

Vol à très faible puissance

Ewald Hunsinger

Site : www.HKW-aero.fr Contact : contact@hkw-aero.fr

24.9.2008 - Indice B3 le 23.10.2009

« Des contraintes techniques et financières fortes poussent à la réflexion et à l'optimisation ».

Même à 2 voire 3 euros le litre, les carburants fossiles sont encore peu chers ! Depuis plusieurs décennies, ce faible coût a engendré une médiocrité conceptuelle de nos moyens de transport. Conséquences : gaspillage des ressources et émissions faramineuses de CO₂.

L'observation du passé nous montre jusqu'à quel point nous avons dérivé. Pour illustrer ceci, remontons dans les années 30...

Sommaire

- 1 Introduction
- 2 Rappel historique sur le vol et son développement
- 3 La qualité clé du futur
- 4 Vol à faible puissance ou retour à KLEM 1920 amélioré ; conception synthétique par modélisation de système pour obtenir un avion virtuel
- 5 Evaluation de l'influence de la qualité aérodynamique ($C_{fe,A}$) et de la motorisation d'un ULM de 472,5 kg 15
- 6 Conclusion

1 Introduction

L'évolution historique en aviation légère (AL) a vu s'installer une dérive des puissances moteurs...

Les conséquences sont multiples...

2 Rappel historique sur le vol et son développement

2 1 Le passé

MERCEDES DAIMLER L20 biplace développé par KLEM en 1920

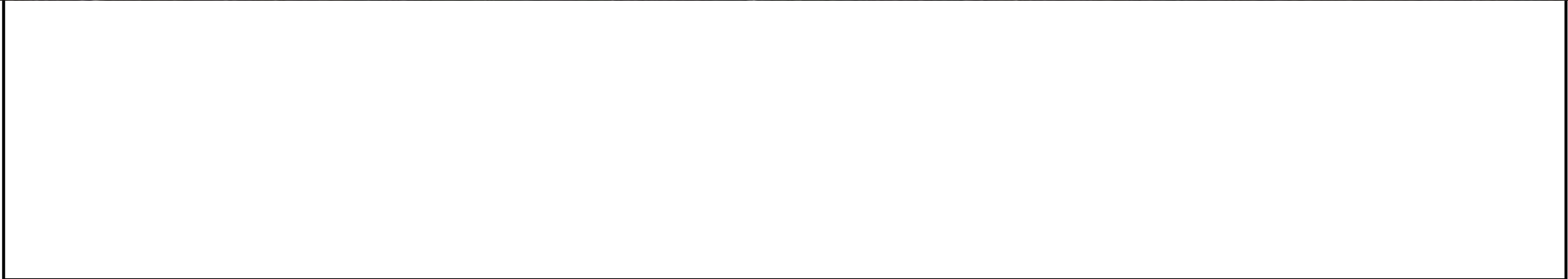
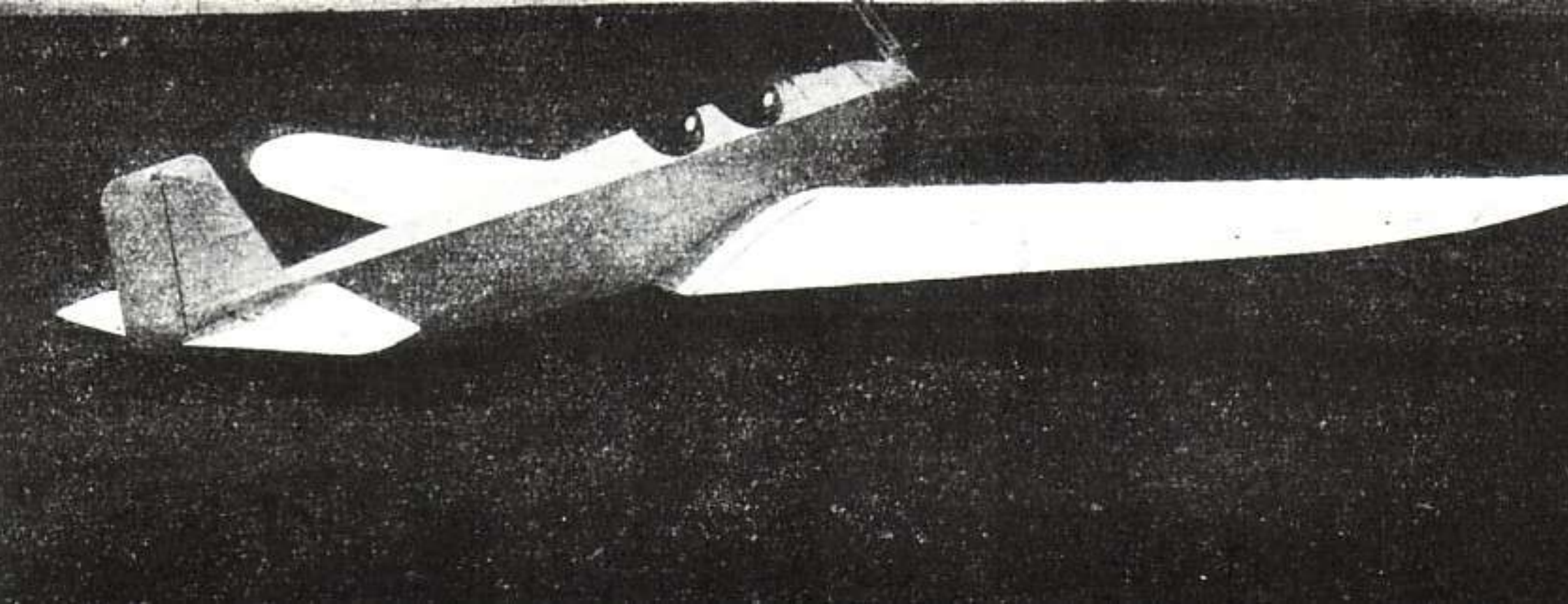
$M_V = 220$ kg (bois et toile) ; $M_E = 170$ kg ; $M_D = 390$ kg

$S = 20$ m² ; $b = 13$ m

$V_{Max} = 100$ km/h ; $V_{croisière} = 90$ km/h ; $H_{plafond} = 3500$ m

Moteur : MERCEDES bicylindre 4T, 20 cv réductés, $C_{sp} = 0,25$ kg/ch.h

Carburant = 25 litres



MESSERSCHMITT M17 biplace 1925

$M_V = 180$ kg (bois et toile) ; $M_E = 190$ kg ; $M_D = 370$ kg

$S = 10,4$ m² ; $b = 11,6$ m

$V_{Max} (?) = 140$ km/h ; $V_{Mini} = 65$ km/h

$H_{plafond} = 5000$ m

$V_z = 1,85$ m/s

Moteur : BRISTOL CHERUB bicylindre 4T, 29 cv

Carburant = 50 litres

Consommation horaire = 10 litres



Voici donc les deux vrais avions légers et ULM précurseurs...

2 2 Le présent

Le présent est caractérisé par l'avalanche de 234 ULM destinés à la même mission...

2 3 Le futur

Un « traité de VERSAILLES » rénové est imposé par l'environnement...

Il devient donc impératif de réduire la consommation de carburant et, par la même occasion, la puissance installée sur nos ULM et autres avions.

La question se pose donc : pourrions nous revenir à KLEM ou à MESSERSCHMITT, et à quelles conditions ?

3 La qualité clé du futur

Méthode de l'avion de référence :

La modélisation du calcul d'un avant-projet avion, avec l'établissement des équations de conservation de masse et d'énergie, est connue. Les paramètres de qualité impliqués sont :

a) Un paramètre de qualité massique : masse à vide / masse au décollage (M_V/M_D)...

Données : M_U (masse utile)

$M_E = M_U + M_C$ (respectivement : masse emportée, masse utile, masse carburant)

Ainsi : $M_D = M_V + M_E \Leftrightarrow M_E/M_D = 1 - (M_V/M_D)_{\text{réf}} \Leftrightarrow$

$$M_D = M_E / (1 - (M_V/M_D)_{\text{réf}})$$

Ceci nous permet d'établir une échelle de qualité massique sur les réalisations connues et autoriser un choix en avant-projet :

$M_V / M_D = 1,00$	
	Zone non réaliste
$M_V / M_D = 0,73$	
	Zone de déficiences
$M_V / M_D = 0,60$	
	Zone de qualité
$M_V / M_D = 0,50$	
	Zone d'excellence
$M_V / M_D = 0,40$	
	Zone non réaliste
$M_V / M_D = 0,00$	

b) Un paramètre de qualité aérodynamique caractérisé par l'origine double de la traînée : le frottement visqueux et la pression, tel que :

$$F_x = q \cdot (S_F \cdot C_{XP} + S_M \cdot C_f) = q \cdot S_M \cdot C_f \cdot [1 + (S_F \cdot C_{XP} / S_M \cdot C_f)] = q \cdot S_M \cdot C_{fe}$$

Pour un corps fuselé aérodynamique, type fuselage ou profil d'aile, sans décollements notoires ($S_F \cdot C_{XP} / S_M \cdot C_f$) est nettement inférieur à 1 ; car le frottement prédomine, sa référence naturelle est la surface mouillée baignée par l'air.

Un avion est composé de deux éléments géométriques définis : le fuselage « corps cylindrique fuselé », et l'aile « corps bi dimensionnel » à profil aérodynamique. Leurs surfaces mouillées sont telles que :

$$S_{MF} = 2,1 \cdot D \cdot L \quad \text{Ou} \quad S_{MF} = 2,1 \cdot D^2 \cdot (L/D)$$

D = diamètre du maître couple du fuselage ; L = longueur du fuselage

Pour les surfaces portantes ailes et empennage, nous avons :

$$S_{MA} = 2.S.(1 + S_E/S)$$

Nota : $S_E/S \approx 0,3$ (S_E ou S = surface en plan ou surface projetée des empennages ou de l'aile).

La surface mouillée totale avion devient ainsi : $S_{MT} = S_{MA} + S_{MF} \Leftrightarrow$

$$S_{MT} = 2.S.(1 + S_E/S) + 2,1.D^2.(L/D)$$

Obtention du paramètre de qualité aérodynamique C_{fe} : prenons pour référence l'avion léger qui a la meilleure aérodynamique connue possible : le NEMESIS...

Sur cette base, nous choisissons un C_{fe} objectif en fonction de la qualité que nous voulons atteindre :

$$C_{fe} = 0,020$$

Zone de déficiences avérées

$$C_{fe} = 0,006 = 2.C_{fe \text{ NEMESIS}}$$

Zone de déficiences correctibles

$$C_{fe} = 0,0045 = 1,5.C_{fe \text{ NEMESIS}}$$

Zone de qualité

$$C_{fe} = 0,00375 = 1,25.C_{fe \text{ NEMESIS}}$$

Zone d'excellence

$$C_{fe} = 0,003 = 1.C_{fe \text{ NEMESIS}}$$

Zone d'excellence pour les planeurs, non réaliste pour les avions,

$$C_{fe} = 0,0025$$

Zone inexplorée à ce jour ou zone d'innovation

Soit nous utilisons la méthode ci-dessus, soit nous utilisons une méthode plus élaborée non développée dans ce document : « méthode de HOERNER JONES »...

4 Vol à faible puissance ou retour à KLEM 1920 amélioré ; conception synthétique par modélisation de système pour obtenir un avion virtuel

4 1 Dimensionnement pour la croisière à mission fixée, exigences du cahier des charges

a) Exigence du cahier des charges, exemple

- masse utile (M_u) = $2 \times 86 \text{ kg} = 172 \text{ kg}$
- mission croisière à 2400 m (consommation montée compensée par la descente)
- temps de vol (T_v) = 3 heures + 0,75 heures de réserve

- vitesse de vol en croisière à 2400m = $V_{CR2,4} = 180$ km/h à 75% de la puissance installée (vitesse maximum pour assurer la tenue à la rafale du fait de la faible charge au m^2 de ULM)
- ergonomie cabine :
 - position cote à cote
 - largeur fuselage extérieur (b_F) = hauteur fuselage = 1,06 mètre
 - $L/D = 5$ (longueur fuselage/ diamètre maître couple)
 - diamètre moyen = périmètre/ $\pi = (2/\pi + 0,5) \cdot b_F = 1,137 \cdot b_F$ d'où $D = 1,06 \cdot 1,137 = 1,205$ m (section maître couple fuselage carrée, coins arrondis)
 - surface mouillée du fuselage = $2,1 \cdot 1,205^2 \cdot 5 = 15,25$ m^2

b) Choix des données initiales, exemple :

- $V_{\text{mini sol}} = 65 \text{ km/h}$
- $C_{z \text{ max}}$ volets sortis à $V_{\text{mini}} = 2,25$ (volets à becs, $\beta = 45^\circ$)
- rendement hélice en croisière = 0,8
- ce qui permet de calculer la charge alaire $M_d / S = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot C_{z \text{ max}} / g =$
 $1,225 / 2 \cdot (65 / 3,6)^2 \cdot 2,25 / 9,81 = 45,8 \text{ kg/m}^2 \approx 46 \text{ kg/m}^2$
- qualité aérodynamique $C_{fe} = 0,00375$ (cf. avion AR5) soit $1,25 \cdot C_{fe}$

NEMESIS

- qualité massique $M_V / M_{D \text{ réf}} = 0,55$
- allongement = $b^2 / S = 10$
- consommation spécifique = 0,20 kg/cv.h
- puissance croisière / puissance nominale du moteur = 0,75 (= P max à 2400 m)
- masse spécifique de l'air à 2400 m = $\rho_{\text{croisière}} = \rho_0 \cdot (20-h) / (20+h)$
 $h = 2,4 \text{ km} ; \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3 \Rightarrow \rho = 0,9625 \text{ kg/m}^3$

- $e = 0,8$ (coefficient d'OSSWALD) = correction de la répartition de la portance en envergure, à obtenir et à vérifier sur le proto (= qualité de la sustentation)

4 2 Etablissement des équations de calcul itératif

- initialisation du calcul itératif : masse emportée initiale = masse utile ($M_E = M_U + 0$ carburant)
- étapes successives, modèle minimal de calcul par processus itératif de dimensionnement :

- $M_E/M_D = 1 - M_V/M_D$
- $M_E = M_U + M_C$
- $M_D = M_E/(M_E/M_D)$
- $S = M_D/(M_D/S)$
- $b = (A.S)^{1/2}$ $b = \text{envergure}$
- $S_{MT} = S_{M \text{ fuselage}} + 2.S.(1 + S_E/S) = 15,25 + 2,6.S$
- $P_{\text{moteur}} = [(\rho_{\text{croisière}}/2).V_{\text{cr}2,4}^3.S_{MT}.C_{fe} + (Mg/b)^2 / ((\rho_{\text{croisière}}/2).\pi.e.V_{\text{cr}2,4})]$
 $/ [735,5.Rh_{\text{croisière}}.(P_{\text{croisière}}/P_{\text{moteur}})]$
- $\text{masse de carburant } M_c = P_{\text{moteur}} . (P_{\text{croisière}}/P_{\text{moteur}}) . C_{sp} . T_v =$
 $P_{\text{moteur}} . 0,75 . 0,2 . 3,75 = 0,5625 . P_{\text{moteur}}$

Le calcul itératif sur les données initiales nous donne :

Itérations →	1	2	3	4	5
M_D	382,2	413,7	416,3	416,5	416,5
S	8,31	8,99	9,05	9,055	9,055
b	9,12	9,48	9,51	9,52	9,52
S_{MT}	36,86	39,91	38,78	38,79	38,79
P_{moteur}	25,175	27,27	27,45	27,42	27,42
M_C	14,16	15,34	15,43	15,42	15,42

Le processus de calcul itératif autocorrectif a convergé au terme de 4 itérations et donne l'avion qui répond au cahier des charges :

M_D	416,5 kg
S	9,055 m ²
b	9,52 m
S_{MT}	38,79 m ²
P_{moteur}	27,42 cv
M_c	15,42 kg
M_C	$0,55.M_D = 229$ kg

L'étape suivante consisterait à recalculer les performances au sol ($\rho_0 = 1,225$), la polaire des vitesses et les performances au décollage (roulage et montée). Sans oublier le calcul des performances à standard $15^\circ\text{C} + 25^\circ\text{C}$.

4 3 Etude de l'influence de la variation des paramètres de qualité ou de leur non tenue par balayage des variables

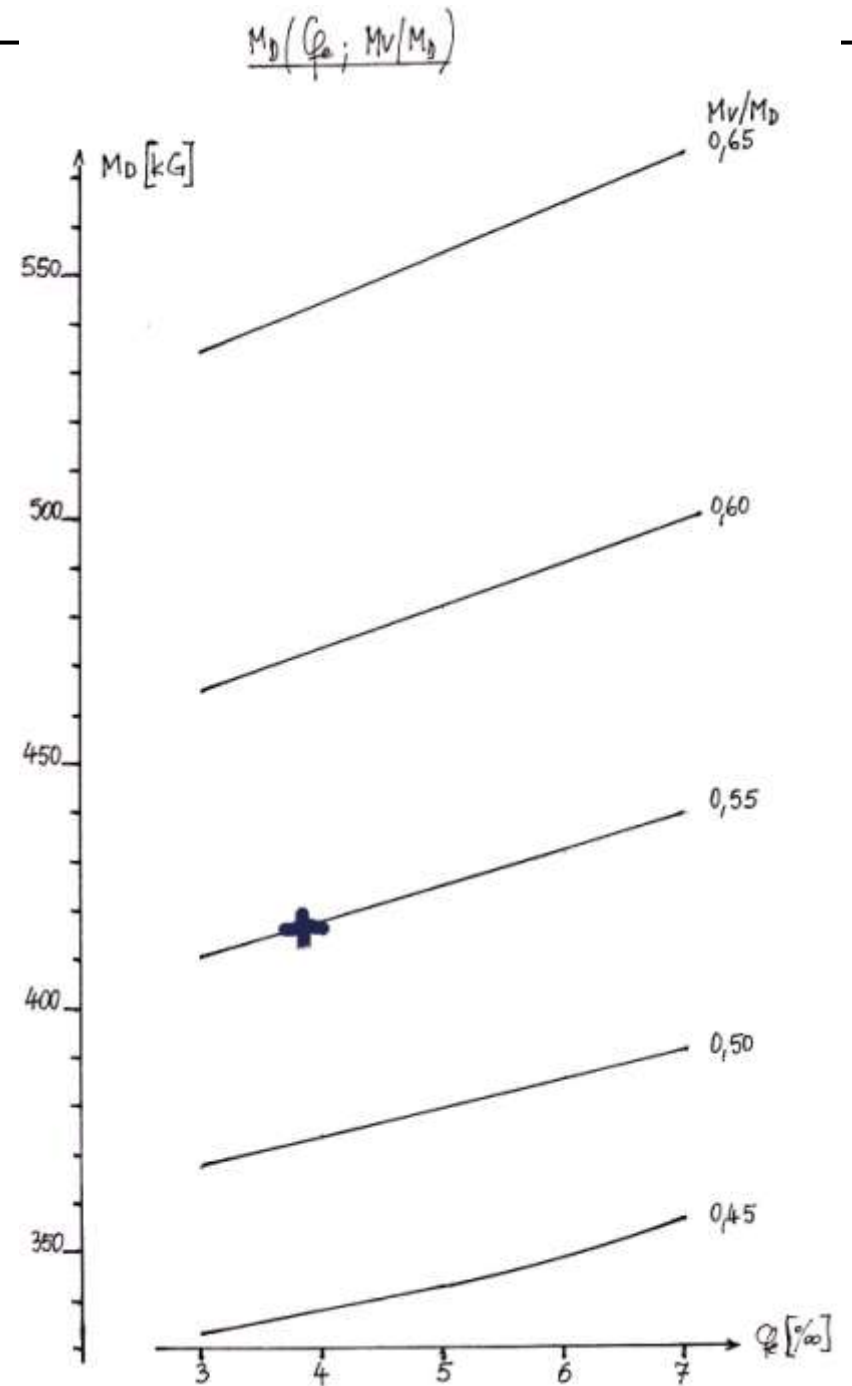
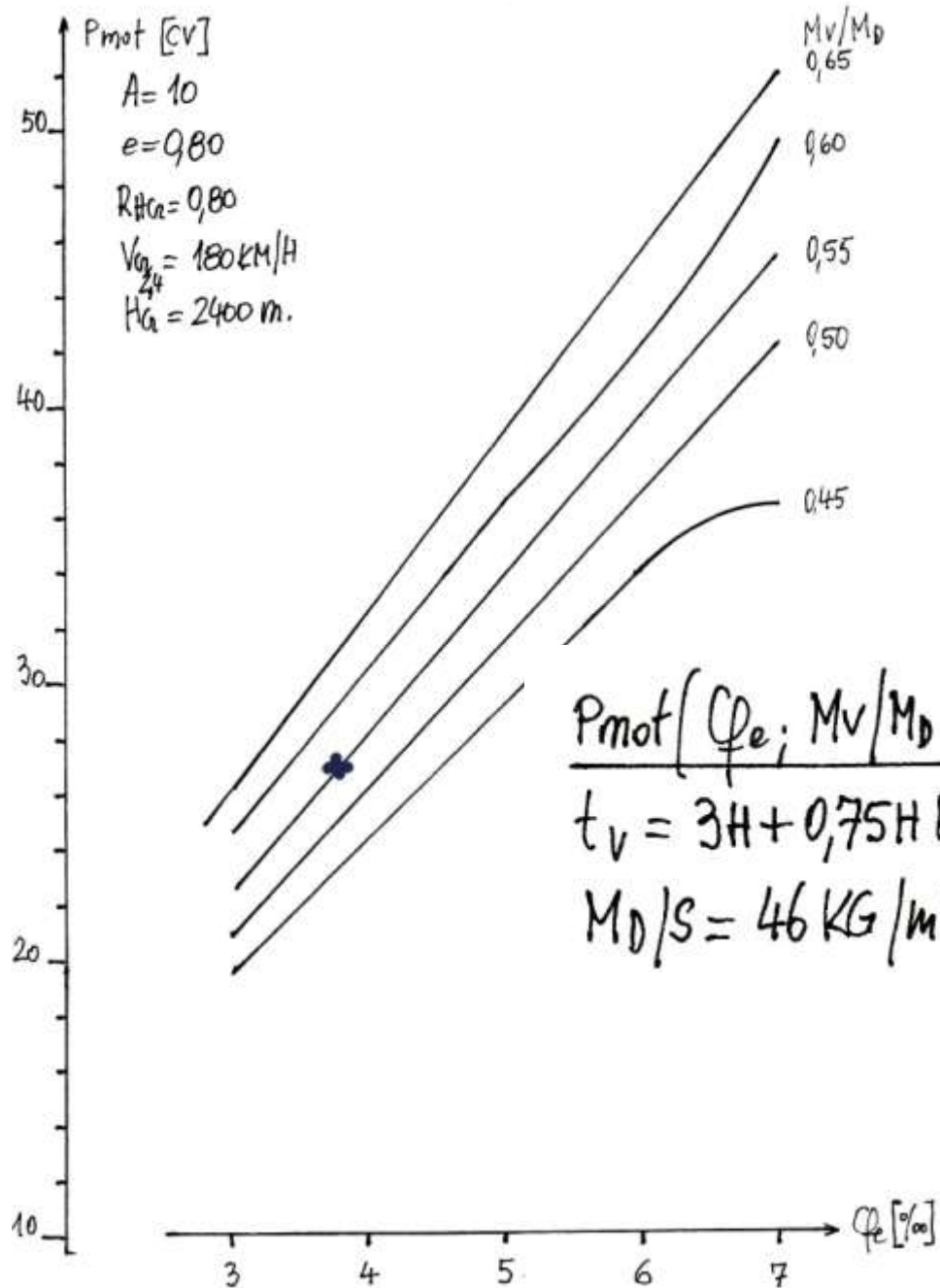
$$0,45 \leq M_V/M_D \leq 0,65$$

$$0,003 \leq C_{fe} \leq 0,007$$

Conclusion : l'amélioration de la qualité aérodynamique et massique permet d'envisager une réduction de la puissance installée, de la masse au décollage et de la masse de carburant et inversement. Il n'y a pas d'optimum sur les courbes, par contre il faut faire tendre ces deux paramètres vers leurs limites pratiques : C_{fe} vers 0,003 et M_V/M_D vers 0,40.

Une dégradation de M_V/M_D peut être compensée par une amélioration du C_{fe} et inversement. Mais il est important de soigner les deux !

Voir courbes page suivante.



5 Evaluation de l'influence de la qualité aérodynamique (C_{fe},A) et de la motorisation d'un ULM de 472,5 kg

- P_{nécessaire au sol = vol à altitude nulle} =

$$\left[\left(\frac{\rho_0}{2} \right) \cdot V_{\text{sol}}^3 \cdot S_{\text{MT}} \cdot C_{\text{fe}} + \frac{(Mg/b)^2}{\left(\frac{\rho_0}{2} \right) \cdot \pi \cdot e \cdot V_{\text{sol}}} \right] / 735,5$$
- P_{moteur} = P_{utile}/Rh = P_{nécessaire au sol}/Rh

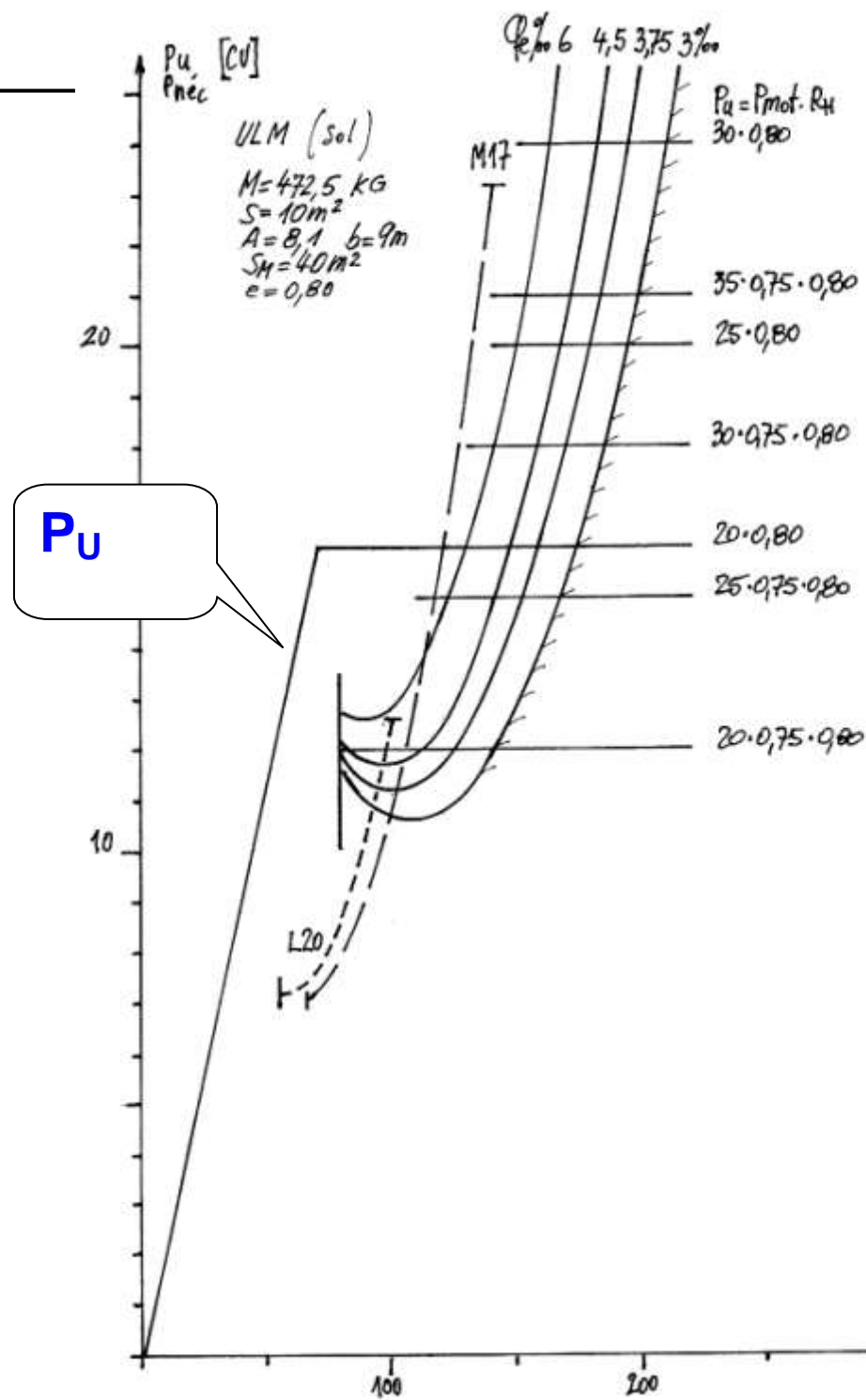
Domaine de balayage des variables : $0,003 \leq C_{\text{fe}} \leq 0,006$

Allongements : 8,1 et 14,7 soit $b = 9$ et $b = 12\text{m}$

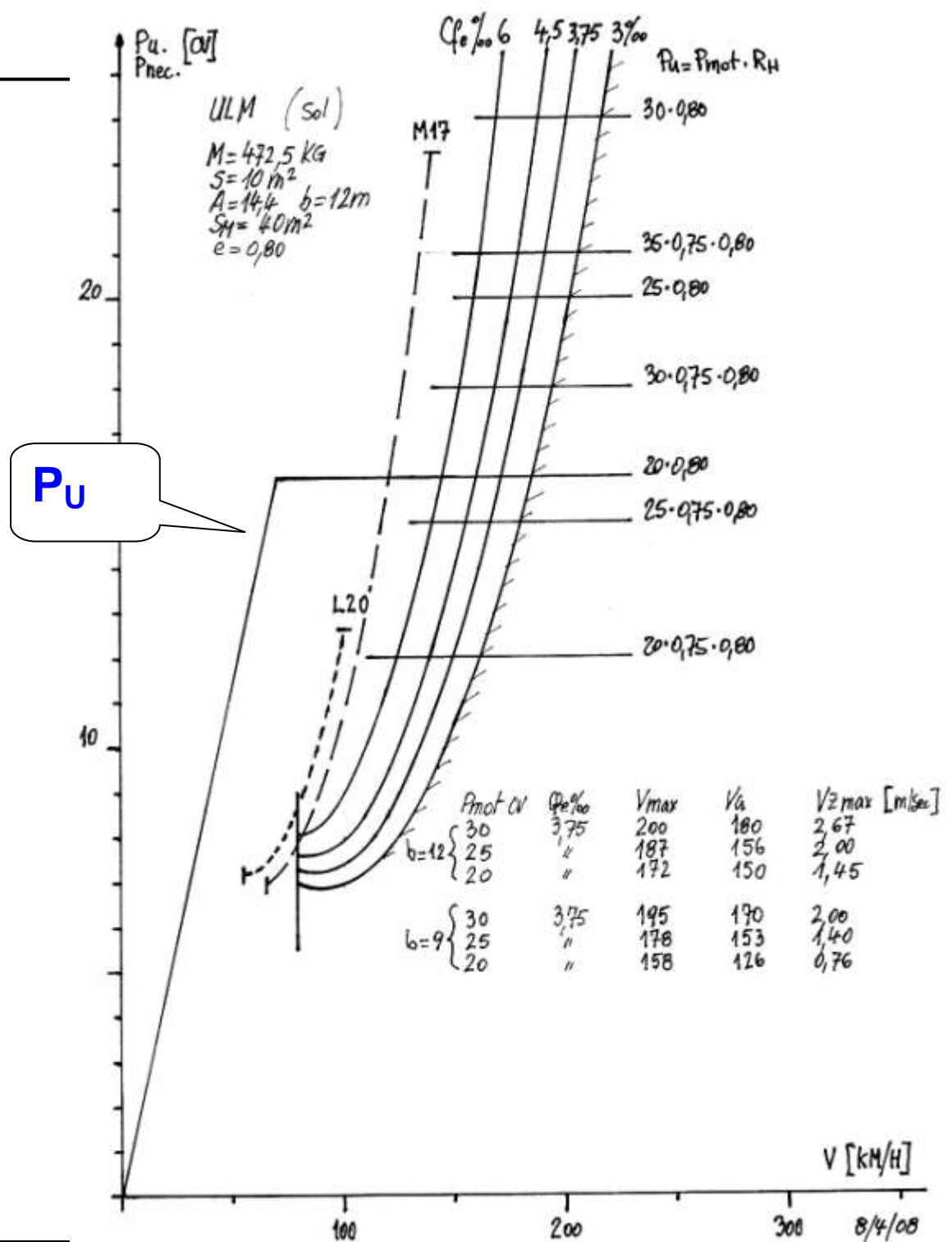
$e = 0,8$

Résultat : voir les deux courbes suivantes :

Allongement 8,1



Allongement 14,4



6 Conclusion

Conditions du vol en biplace à faible puissance :

- qualité massique : M_V/M_D le plus proche possible de la limite pratique de 0,4
- qualité aérodynamique : C_{fe} le plus proche possible de la limite pratique de 0,003
- un allongement proche de celui des motoplaneurs
- une hyper sustentation efficace
- une correction des déficiences résiduelles du prototype autrement que par sur motorisation (la sur motorisation corrige les effets au lieu de corriger les cause !)
- une hélice à pas variable pour adapter au mieux les faibles puissances disponibles au vol

En soignant le C_{fe} et l'allongement (ce qui nous rapproche du motoplaneur), nous arrivons à voler à deux avec 20cv à 150 km/h en croisière, donc plus vite que KLEM. Une aussi faible puissance se traduit par une pollution et une consommation dérisoires. L'efficacité énergétique est de 36 km/litre. Cette valeur est à comparer aux ULM et avions moyens actuels qui n'atteignent que 10 km / litre, voire moins !

La dérive des puissances et des masses, en ULM et en avion léger, est à mettre sur le compte de la perte de savoir et de savoir faire. En particulier l'absence de critères de qualité rend la sélection d'un appareil ou l'innovation en conception aléatoires. De même, l'absence de méthode de modélisation rend la conception tout aussi aléatoire. Une telle méthode aurait donné l'alarme sur les dégradations actuelles et à venir.

Et ce n'est pas la propulsion électrique qui compensera cette dégradation !

Recommandation : pourquoi pas un groupe d'étude pour développer le vol à faible puissance et les techniques aptes à le permettre ? Voici un sujet intéressant pour nos écoles d'ingénieurs en panne « d'innovations optimisantes » !