

# Algorithmes employés par *PCA2000*

Didier Breyne et Yukito Kawakami

Août 2005

## Table des matières

<b>1</b>	<b>Méthodologie</b>	<b>1</b>
1.1	Modélisation à objectifs fixés . . . . .	1
1.2	Modélisation à moyens fixés . . . . .	1
1.3	Modélisation à géométrie fixée . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Algorithmes de modélisation</b>	<b>2</b>
2.1	Définition des variables . . . . .	3
2.2	Modélisation de niveau 1 . . . . .	4
2.3	Modélisation de niveau 2 . . . . .	5
2.4	Modélisation de niveau 3 . . . . .	6
<b>3</b>	<b>Modèles utilisés</b>	<b>7</b>
3.1	Aérodynamique . . . . .	7
3.1.1	Portance . . . . .	7
3.1.2	Accroissement de portance ( $\Delta C_{lMax}$ ) . . . . .	7
3.1.3	Trainée . . . . .	9
3.2	Masses . . . . .	12
3.3	Hélice . . . . .	16
3.4	Moteur . . . . .	17
3.4.1	Modélisation de niveau 1 . . . . .	17
3.4.2	Modélisation de niveau 2 et 3 . . . . .	18
	<b>Bibliographie</b>	<b>19</b>

Nous décrivons, dans ce rapport, la méthodologie et les théories sous-jacentes au module de modélisation du logiciel *PCA2000* [1]. Après avoir décrit l'approche du problème faite par ce dernier, nous nous intéresserons aux algorithmes itératifs puis aux différents modèles utilisés.

## 1 Méthodologie

*PCA2000* propose d'effectuer la modélisation en 3 phases :

1. modélisation à objectifs fixés,
2. modélisation à moyens fixés,
3. modélisation à géométrie fixée.

### 1.1 Modélisation à objectifs fixés

Le concepteur se base sur les informations contenues dans le cahier des charges pour développer un nouvel appareil. Son objectif est de trouver la meilleure configuration, c'est-à-dire celle qui répond de façon optimale aux exigences du cahier des charges.

Il doit essayer de balayer le plus large possible et envisager toutes les solutions possibles et imaginables (train fixe ou rentrant, moteur 2T, 4T, rotatif ou turbopropulseur, de configuration classique, tricycle, canard ou tandem,...). Il doit même envisager celles qui peuvent lui paraître exotiques. Il ne peut avoir aucun préjugé.

Pour ce faire, il travaille sur un nombre limité de variables en ne considérant que les variables du premier ordre c'est-à-dire celles qui influencent de façon significative les résultats. Il ne travaille pas sur base d'un moteur donné mais sur base d'un moteur d'une technologie donnée.

La modélisation de niveau 1 se fait "à moteur flexible" ("rubber engine"). La puissance nécessaire au vol est calculée pour atteindre les objectifs qui ont été fixés dans le cahier des charges. Ensuite, lors de la phase de modélisation suivante, le concepteur ira chercher dans un catalogue de moteurs "Le" moteur dont les caractéristiques se rapprochent le plus de celles du moteur "flexible".

Au terme d'une modélisation de niveau 1, le concepteur a défini un appareil qui répond aux exigences du cahier des charges. La géométrie (surface de l'aile et des empennages,...) de l'appareil est calculée ainsi que sa propulsion (puissance du moteur, caractéristiques de l'hélice). Seule la phase de vol principale (en général la croisière) est explorée, les données d'entrée n'étant pas suffisamment précises pour explorer les autres phases de vol (montée, décollage, descente).

### 1.2 Modélisation à moyens fixés

Lorsque le concepteur croit être arrivé à une solution acceptable, il passe à la seconde phase du processus, la modélisation à moyens fixés.

Les données d'entrée deviennent plus précises et leur nombre augmente. Certaines informations sont puisées directement dans des catalogues de produits. Le moteur " flexible " est remplacé par un moteur existant aux caractéristiques proches de celles du moteur " flexible ". Des algorithmes de calcul élaborés vérifient les valeurs statistiques choisies par analyse de l'existant lors de la phase de modélisation précédente. L'accroissement de portance est calculé en fonction du type de volets utilisé. La traînée globale est décomposée en traînée spécifiques<sup>1</sup>. Un devis de masse détaillé est calculé. Toutes les phases de vol sont explorées. La stabilité est vérifiée. Finalement, une maquette virtuelle en 3D est générée de façon à permettre un contrôle visuel rapide du résultat de la modélisation.

### 1.3 Modélisation à géométrie fixée

L'ultime phase du processus de modélisation se déroule à géométrie fixée.

Elle est réalisée, entre autre, pour visualiser les effets d'un non-respect des paramètres. Quel peut être l'effet d'une dérive des masses en cours de fabrication sur les performances globales de l'appareil? Que peut-on tolérer? Quelles sont les limites d'acceptabilité?

Elle permet également de visualiser les effets d'une modification sur un appareil existant. Quel est l'effet global de la modification de l'aile sur l'avion? Variation de la masse, variation de la traînée,... Les gains réels sont souvent fort différents de ceux que l'on croyait pouvoir obtenir.

## 2 Algorithmes de modélisation

Nous décrivons ici les processus de modélisation des différents niveaux. Les données d'entrées nécessaires à chaque niveau sont précisées dans [2]. Plus le niveau de modélisation augmente, plus l'utilisateur doit fournir de données d'entrées au logiciel.

---

<sup>1</sup>une traînée pour chaque élément et une traînée d'interaction

## 2.1 Définition des variables

Définissons, au préalable, les variables utilisées dans ce paragraphe :

Variables	Signication
$BHP$	Puissance moteur
$C_{lMax}$	Coefficient de portance maximum
$C_l$	Coefficient de portance
$CS$	Pente de montée
$DC_{lMax}$ ou $\Delta C_{lMax}$	Augmentation maximale du coefficient de portance
$D$	Trainée
$L$	Portance
$M_{fuel}$	Masse de carburant
$M_{mot}$	Masse moteur
$M_{prop}$	Masse hélice
$M_{ut}$	masse utile
$M_d$	masse maximale au décollage
$M_v$	Masse à vide
$RC$	Taux de montée
$R_h$ ou $\eta_h$	Rendement hélice
$S_a$	surface de l'aile
$T_{ob}$	Traction de l'hélice brute
$T_{on}$	Traction hélice
$V$	Vitesse
$WA$	Surfaces mouillées

## 2.2 Modélisation de niveau 1

Le processus itératif de ce niveau est présenté à la Fig.1. Il débute après une initialisation des constantes liées aux choix des données d'entrées, l'itération se fait ensuite uniquement sur les masses. Pour terminer, divers paramètres sont calculés sur la configuration ainsi obtenue.

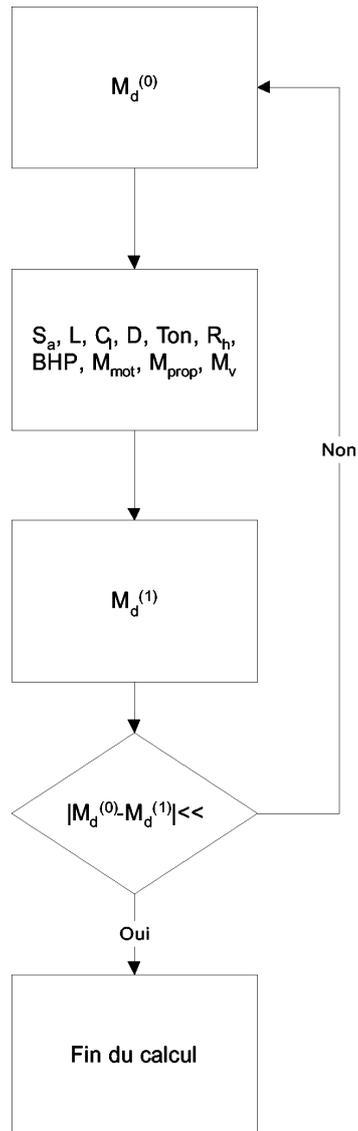


FIG. 1 – Processus itératif de modélisation de niveau 1

### 2.3 Modélisation de niveau 2

Le processus itératif de ce deuxième niveau est présenté à la Fig.2. Il débute toujours après une initialisation des constantes liées aux données d'entrées. Mais l'itération se fait maintenant sur les masses et vitesses. Cette fois encore, divers paramètres sont calculés sur la configuration obtenue ainsi que les traînées spécifiques et d'interférence et la polaire ( $RC$ ,  $C_S$  et des performances de l'hélice pour  $V$  allant de 0 à  $V_{max}$ ). Les distances de décollage, le taux et la pente de montée maximaux sont également déterminés.

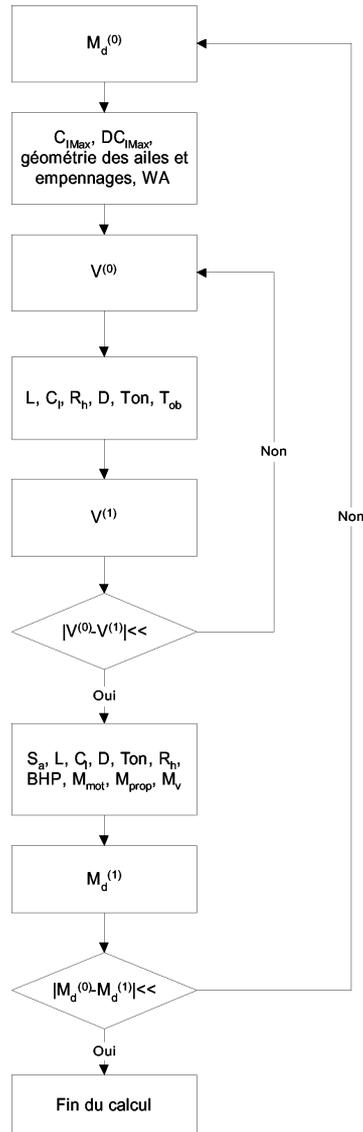


FIG. 2 – Processus itératif de modélisation de niveau 2

### 2.4 Modélisation de niveau 3

Le processus n'est, dans ce cas-ci, plus itératif car la géométrie est fixée et il ne s'agit plus que de calculer les performances pour une configuration donnée. Voici donc la séquence de calcul réalisée par *PCA2000* :

1. initialisation des constantes liées aux choix des données d'entrées,
2. calcul de la géométrie de l'aile, géométrie des empennages, géométrie du fuselage,  $WA$ ,  $C_{LMax}$ ,  $\Delta C_{lMax}$ ,
3. calcul des masses spécifiques,  $M_v$ ,  $V$ ,
4. calcul des traînées spécifiques et d'interférence,
5. calcul de la polaire<sup>2</sup> (pour  $V = 0$  à  $V = V_{max}$  calcul de  $RC$ ,  $CS$ , traînées spécifiques, performances de l'hélice),
6. détermination du taux de montée maximum,
7. détermination de la pente de montée maximale,
8. détermination des distances de décollage.

---

<sup>2</sup>Trainée en fonction de la portance

### 3 Modèles utilisés

Les différents modèles et théories utilisées pour estimer les différentes grandeurs sont présentés ci-dessous.

#### 3.1 Aérodynamique

##### 3.1.1 Portance

Source : [3].

La portance de l'aile est déterminée en calculant la répartition en envergure du coefficient de portance en utilisant la théorie de la circulation du tourbillon potentiel.

La portance locale calculée est fonction de la forme en plan de l'aile ainsi que de ces caractéristiques géométriques tel que le vrillage et l'incidence locale. L'aile atteint sa portance maximale lorsqu'en une position en envergure le coefficient de portance local atteint le coefficient de portance maximum du profil.

##### 3.1.2 Accroissement de portance ( $\Delta C_{lMax}$ )

Source : [4].

Equations :  $\Delta C_{lMax} = base k_1 k_2 k_3 k_4 K_{Swp}$

Avec :

- *base* : [4]p240, fig.8.31
- $k_1$  : coefficient correcteur [4]p240, fig.8.32
- $k_2$  : coefficient correcteur [4]p241, fig.8.33
- $k_3$  : coefficient correcteur [4]p241, fig.8.34
- $k_4$  : rapport de la surface de l'aile qui intercepte les volets et la surface totale de l'aile
- $K_{Swp}$  : Effet de la flèche sur le coefficient de correction de la portance maximale due aux volets [4]p263, fig.8.55

$\Delta C_{lMax}$  est calculé pour différents types de volets (Fig.3) :

- Volet simple (plain flap),
- Split (split flap),
- Volet à simple fente (single slotted flap),
- Volet à double fente (double slotted flap),
- Fowler (fowler flap).

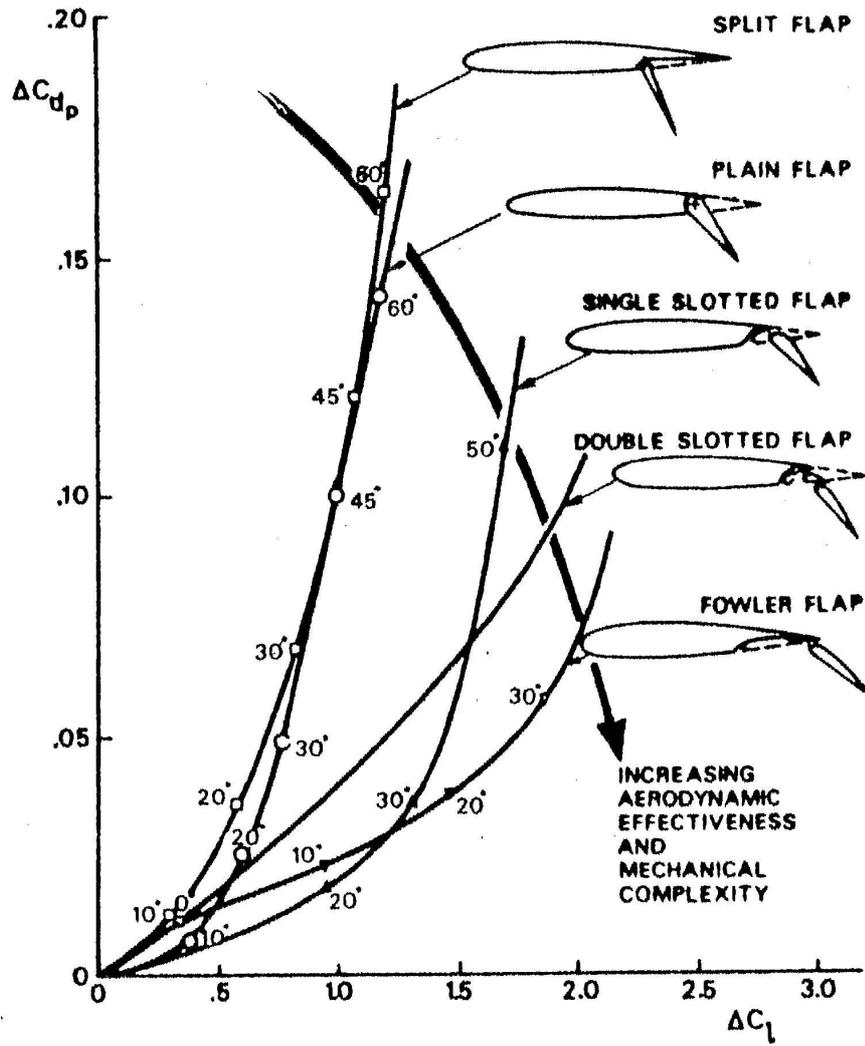


FIG. 3 – Type de volets et leur effet sur la portance ( $C_L$ ) et la traînée ( $C_D$ ) [5]

### 3.1.3 Traînée

Dans les modèles, la traînée se divise classiquement en :

- $C_{D0}$  : traînée à portance nulle (liée essentiellement aux frottements),
- $C_{DL}$  : composante de la traînée liée à la portance,
- $C_{Dint}$  : composante de la traînée liée aux interactions entre les différentes parties de l'appareil.

Le coefficient de traînée vaut donc :  $C_D = C_{D0} + C_{DL} + C_{Dint}$ .

La Fig.4 fournit une autre décomposition plus physique de cette dernière. *Total drag* est la traînée totale, *pressure drag* la traînée de pression, *friction drag* la traînée de frottement, *induced drag* la traînée induite par les écoulements de bout d'ailes, *profile drag* la traînée liée au profil des ailes, *form drag* la traînée de forme, *vortex drag* la traînée due aux tourbillons, *wave drag* la traînée due aux ondes de chocs et finalement, *wake drag* est la traînée de sillage.

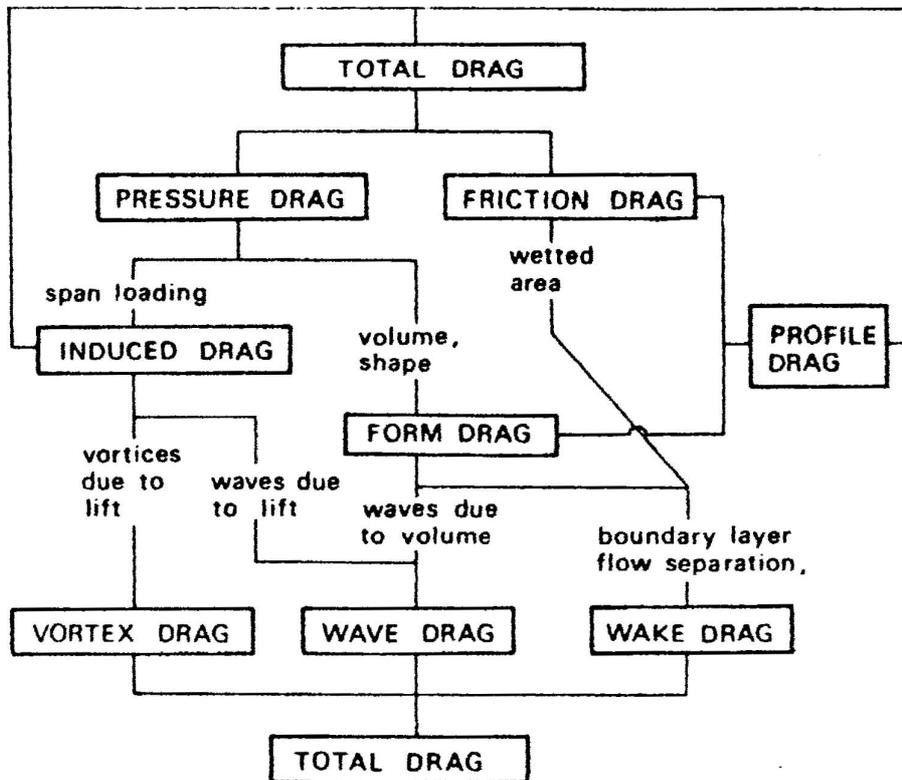


FIG. 4 – Décomposition physique de la traînée [5]

La traînée totale de l'appareil est calculée en faisant la somme des traînées spécifiques de tous les composants principaux de l'appareil :

- ailes,
- dispositif aérodynamique de bord de fuite,
- empennage horizontal,
- empennage vertical,

- plan canard,
- fuselage,
- groupe motopropulseur,
- hélice,
- nacelle,
- trains d'atterrissage,
- interférence.

Les traînées spécifiques sont calculées suivant les formules reprises ci-dessous.

**Ailes, empennage horizontal et canard** Source : [4].

Les traînées spécifiques de ces trois éléments se calculent selon la même méthode :  $C_D = C_{D0} + C_{DL}$

$C_{D0}$  est déterminé en exploitant les informations contenues dans la base de données de profils (polaire notamment). Si ces informations ne sont pas disponibles, il est calculé en utilisant la seconde équation (moins précise que la première).

$$C_{D0} = R_{wf} RLS C_{D0Airfoil}$$

$$C_{D0} = R_{wf} RLS C_f L_2^* \frac{WA}{S_a}$$

$$C_{DL} = \frac{C_L^2}{\pi AR_e} + 2\pi C_L Twist IDFLT + 4\pi^2 Twist^2 \frac{ZLDFLT}{\sqrt{1-MachN^2}}$$

Avec :

- $R_{wf}$  : facteur d'interférence ailes-fuselage,
- $RLS$  : facteur de correction de la surface portante,
- $C_{D0Airfoil}$  : coefficient de traînée du profil,
- $L_2^*$  : paramètre de position de l'épaisseur maximale du profil,
- $Twist$  : vrillage,
- $IDFLT$  : facteur de traînée induite liée à vrillage linéaire,
- $ZLDFLT$  : facteur de traînée à portance nulle liée à vrillage linéaire,
- $MachN$  : Mach normal.

**Dispositif aérodynamique de bord de fuite** Source : [4].

$$C_D = C_{D0} + C_{DL} + C_{Dint}$$

$C_{D0}$  est déterminé en fonction du type de dispositif de bord de fuite (pp 83-85, [4]).

$$C_{DL} = (k\Delta C_L)^2 Cos(Swp25Prct)$$

Avec :

- $\Delta C_L$  : accroissement de portance,
- $Swp25Prct$  : angle de flèche à 25% de la corde.

$C_{Dint}$  est déterminé en fonction du type de dispositif de bord de fuite ( $K_{int}$ ) :

$$C_{Dint} = K_{int} C_{D0}$$

**Empennage vertical** Source : [4].

Le calcul est le même que pour l'aile mis à part le fait que  $C_{DL} = 0$ .

**Fuselage et nacelle** Source : [4].

$C_D = C_{D0} + C_{DL}$  qui se décompose en :

$$C_{D0} = R_{wf} C_f \left( 1 + \frac{60}{Length^3} + 0.0025 \frac{Length}{MD} \right)$$

$$C_{DL} = 2 \cdot ArpInc^2 \frac{BasArea}{WngArea} + \eta C_{Dc} ArpInc^3 \frac{TArea}{WngArea}$$

Avec :

- $C_f$  : coefficient de frottement,
- $Length$  : longueur du fuselage,
- $MD$  : diamètre moyen au maître couple,
- $ArpInc$  : l'angle d'incidence de l'avion,
- $BasArea$  : surface de culot,
- $TArea$  : surface projetée en vue de dessus.

**Groupe motopropulseur** Source : [4].

$C_D = C_{Dcooling} + C_{DMisc}$  qui se décompose en :

$$C_{Dcooling} = 0,00000006 \cdot EBHPavail \frac{OAD}{1,225} \frac{OAT^2}{V WngArea} \text{ (coefficient de traînée de refroidissement)}$$

$$C_{DMisc} = 0,000025 \cdot \frac{EBHPavail}{WngArea} \text{ (traînée diverse)}$$

Avec :

- $OAT$  : température de l'air,
- $OAD$  : densité de l'air,
- $EBHPavail$  : puissance disponible.

**Hélice** Source : [4].

$C_D = C_{Dwindmilling} + C_{Dstop}$  qui se décompose en :

$$C_{Dwindmilling} = 33 \cdot \frac{1}{0,5 \cdot OAD PropV^2 PropWngArea} * \frac{PropEBHP}{PropV} \text{ (hélice en rotation libre)}$$

$$C_{Dstop} = 0,00125 \cdot BladeNumber \frac{Dia^2}{0,3048 PropWngArea} \text{ (hélice arrêtée)}$$

Avec :

- $PropV$  : Vitesse de rotation en bout de pale,
- $PropWngArea$  : Surface de l'aile dans le soufflé de l'hélice,
- $PropEBHP$  : puissance transmise par l'hélice,
- $PropWngArea$  : surface des pales,
- $BladeNumber$  : nombre de pales,
- $Dia$  : diamètre de l'hélice.

**Trains d'atterrissage** Source : Didier Breyne.

$$C_D = C_{D0}$$

Avec :

$$\text{Pour un train caréné : } Cd0 = 1,5 \cdot 0,14 \cdot WheelNumber \frac{TireFArea}{WngArea}$$

$$\text{Pour un train non caréné : } Cd0 = 1,5 \cdot 0,24 \cdot WheelNumber \frac{TireFArea}{WngArea}$$

Avec :

- $WheelNumber$  : nombre de roue,
- $TireFArea$  : surface frontale d'une roue.

**Interférence** La traînée d'interférence est difficile voire impossible à déterminer au stade de l'analyse conceptuelle d'un projet. La méthode qui a été adoptée dans PCA2000 est basée sur celle de l' (les) avion(s) de référence et est décrite ci-après :

1. Le concepteur a défini le niveau de qualité aérodynamique de l'appareil pour le vol au point d'adaptation<sup>3</sup>. Cette valeur a été déterminée après avoir analysé des appareils de conception similaire. Pour rappel, la qualité aérodynamique est le coefficient de traînée global de l'appareil.
2. Lors de la modélisation, les traînées spécifiques des différents composants de l'appareil sont tout d'abord calculées au point d'adaptation.
3. La traînée d'interférence est ensuite calculée à ce même point d'adaptation en faisant la différence entre la traînée globale (niveau de qualité aérodynamique fixé par le concepteur) et la somme des traînées spécifiques calculées précédemment.
4. La traînée d'interférence relative est ensuite calculée. Celle-ci est exprimée en % de la traînée globale.
5. Le modèle fait ensuite l'hypothèse que la traînée d'interférence relative sera constante pour toutes les phases de vol.

### 3.2 Masses

La masse à vide de l'appareil est calculée en faisant la somme des masses spécifiques<sup>4</sup> de tous les composants principaux de l'appareil :

- ailes,
- groupe motopropulseur,
- hélice,
- fuselage,
- empennage horizontal,
- empennage vertical,
- plan canard,
- train d'atterrissage principal,
- train d'atterrissage auxiliaire,
- système de carburant,
- système hydraulique,
- système de contrôle,
- système électrique,
- instruments.

Les masses spécifiques sont calculées suivant les formules reprises ci-dessous qui sont pour la plupart des formules empiriques obtenues à partir d'études réalisées sur grand nombre d'appareils. Le résultat de chaque calcul est multiplié par un facteur de correction pour tenir compte de différents facteurs dont les matériaux de construction, l'aptitude du constructeur à construire léger,... Ces facteurs de correction sont généralement définis après une analyse détaillée des appareils existants et de conception similaire à celle du projet en cours.

<sup>3</sup>condition de vol pour lequel l'avion a été conçu et optimisé

<sup>4</sup>masse propre à chaque élément

**Ailes** Source : [6], éq 15.46.

$$M_{ailes}(lb) = 0,036 \cdot S_a^{0,758} M_{fuel\ ailes}^{0,0035} \frac{AR}{(\cos \Lambda)^2} q^{0,006} \lambda^{0,004} \left( \frac{100\ t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0,3} (N_z W_{dg})^{0,49}$$

Avec :

- $M_{fuel\ ailes}$  : masse de carburant dans les ailes (lbs<sup>5</sup>),
- $AR = \frac{b^2}{S_a}$  : allongement (aspect ratio),
- $b$  : envergure,
- $q$  : pression dynamique ( $\frac{lb}{ft^2}$ <sup>6</sup>),
- $\lambda = \frac{C_{haut\ d'aile}}{C_{emplanture}}$  : effilement,
- $C$  : corde,
- $t/c$  : épaisseur relative,
- $\Lambda$  : flèche à 25% de la corde moyenne aérodynamique,
- $N_z = 1,5 \cdot \text{facteur de charge limite}$  : facteur de charge extrême,
- $W_{dg}$  : masse brute de vol pour le design (typiquement avec 50-60% du carburant).

**Groupe motopropulseur** Source : [7], Table 14-5.

- Monomoteur 4 Temps, 2 Temps, 2 Temps Diesel :  
 $M_{groupe\ motopropulseur} = 1,3 \cdot M_{moteur\ nu}$
- Bimoteur 4 Temps, 2 Temps, 2 Temps Diesel :  
 $M_{groupe\ motopropulseur} = 1,4 \cdot M_{moteur\ nu}$
- 4 Temps Diesel :  $M_{groupe\ motopropulseur} = 1,3 \cdot M_{moteur\ nu}$
- Rotatif :  $M_{groupe\ motopropulseur} = 1,9 \cdot M_{moteur\ nu}$
- Turbopropulseur :  $M_{groupe\ motopropulseur} = 1,7 \cdot M_{moteur\ nu}$

Les coefficients utilisés incluent l'hélice. Il convient par conséquent de soustraire la masse de l'hélice pour déterminer la masse du moteur équipé seul.

**Hélice** Sources : Notes techniques des constructeurs. Analyse réalisée par D.Breyne.

Les courbes de la Fig.5 fournissent la masse des hélices en fonction de leur technologie et de la puissance transmise. Les différents types d'hélice sont :

- HVP : hélices à pas variables à commande hydraulique,
- EVP : hélices à pas variables à commande électrique,
- FP : hélices à pas fixe.

**Fuselage** Source : [6], éq 15.49.

$$M_{fuselage}(lb) = 0,052 \cdot S_f^{1,086} (N_z W_{dg})^{0,177} L_t^{-0,051} \left( \frac{L}{D} \right)^{-0,072} q^{0,241} + M_{pressurisation}$$

Avec :

---

<sup>5</sup>lb(s) = livre(s) (1 lb = 0,4536 kg)  
<sup>6</sup> $\frac{lb}{ft^2} = \frac{livres}{pieds\ carres}$  (1  $\frac{lb}{ft^2} = 4,8824 \frac{kg}{m^2}$ )

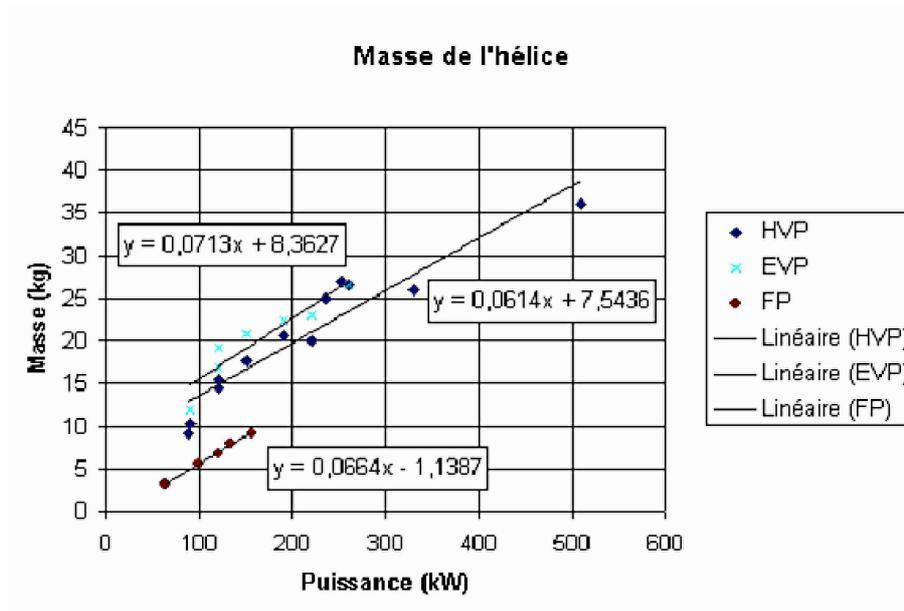


FIG. 5 – Masse de l'hélice

- $S_f$  : surface mouillée du fuselage ( $ft^{27}$ ),
- $L_t$  : longueur de la queue<sup>8</sup>,
- $L$  : longueur de la structure du fuselage ( $ft^9$ ),
- $D$  : diamètre moyen du fuselage (ft),
- $M_{pressurisation} = 11,9 + (V_{pr}P_{delta})^{0,271}$  : masse liée à la pressurisation (lb),
- $V_{pr}$  : volume pressurisé ( $ft^{310}$ ),
- $P_{delta}$  : différence de pression ( $psi^{11}$ ).

Remarquons que la pressurisation n'est pas encore prise en compte dans la V2.4 de *PCA2000*. Elle le sera dans la V2.5.

**Empennage horizontal et plan canard** Source : [6], éq 15.47.

$$M_{empennage\ horizontal}(lb) = 0,016 \cdot (N_z W_{dg})^{0,414} q^{0,168} S_{ht}^{0,896} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda_{vt}}\right)^{-0,12} \left(\frac{AR}{(\cos \Lambda_{vt})^2}\right)^{0,043} \lambda_h^{-0,02}$$

Avec :

- $S_{ht}$  : surface de l'empennage horizontal ( $ft^2$ ),
- $\Lambda_{ht}$  : flèche à 25% de la corde moyenne aérodynamique de l'empennage horizontal,
- $\lambda$  : effilement de l'empennage horizontal.

<sup>7</sup>  $ft^2 = \text{pieds carres}$  ( $1 ft^2 = 0,0929 m^2$ )

<sup>8</sup> distance du quart de la corde moyenne aérodynamique de l'aile à celui de l'empennage horizontal

<sup>9</sup>  $ft = \text{pieds}$  ( $1 ft = 0,3048 m$ )

<sup>10</sup>  $ft^3 = \text{pieds cubes}$  ( $1 ft^3 = 0,02832 m^3$ )

<sup>11</sup>  $psi = \text{pouce par pieds carres}$  ( $1 psi = 6894,757 Pa$ )

**Empennage vertical** Source : [6], éq 15.48.

$$M_{\text{empennage vertical}}(lb) = 0,073 \cdot (N_z W_{dg})^{0,376} q^{0,122} S_{vt}^{0,873} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda}\right)^{-0,12} \left(\frac{AR}{(\cos \Lambda)^2}\right)^{0,043} \lambda_h^{-0,02} \left(1 + 0,2 \frac{H_t}{H_v}\right)$$

Avec :

- $S_{vt}$  : surface de l'empennage vertical ( $ft^2$ ),
- $\Lambda_{vt}$  : flèche à 25% de la corde moyenne aérodynamique de l'empennage vertical,
- $\lambda$  : effilement de l'empennage vertical,
- $\frac{H_t}{H_v}$  : 0 pour un empennage classique, 1 pour un empennage en T.

**Train d'atterrissage principal** Source : [7], éq. 14-22a.

- Train classique fixe :  $Masse = 0,8 \cdot 0,045 \cdot M_d$
- Train classique retractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,8 \cdot 0,045 \cdot M_d$
- Train tricycle fixe :  $Masse = 0,7 \cdot 0,055 M_d$
- Train tricycle rétractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,7 \cdot 0,055 \cdot M_d$
- Train monorace fixe :  $Masse = 0,4 \cdot 0,045 M_d$
- Train monorace rétractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,4 \cdot 0,045 \cdot M_d$

**Train d'atterrissage auxiliaire** Source : [7], éq. 14-22a.

- Train classique fixe :  $Masse = 0,2 \cdot 0,045 \cdot M_d$
- Train classique retractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,2 \cdot 0,045 \cdot M_d$
- Train tricycle fixe :  $Masse = 0,3 \cdot 0,055 M_d$
- Train tricycle rétractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,3 \cdot 0,055 \cdot M_d$
- Train monorace fixe :  $Masse = 0,1 \cdot 0,045 M_d$
- Train monorace rétractable :  $Masse = 1,5 \cdot 0,1 \cdot 0,045 \cdot M_d$

Avec  $M_d$  : masse au décollage.

**Système de carburant** Source : [6], éq 15.53.

$$M_{\text{système carburant}}(lb) = 2,49 \cdot V_t^{0,726} \left(\frac{1}{1+V_i/V_t}\right)^{0,363} N_t^{0,242} N_{en}^{0,157}$$

Avec :

- $V_t$  : volume total de fuel( $gal^{12}$ ),
- $V_i$  : volume intégral des réservoirs( $gal$ ),
- $N_t$  : nombre de réservoirs,
- $N_{en}$  : nombre de moteurs.

**Système hydraulique** Source : [7], éq. 14-35.

$$Masse = 0,03 M_d$$

**Système de contrôle** Source : [6], éq 15.54

---

<sup>12</sup> $gal = gallon$  ( $1 gal = 3,7854 litre$ )

$M_{\text{systeme controle}}(lb) = 0,053 \cdot L^{1,536} B_w^{0,371} (N_z W_{dg} \cdot 10^{-4})^{0,8}$   
 Avec :

–  $B_w$  : envergure (ft).

**Système électrique** Source : [7], éq. 14-36.  
 $Masse = 0,03M_d$

**Instruments** Source : [7], éq. 14-38b.  
 $Masse = 0,015M_d$

### 3.3 Hélice

Les caractéristiques de l'hélice (diamètre, angle de calage, nombre de pâles, profil de pôle) sont déterminées en suivant la méthode décrite dans le rapport [8] et en exploitant les abaques contenus dans ce même rapport (Fig.6).

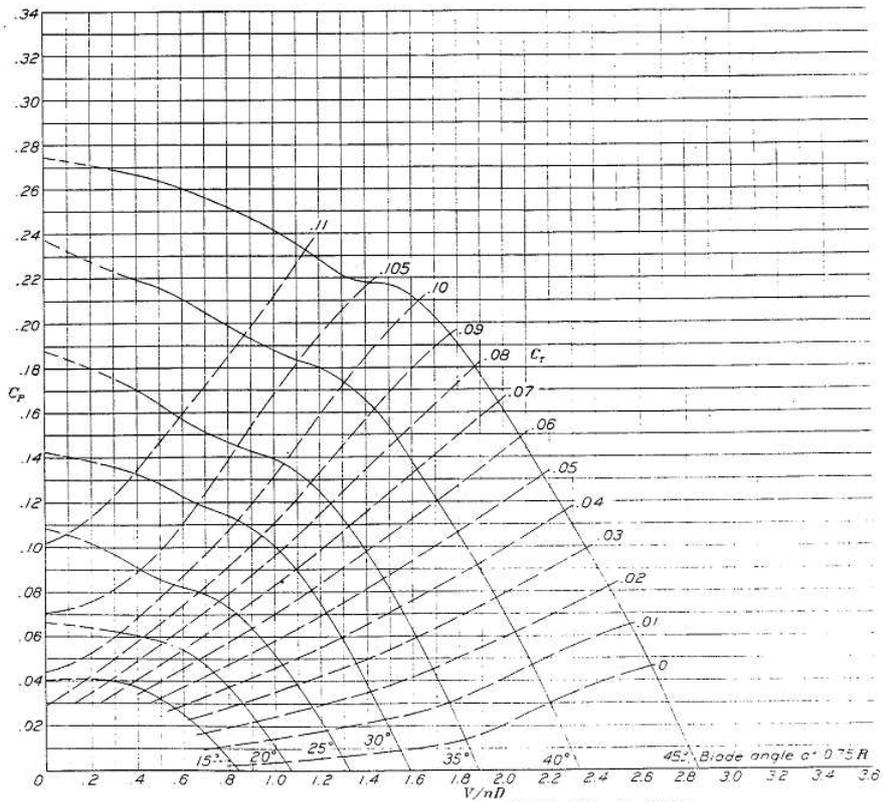


FIGURE 6.—Power-coefficient curves for propeller 3808-0, Clark Y section, 2 blades.

FIG. 6 – Abaque d'hélices tirés de [8]

### 3.4 Moteur

Les informations relatives aux moteurs sont exploitées de 2 façons différentes suivant le niveau de modélisation.

#### 3.4.1 Modélisation de niveau 1

Lors d'une modélisation de niveau 1, le modèle exploite des courbes statistiques générales (Fig.7) afin de déterminer la masse du moteur " idéal " ainsi que sa consommation spécifique en fonction du type de moteur choisi (2T, 4T, rotatif, turbopropulseur,...) et de la puissance nécessaire calculée pour obtenir les performances voulues.

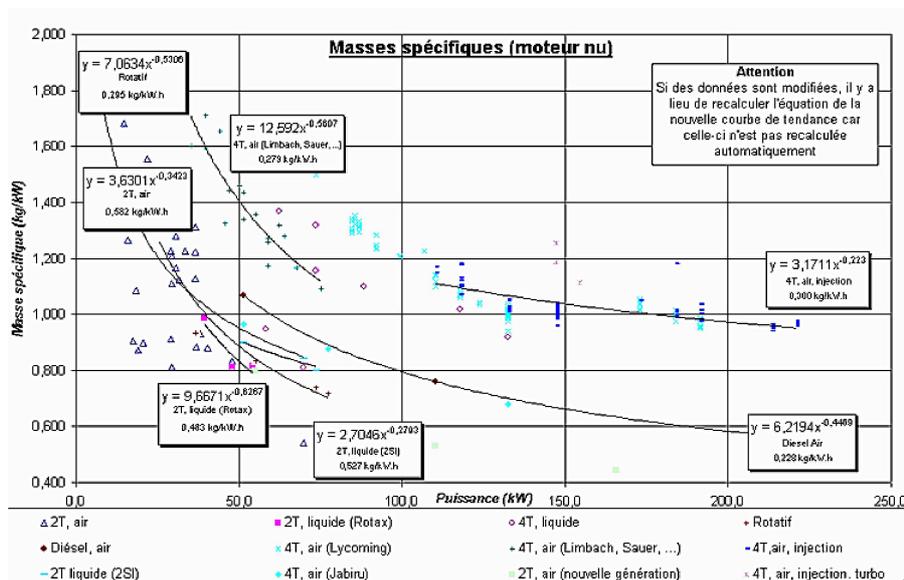


FIG. 7 – Masse spécifique des moteurs ( $M/P$ ) en fonction de leur puissance

**Turbopropulseurs** La version V2.4 n'intégrait pas les turbopropulseurs dans la modélisation de niveau 1. Une étude de modélisation est donc apparue comme nécessaire [9]. Retenons simplement que :

La puissance maximale de la turbine joue un rôle important non seulement sur la masse de cette dernière mais aussi sur sa consommation spécifique. Qui plus est, l'évolution de la masse peut être considérée comme linéaire.

Par contre, nous ne pouvons tirer aucune conclusion sur le rôle de la technologie de la turbine ni sur l'influence du choix d'un motoriste plutôt qu'un autre. Si ces paramètres ont un impact sur la masse et la consommation spécifique, ce dernier est donc réduit.

Les courbes obtenues en ne tenant compte que de la puissance maximale de décollage ou de croisière sont donc amplement suffisantes pour une utilisation

dans le cadre d'une modélisation d'avant-projet.

Au final, les équations retenues sont les suivantes :

$$\begin{aligned}\frac{M}{P_{max}} &= 0,276611\left(\frac{Kg}{KW}\right) \\ \frac{M}{P_{maxcruise}} &= 0,351666\left(\frac{Kg}{KW}\right) \\ (Cs)_{P_{max}}\left(\frac{Kg}{kwh}\right) &= 1,0072P_{max}^{-0,1682}(P_{max}enKW) \\ (Cs)_{P_{maxcruise}}\left(\frac{Kg}{kwh}\right) &= 1,2569P_{maxcruise}^{-0,2028}(P_{maxcruise}enKW)\end{aligned}$$

Elles sont extrapolées d'un échantillon se limitant à des turbines d'une  $P_{max}$  inférieure à 2520 CV (1879 kW). Il faut cependant remarquer que les différences ne se font sentir qu'à la 3e décimale pour les  $C_s$  et de l'ordre d'1 à 2 % pour les  $M/P$  si l'on garde les turbines jusqu'à 5000CV (3728 kW) ou si l'on se limite à 1000Kw (résultats obtenus pour une turbine d'une Pmax de 500kw et d'une Pmax cruise de 400kw).

### 3.4.2 Modélisation de niveau 2 et 3

Lors d'une modélisation de niveau 2 ou 3, l'utilisateur a arrêté son choix sur un nombre limité de moteurs qui ont des caractéristiques proches de celles du moteur " idéal " pour remplir la mission donnée. A ce stade-ci, le modèle exploite les informations fournies par les constructeurs et contenues dans la base de données de moteurs.

Ces informations concernent :

- les dimensions,
- les masses,
- les performances générales (vitesse de rotation, puissance et consommation spécifique),
- les courbes de puissance et de consommation.

## Références

- [1] PCA2000. <http://www.pca2000.com>.
- [2] OAD. *PCA2000 : Manuel de l'utilisateur*.
- [3] Ewald Hunsinger and Michaël Offerlin. L'aérodynamique de l'aile d'envergure finie : Répartition de la portance en envergure. *InterAction*.
- [4] Jan Roskam. *Airplane Design : Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*, volume VI. DARcorporation, 1989.
- [5] Egbert Torenbeek. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft Academic Publishers, 1982.
- [6] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design : A Conceptual Approach*. AIAA, 3e édition, 1999.
- [7] Darrol Stinton. *The design of the aeroplane*.
- [8] Edwin P. Hartman and David Biermann. Naca report no.640 : The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2,3 and 4 blades of clark y and r.a.f. 6 airfoil sections. *NACA*.
- [9] Yukito Kawakami. Modélisation des turbopropulseurs. Technical report, Cenaero, juillet 2005.