrations d'eau dans la cabine.	Débit de fuite	inférieur à 0,1 litre/h sous une pluie importante.	± 0,1 litre/h
	Permettre l'évacuation de l'eau qui entre dans la cabine.	Débit de vidange	supérieur à 0,5 litre/min	± 0,1 litre/min
	Résister à l'ensoleillement sous latitudes européennes.	Température maxi sous ensoleillement	$T_{max} = 50^{\circ}\text{C}$	± 5°C

• **E) PHASE D'ATERRISSAGE D'URGENCE :**



	Lorsque l'avion est en phase d'atterrissage d'urgence, quelles sont les fonctions de la cabine ? Fonction principale (FP1): Protéger la charge utile • Limiter l'accélération, • Eviter les blessures par éléments proéminents / bris de glace, • Eviter les chocs, • Evacuation. Fonction contrainte (FP2): Apprécier le milieu extérieur Fonction contrainte (FC1): Limitier la progression des incendies Fonction contrainte (Fc2): Résister au milieu extérieur			
Fonction de service	Fonctions techniques	Critères	Niveaux	Flexibilité
Protéger la charge utile	• Limiter l'accélération	• Accélération frontale et transversale	• FAR 23	Non négociable.
	• Eviter les blessures par éléments proéminents / bris de glace	• Présence ou non d'éléments proéminents contondants.	• Oui/non	Non négociable
	• Eviter les chocs	• Distance aux éléments	• FAR 23	Non négociable
	• Evacuation	• Temps d'évacuation Dimensions de la sorties	• FAR 23 • FAR 23	Non négociable
Apprécier le milieu extérieur	• Assurer la visibilité lors de l'atterrissage	• Angles de vues en approche	• FAR 23	
Résister au milieu extérieur (intempéries)	• Résister aux infiltrations d'eau dans la cabine.	• Débit de fuite	• inférieur à 0,1 litre/h sous une pluie importante.	± 0,1 litre/h
	• Permettre l'évacuation de l'eau qui entre dans la cabine.	• Débit de vidange	• supérieur à 0,1 litre/min	± 0,1 litre/min
	• Résister à l'ensoleillement sous latitudes européennes.	• Température maxi sous ensoleillement	• Tmax = 50°C	± 5°C

• **D) OPERATIONS DE MAINTENANCE :**



	Lorsque l'avion est en phase de maintenance, quelles sont les fonctions de la cabine: Fonction principale (FP): Faciliter la maintenance des éléments d'usure pour garantir une meilleure fiabilité et une meilleure disponibilité. • Permettre un contrôle visuel • Permettre la réparation Fonction contrainte (Fc): •			
Fonction de service	Fonctions techniques	Critères	Niveaux	Flexibilité
Protéger la charge utile contre les effractions	• Permettre le contrôle visuel des éléments de la cabine (commandes, instruments, etc....)	• Panne visible • Indicateur	• Oui /non	Non négociable
	• Permettre la réparation	• Volume libre pour la réparation. • Temps de démontage.	• • entre 3 et 10 minutes selon l'élément	Peu négociable négociable

REDACTION D'AVANT-PROJETS RATIONNELS

1 UN PEU DE PHYSIQUE DU VOL

•Hypothèses :

On suppose que l'avion est en palier horizontal à vitesse constante. On suppose également que l'aérodynamique est correcte.

•Bilan des forces appliquées :

- **La traînée aérodynamique (horizontale)**

En croisière à vitesse constante, la résistance à l'avancement provient de la traînée aérodynamique.

$$T_{aero} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a C_x$$

Avec :

ρ :	Masse volumique de l'air à l'altitude de croisière [1,225 kg/m ³ à h = 0 m]
V :	Vitesse de vol [m/s]
S_a :	Surface alaire [m ²]
C_x :	Coefficient de traînée référencé à la surface alaire (S_a).

- **Traction motrice (horizontale)**

La force motrice est engendrée par le système motopropulseur de l'avion (Moteur + hélice).

- **Poids de l'avion (vertical)**

Il s'agit du poids maxi au décollage.

$$P = m_d \cdot g = (m_u + m_v) \cdot g$$

Avec :

m_d :	Masse maxi au décollage [kg]
m_u :	Masse utile (passagers + bagages + carburant) [kg]
m_v :	Masse à vide [kg]
g :	Accélération de la pesanteur [m/s ²]

- **Portance (verticale)**

$$F_{portance} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_a C_z$$

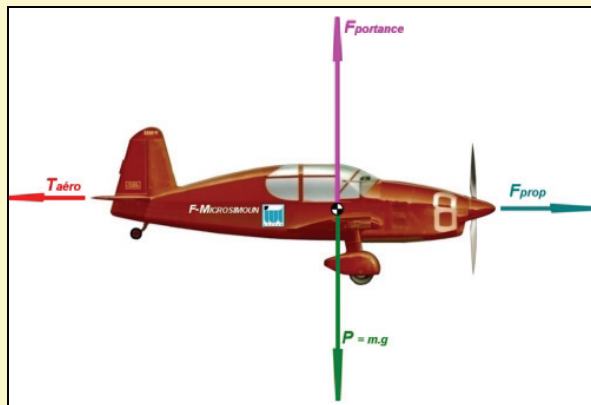
Avec :

ρ :	Masse volumique de l'air à l'altitude de croisière [1,225 kg/m ³ à h = 0 m]
V :	Vitesse de vol [m/s]
S_a :	Surface alaire [m ²]
C_z :	Coefficient de portance référencé à la surface alaire (S_a).

•Théorème de l'Energie / Puissance :

La somme des puissances des forces appliquées (force horizontale × vitesse) est égale à la variation de l'énergie cinétique dans le temps. A vitesse constante, l'énergie cinétique est constante.

Energétique du vol en palier stabilisé.



$$P_m \eta_h - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cr}^3 \cdot S_a C_x = 0 \quad \text{d'où} \quad P_m \eta_h = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cr}^3 \cdot S_a C_x$$

$$\text{or } S_a C_x = S_a C_{x_0} + S_a C_{x_i} \quad \text{et} \quad S_a C_{x_0} = S_{mt} \cdot C_{fe}$$

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

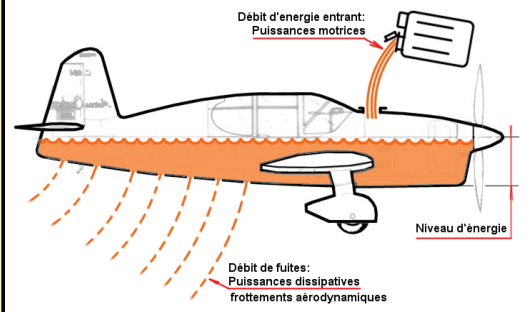
La puissance motrice est dissipée entièrement par frottements. La somme des puissances est donc nulle, l'énergie cinétique de l'avion reste constante (vitesse constante) :

$$\sum P_{ext} = 0$$

Energétique du vol en palier. Théorème de l'énergie/puissance.

La somme des puissances extérieures et intérieures est égale à la variation de l'énergie cinétique

$$\sum P_{ext} + \sum P_{int} = \frac{d}{dt}(Ec)$$



Avec:

P_m :	Puissance motrice [W]
η_h :	Rendement hélice [-]
ρ :	Masse volumique de l'air à l'altitude de croisière [kg/m ³] à h = 0 m, 1,225 kg/m ³
V_{cr} :	Vitesse de croisière [m/s]
S_a :	Surface alaire de l'aile [m ²]
C_x :	Coefficient de traînée référencé à la surface de l'aile S_a [-]

On peut simplifier cette expression en supposant que la traînée induite (SaCxi) vaut environ 7% de la traînée parasite (SaCx0).
L'équation précédente devient :

$$Pm.\eta h = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cr}^3 \cdot [Smt.Cfe.(1 + 0,07)] \quad \text{D'où :}$$

$$V_{cr} = \sqrt[3]{\frac{2.Pm.\eta h}{\rho \cdot [Smt.Cfe.(1 + 0,07)]}}$$

Cx0 :	Coefficient de traînée référencé à la surface aile pour Cz = 0 [-]
Cxi :	Coefficient de traînée induite [-] $Cxi = (Cz)^2 / (\pi \cdot \lambda \cdot e)$
Smt :	Surface mouillée totale de l'avion [m ²]
Cfe :	Coefficient de frottement équivalent plaque plane. [-]
m _d :	Masse max de l'avion au décollage [kg]
g :	Accélération de la pesanteur ou facteur de charge [m/s ²]
λ :	Allongement de l'aile [-]
e :	coefficient d'Oswald [-] (pour aile elliptique non vrillée e = 1)

La vitesse de croisière dépend donc de la puissance disponible (moyen fixé : motorisation confiée à un groupe motopropulseur de 37 à 47 cv), du rendement d'hélice, de la surface mouillée (et donc indirectement de la masse maxi) et du coefficient de frottement équivalent plaque plane (Cfe).

Pour connaître les performances de notre avion, il faut donc estimer le rendement d'hélice, la surface mouillée, la masse maxi, le coefficient de frottement équivalent plaque plane (Cfe) etc.

Ces paramètres et ces critères de qualité seront évalués statistiquement pour pouvoir démarrer le calcul itératif.

2 - ÉTAT DE L'ART, AVION DE REFERENCE : ÉVALUATION STATISTIQUE DES CRITERES DE QUALITE, OUTILS STATISTIQUES DE CHOIX EN CONCEPTION.

"On ne vient pas de nulle part et il serait souhaitable que l'on aille pas n'importe où !"

2.1 LES CRITÈRES DE CONCEPTION

Une fois la mission définie, la rédaction du cahier des charges impose le choix de critères de qualité pour l'évaluation ou pour la conception. Ces critères doivent être chiffrés et tolérancés. Ils permettent de faire des choix entre plusieurs solutions, de les comparer. Notons que souvent, les critères sans dimensions sont plus adaptés à la comparaison entre appareils différents.

Ainsi pour la mission principale de notre appareil :

• **Transporter, balader, élever une charge utile (utilisateurs + bagages + pétrole)** sur une **distance** donnée (ou pendant une certaine **durée**) au **moindre coût** et dans des conditions de sécurité réglementaires et de nuisances acceptables.

Les critères techniques d'évaluation pertinents sont entre autres :

- La **fraction de masse QM = Mv/Mmax** qui permet d'évaluer la qualité de réalisation de la fonction de transport de masse utile.
- Le **coefficient de frottement équivalent plaque plane (Cfe)** ou le **rendement aérodynamique global** ainsi que
- la **surface mouillée (Smt)** de l'avion qui permettent d'évaluer la qualité aérodynamique et de l'hypersustentation.
- Enfin, le **rendement d'hélice (ηh)** permet d'évaluer la qualité de la propulsion.

2.2 L'AVION DE RÉFÉRENCE

Nous introduisons ici l'utilisation de l'**avion de référence** et donc des **statistiques** pour définir les données dimensionnantes, chiffrer les critères de l'avion. Cette méthode dite "de l'avion de référence" permet :

- 1- de ne pas partir de rien,
- 2- d'avoir des données statistiques historiques sur l'état de l'art passé et présent.

Cette analyse statistique préalable permet de pré-déterminer les critères de qualité chiffrés. La conception de tout nouvel aéronef devra se référer à l'avion de référence, bien choisi pour la mission envisagée. Cette méthode est justifiée par l'évolution toujours continue des techniques.

• METHODE :

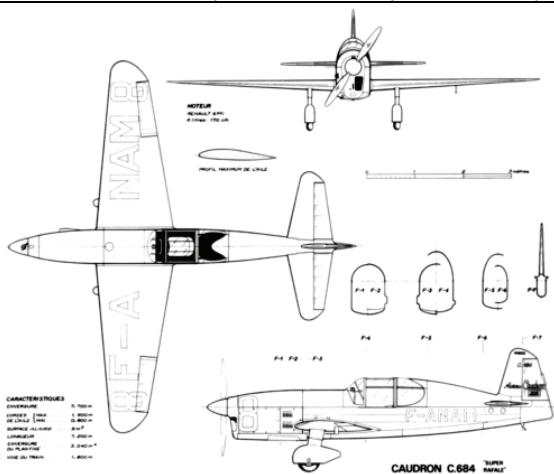
- Etablir un échantillon représentatif d'avions ayant approximativement le même cahier des charges que celui que l'on désire concevoir.
- Etablir des graphes statistiques pour tous les critères de choix.

La constitution d'une base de données d'avions de référence pour différentes missions est un préalable indispensable à toute conception, parce qu'elle permet l'acquisition d'une culture indispensable.

Dans la liste qui suit, les avions retenus correspondent au cahier des charges de l'auteur. Des avions forts différents y sont rassemblés, tous choisis pour leurs qualités massiques ou aérodynamiques ou les deux.

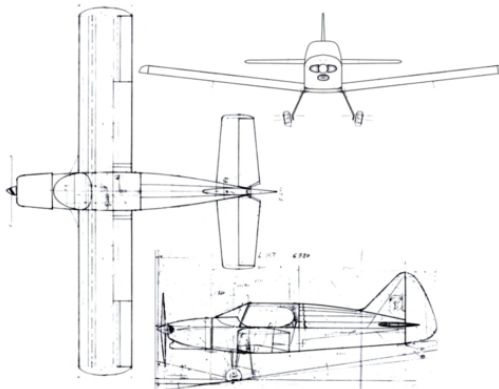
- **UN EXEMPLE**

Attention, les dessins qui suivent ne sont pas à l'échelle (Source : « *Avions Légers* ». Pierre ROUSSELOT)

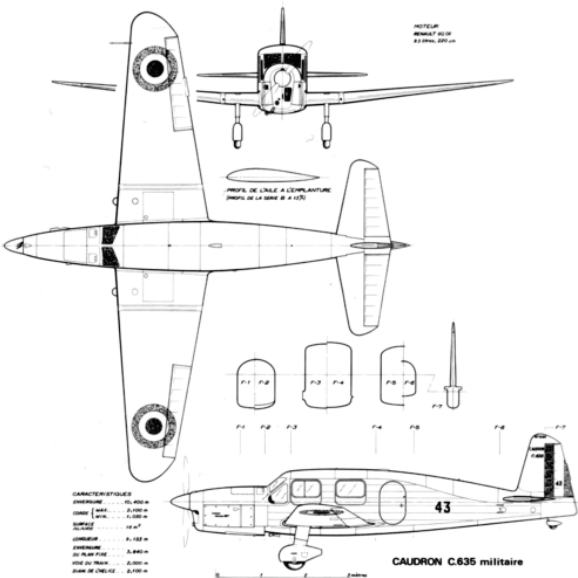


Caudron C684 : Qualité aérodynamique et de propulsion exceptionnelles (Marcel RIFFARD).

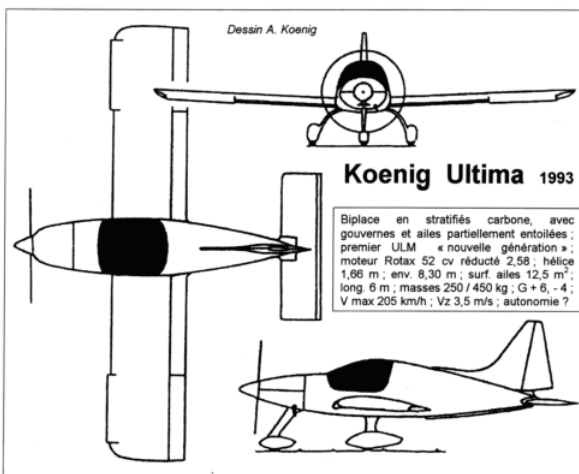
STARTRAP (F. Guicheney)



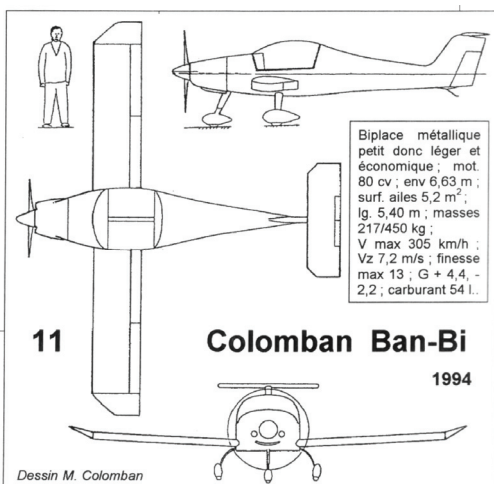
STARTRAP : Bonne qualité aérodynamique pour un appareil à la finition "low cost" mais dont les formes générales prouvent la parfaite compréhension des phénomènes aérodynamiques par son concepteur. Un bon rapport simplicité / efficacité (M. GUICHENEY).



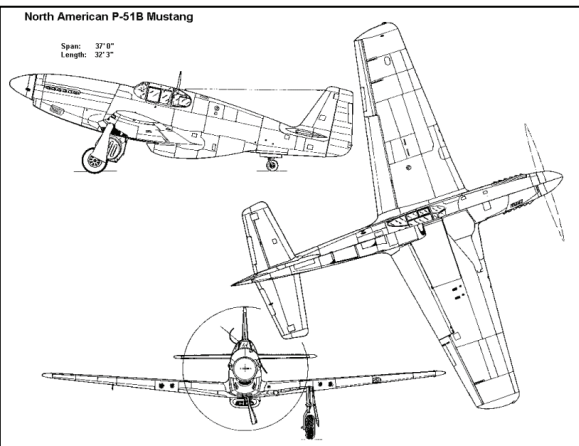
Caudron C635 SIMOUN: Bon rapport simplicité / efficacité
(Marcel RIFFARD).



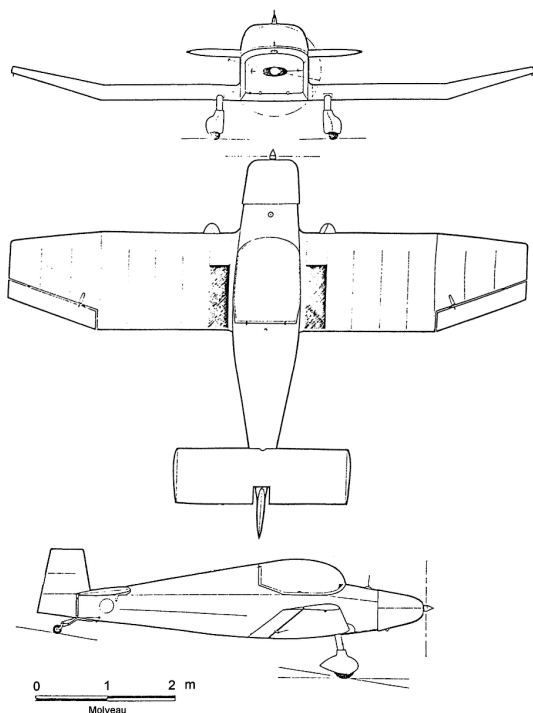
BUL 503 ULTIMA : Qualité aérodynamique et massique. Premier ULM contemporain à avoir dépassé les 200 Km/h avec 50 CV (André Koenig).



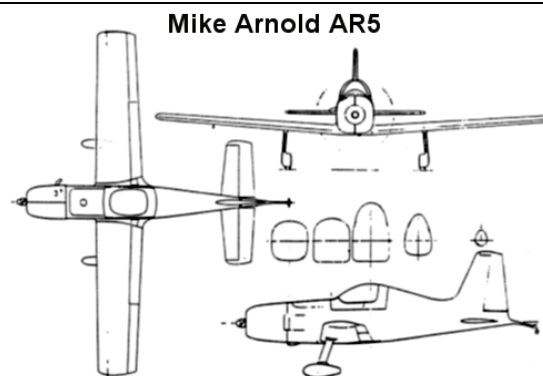
MC100 : LA référence française actuelle pour la qualité aérodynamique et massique, malgré une complexité de fabrication et un prix plutôt élevés (Michel COLOMBAN).



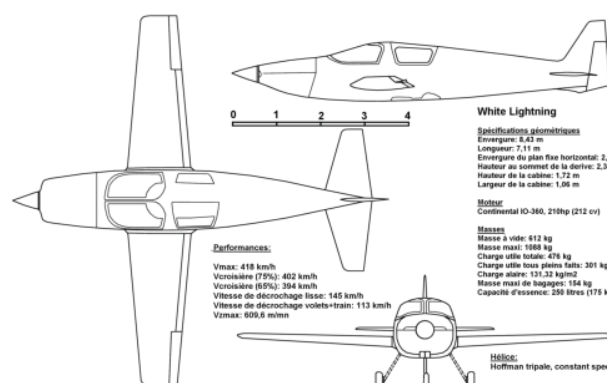
P51B MUSTANG : Qualité aérodynamique et propulsion. Une référence en terme de traînée de refroidissement (Edgar SCHMUED).



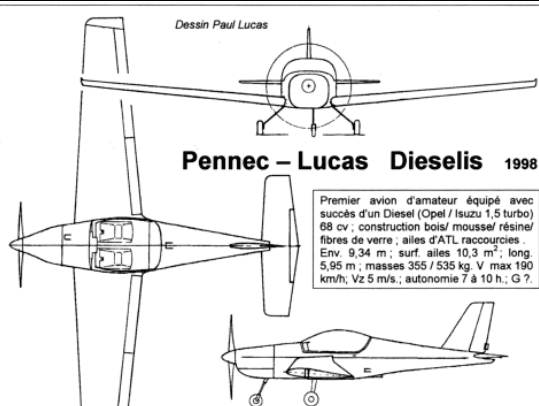
JODEL D18 : Bonne qualité massique pour une simplicité de construction évidente. Le génie de Délémontez : difficile de faire plus simple dans tous les détails (Jean DELEMONTEZ).



AR5 : Qualité aérodynamique proche des limites (Mike ARNOLD).



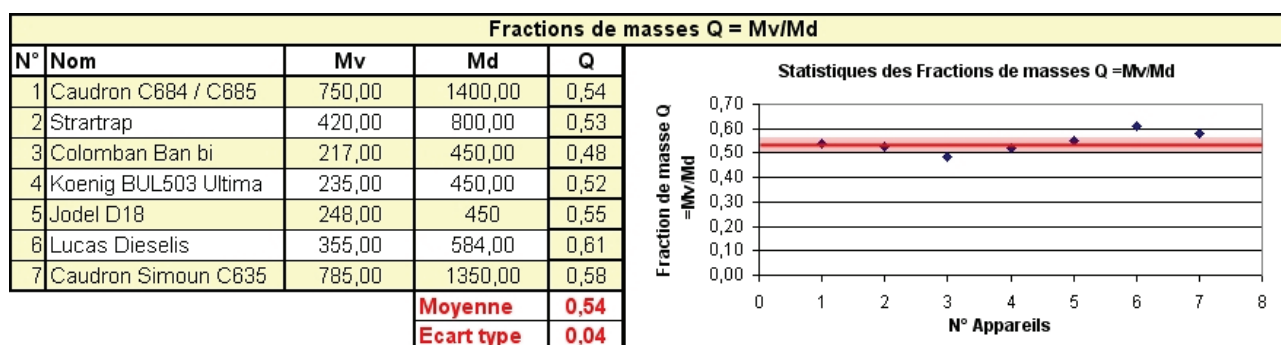
White Lightning : L'étalon actuel de la qualité aérodynamique. Notez ses formes simples et pures (Steve JONES).



DIESELIS : En dépit d'un groupe motopropulseur très lourd pour la puissance développée (160 kg / 65 cv) l'aérodynamique et la propulsion particulièrement bien traitées compensent une qualité massique grevée par le moteur (Paul LUCAS).

A partir de cet échantillon d'avions de référence, on peut constituer des graphes chiffrés d'évaluation des critères.

QUALITE MASSIQUE (QM).



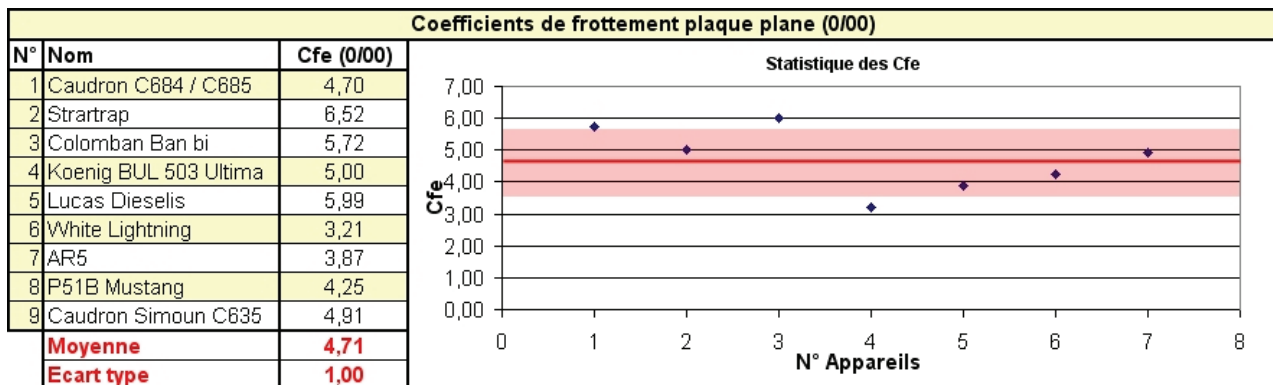
Les limites pratiques de ce rapport ont été atteintes dès 1935 par Riffard et ses Caudron (QM=0,50) puis plus récemment par J. Delemondez (D18 : QM = 0,51) et M. Colomban (MC100 : QM =0,48).

Dans l'échantillon d'avions sélectionnés, la valeur moyenne de cette fraction de masse est de $QM = 0,54$ avec un écart type de $\pm 0,05$. Il est donc raisonnable de viser pour notre projet une **fraction de masse $QM = 0,5$** .

La connaissance de la masse utile ($M_u = 225$ kg) permet de connaître la masse maxi de l'avion (M_d) :
 $QM = 0,5$ or $QM = M_v/M_d = M_v/(M_v + M_u) = 1 + M_v/M_u$ d'où $M_v = M_u = 225$ kg et **$M_d = 450$ kg**.

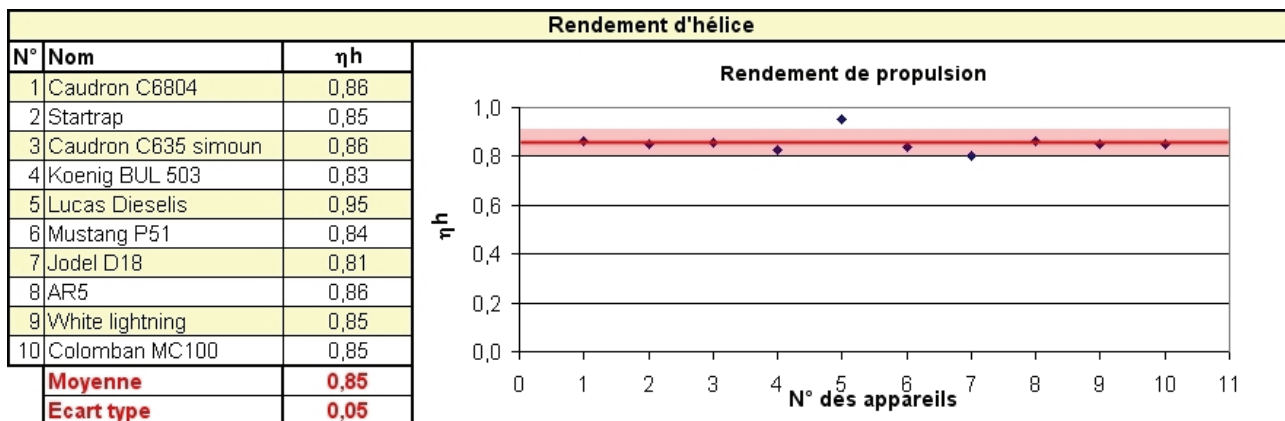
$M_d = 450$ kg

COEFFICIENT DE FROTTEMENT EQUIVALENT PLAQUE PLANE (Cfe).



Le projet de l'auteur s'inspire du Caudron 684. A la vue des Cfe obtenus par ces avions, il est raisonnable de tabler sur une qualité aérodynamique correspondant à un **Cfe de 5/1000**.

RENDMENT DE PROPULSION.



ESTIMATION DES SURFACES MOUILLEES.

Quelle surface mouillée totale est il possible d'obtenir pour un biplace ULM de $V_{s0} = 65$ km/h et de $M_{max} = 450$ kg ?

Hypothèses : $V_{s0} = 65$ km/h = 18 m/s

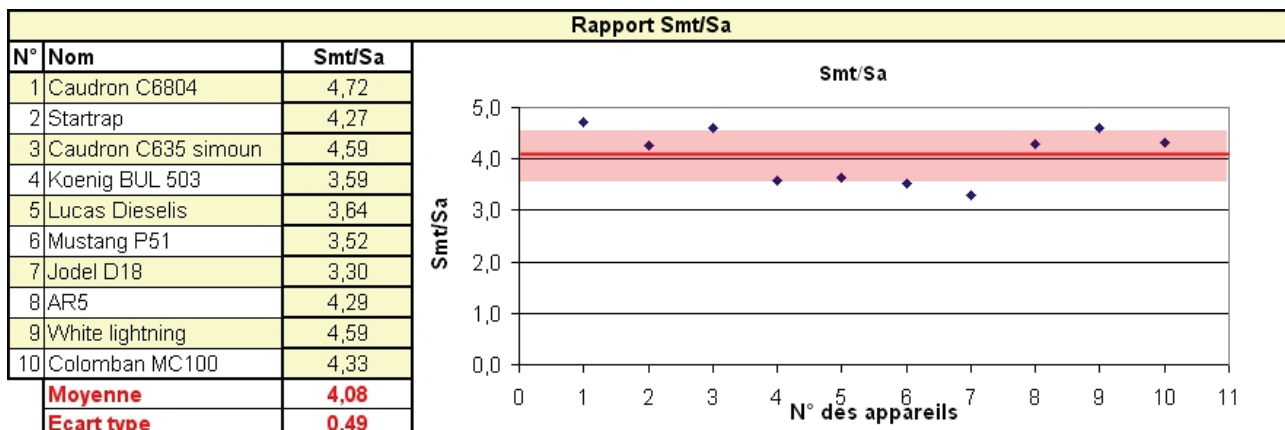
L'utilisation de volets hypersustentateurs simples bien conçus sur 60% de l'envergure permet d'atteindre des $C_{z_{max}}$ équilibrés de 2 (valeurs issues d'études statistiques d'avions de références disposant des mêmes techniques d'hypersustentation).

La vitesse minimum de contrôle de 65 Km/h (imposée par la réglementation ULM) impose donc une surface alaire minimum :

$$S_a = (2.m.g) / (\rho.V^2.C_{z_{max}})$$

$$S_a = (2 \times 450 \times 9,81) / (1,225 \times (18)^2 \times 2,1) = 11,12 \text{ m}^2$$

$S_a = 11,12 \text{ m}^2$



On remarquera avantageusement que statistiquement, la surface mouillée totale pour des avions classiques monomoteurs est d'environ quatre (4) fois la surface alaire.

Surface mouillée totale :

$$SMT = 4 \times 11,12 = 44,5 \text{ m}^2$$

$$SMT = 44,5 \text{ m}^2$$

2.3 CALCUL D'AVANT PROJET.

Récapitulons les critères choisis et les valeurs calculées :

Masse Utile	Mu	225 kg	Cdc
Equipage	Deux personnes côte à côte décalé.		Cdc
Puissance maximum	P_{max}	37 cv < Pmax < 47 cv	Coûts
Distance franchissable	D_{fr}	Au moins 600 km.	Cdc
Durée de vol	Ddv	4h + 1h de réserve.	CdC
Vitesse de croisière	V_{cr}	si possible > 80 kts.	Cdc et stat.
Vitesse minimale de contrôle	Vs0	65 km/h; 18 m/s	Réglementaire.
Coût de fabrication	Coût fabrication (2005)	13 000 €	Coûts
Coût Hdv	Coût Hdv	40 € max /Hdv	Coûts Cdc
Fraction de masse	QM = Mv/Md :	0,5	Statistiques
Coefficient de frottement équivalent plaque plane	Cfe :	5/1000	Statistiques
Surface mouillée totale	SMT :	44,5 m ²	Statistiques
Rendement hélice	ηh :	0,8 (valeur faisable)	Statistiques

Fuselage :			
Largeur fuselage	b_f :	1,1 m	(étude d'ergonomie)
Hauteur fuselage	h_f :	1,3 m (étude d'ergonomie)	(étude d'ergonomie)
Longueur fuselage	L_f :	6,50 m	(Calcul d'après statistiques L _f = 5.D _f =

Aile :			
Surface alaire	Sa :	11,12 m ²	Calculé
Allongement	λ :	7	Calculé d'après statistiques
Envergure	b :	8,82 m	Calculé avec λ= b ² /Sa
Effilement	Ce/Ci	0,6	Valeur minimum avant Pb de décrochage d'ailerons
Corde interne	Ci :	1,575 m	Calculé avec l'effilement et C _{mo}
Corde externe	Ce :	0,945 m	Calculé avec l'effilement et C _{mo}

On peut maintenant évaluer la vitesse maxi :

$$V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{2.Pm.\eta h}{\rho.[Smt.Cfe.(1+0,07)]}} = \sqrt[3]{\frac{2 \times 34500 \times 0,8}{1,225 \times [44,5 \times 5/1000 \times (1+0,07)]}} = 58,38 \text{ m/s} = 210,17 \text{ km/h}$$

Cette valeur correspond à la première itération. Il faut poursuivre les itérations en tenant compte de la vraie valeur de la traînée induite jusqu'à ce que la vitesse converge vers une valeur.

Empennage Horizontal

Surface alaire S_{eh} : 2,4 m²

Allongement λ_{eh} :

Envergure b_{eh} :

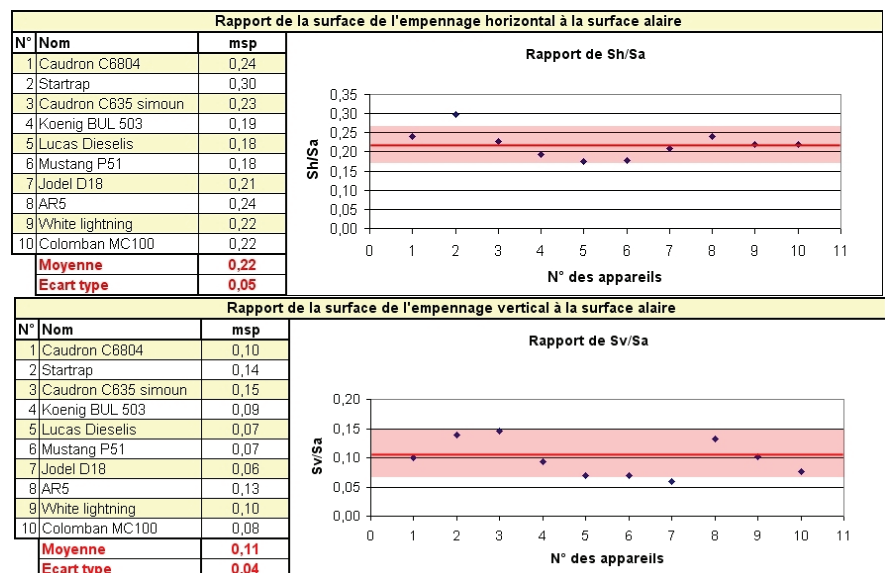
Empennage Vertical

Surface alaire S_{ev} : 1,2 m²

Allongement λ_{ev} :

hauteur h_{ev} :

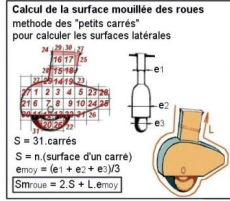
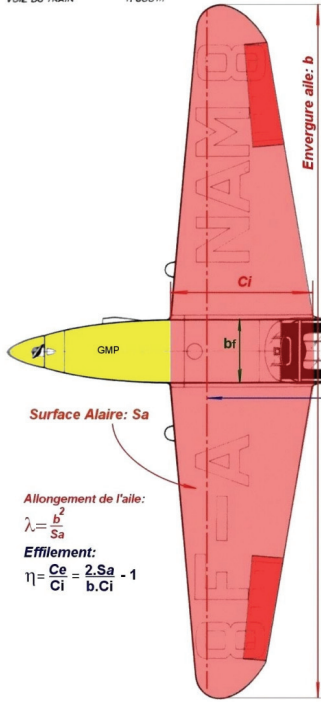
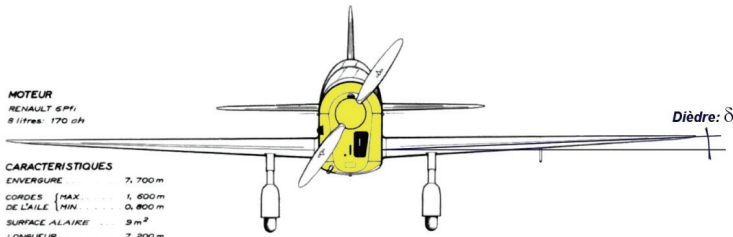
On peut noter que l'on a pré dimensionné presque complètement notre avion sans avoir tracé le moindre plan.



MOTEUR
RENAULT 6PF
8 CV - 170 ch

CARACTERISTIQUES

ENVERGURE 7,700 m
CORDES [MAX. 1,600 m
DE L'AILE [MIN. 0,800 m
SURFACE ALAIRE 3 m²
LONGUEUR 7,200 m
ENVERGURE DU PLAN FIXE 3,040 m
VOIE DU TRAIN 1,800 m

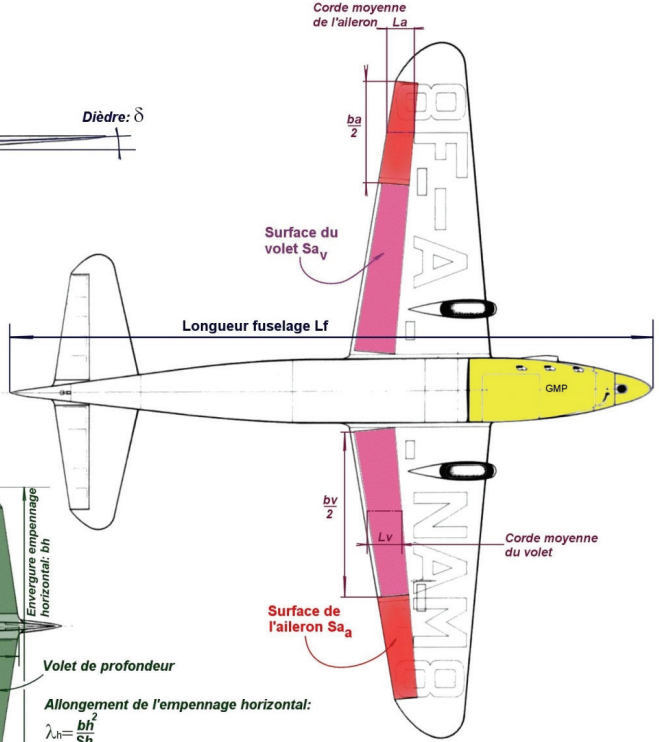


Empennage horizontal:
Surface en plan: Sh

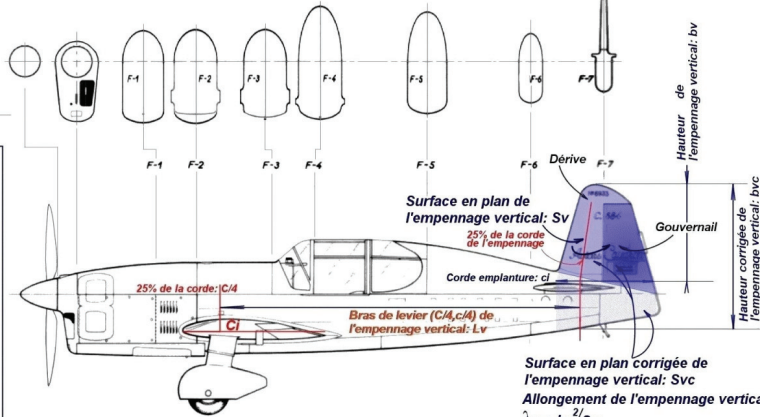
Stabilisateur

Bras de levier (C/4, c/4) de
l'empennage horizontal: Lh

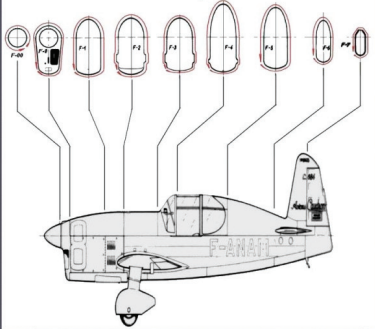
PROFIL MAXIMUM DE L'AILE



CAUDRON C.684 "SUPER
RAFALE"



Calcul de la surface mouillée du fuselage



0 1 2 3 mètres