



Note Technique

Rapport de validation du logiciel de modélisation PCA2000 V2.4

Réf. NT05001FR

Mai 2005

Mots clés : PCA2000, validation, modélisation, MCR Sportster.

Symboles et notations:

Sa (Surface de l'aile), Smt (Surface mouillée totale), V (vitesse de vol), TM (taux de montée), Pd (puissance disponible), D (traînée), D0 (Traînée propre), DL (Traînée induite), cd (coefficient de traînée totale), cd0 (coefficient de traînée propre), cfe (coefficient de frottement équivalent plaque plane), Rh (rendement d'hélice).


Résumé:

Cette étude a eu pour objectif de valider, sur un appareil de configuration donnée, le module 'modélisation' de PCA2000 V2.4. La modélisation consiste à déterminer par calcul, à partir du cahier des charges initial d'un appareil donné, les dimensions géométriques de cet appareil ainsi que ses performances pour différentes phases de vol. La validation consiste à comparer les résultats de la modélisation (des calculs) aux valeurs réelles obtenues par mesures et essais en vol. Les écarts calculés entre les résultats des calculs et des mesures donnent une indication du degré de confiance que l'on peut espérer avoir dans le modèle lorsque ce dernier est utilisé pour modéliser un appareil de configuration similaire à celle de l'appareil étudié.


MCR Sportster

L'appareil qui a servi de référence pour effectuer la modélisation est le **MCR Sportster**. Cet appareil est développé par la société Dyn'Aéro. Les informations relatives au MCR Sportster ont été extraites du manuel de vol de l'appareil, de la documentation officielle du constructeur ainsi que d'un plan 3 vues. Toutes ces informations sont disponibles sur le site Internet du constructeur.

Le tableau ci-dessous présente une synthèse des résultats de l'étude. Il reprend quelques caractéristiques et performances obtenues par mesures et essais en vol ainsi que les résultats des calculs et l'écart relatif calculé entre les résultats des calculs et les mesures.

	Mesures & essais		Ecart relatif
Dimensions de l'appareil :			
Surface de l'aile	5,20 m ²	5,24 m ²	+1%
Masse à vide	220 kg	223,5 kg	+1%
Performances :			
Distance de roulage	155 m	143 m	-8%
Pente à 150 km/h	20,4 %	20,0 %	-2%
Distance de passage des 15m	230 m	222 m	-4%
Vx (vitesse correspondant au meilleur angle de montée)	130 km/h	128 km/h	-2%
Vy (vitesse correspondant au meilleur taux de montée)	165 km/h	166 km/h	+1%
Taux de montée maximum	8,89 m/s	8,61 m/s	-3%
Vitesse de croisière (2400m)	318 km/h	314 km/h	-1%
Limites de centrage :			
Limite avant	15 %cma	4,9 %cma	
Limite arrière	45 %cma	56,7 %cma	

Méthodologie :

Il s'agit de retrouver par calcul les valeurs obtenues par mesures et essais en vol.

Les valeurs recherchées concernent la géométrie :

- Dimensions des surfaces portantes,
- Devis de masse de l'appareil,

Les performances :

- Distance de roulage,
- Pente à 150 km/h,
- Distance de passage des 15m,
- Vx (vitesse correspondant au meilleur angle de montée),
- Vy (vitesse correspondant au meilleur taux de montée),
- Taux de montée maximum,
- Vitesse de croisière (2400m),

Ainsi que les limites de centrage avant et arrière de l'appareil.

L'étude se déroule en 4 phases:

1. La première phase consiste à analyser l'appareil afin de connaître ses caractéristiques géométriques, sa qualité massique ainsi que sa qualité aérodynamique. La qualité aérodynamique est définie lorsque l'appareil évolue à sa vitesse de croisière, sous la forme du coefficient de frottement équivalent plaque plane (c_{fe}). Ce coefficient est calculé à partir du coefficient de traînée propre de l'appareil de la façon suivante :

$$c_{fe} = \frac{cd_0 \times Sa}{S_{mt}}$$

2. La deuxième phase consiste à exploiter les résultats de l'analyse pour reconstituer le cahier des charges initial de l'appareil.
3. La troisième phase consiste à effectuer une modélisation sur base des informations contenues dans le cahier des charges reconstitué. La modélisation détermine par calcul la géométrie de l'appareil, ses performances pour différentes phases de vol ainsi que les limites de centrage avant et arrière.
4. La quatrième phase de l'étude consiste à analyser le résultat de la modélisation
 - Vérifier que la modélisation permet de retrouver les valeurs initiales (géométrie et vitesse de croisière) qui ont permis de définir le cahier des charges de l'appareil analysé,
 - Vérifier que la modélisation calcule de façon correcte les performances pour toutes les autres phases de vol (décollage, montée)
 - Vérifier que la modélisation calcule de façon correcte les positions extrêmes du centre de gravité de l'appareil.



1 Analyse détaillée du MCR Sportster

Introduction

Le MCR Sportster est un appareil de construction composite à train fixe. La version étudiée est motorisée par un Rotax 912 ULS et est équipée d'une hélice à pas variable. Des informations complémentaires peuvent être obtenues sur le site Internet du constructeur (www.dynaero.com).

Les données d'entrées nécessaires pour effectuer l'analyse proviennent :

- du manuel de vol de l'appareil
- de la documentation officielle du constructeur et
- d'un plan 3 vues.

Toutes ces informations sont disponibles sur le site Internet de Dyn'Aéro.

Le plan 3 vues a été exploité via le module **Table à digitaliser** de PCA2000 V2.4. Les informations qui en furent extraites sont des valeurs de surface, des valeurs de distance ainsi que des rapports de distances. La précision des mesures est de l'ordre de 3%.

Hypothèses

Certaines informations n'ont pu être trouvées et par conséquent les hypothèses suivantes ont été posées :

Profil de l'aile

Le profil de l'aile du MCR Sportster est dérivé d'un profil Worthmann de 16% d'épaisseur relative avec un coefficient de portance en adaptation de 0,4. Le profil de l'aile retenu pour effectuer la modélisation est le NLF-0416.

Profil des empennages

Le profil des empennages du MCR Sportster est dérivé d'un profil Worthmann de 12% d'épaisseur relative. Le profil des empennages retenu pour effectuer la modélisation est le FX 79-L-120.

Remarques

Les fichiers de données

- MCR Sportster
- Rotax 912 ULS
- NLF-0416
- FX 79-L-120

qui ont servi à effectuer l'analyse sont disponibles sur le site Internet de PCA2000 (www.pca2000.com) sur la page Bases de données.

Rapport d'analyse

Le rapport d'analyse tel qu'extrait de PCA2000 V2.4 est repris ci-dessous.

MCR Sportster

PCA2000

SOCIETE

Nom de la société Dyn'Aéro SA
 Adresse 19. rue de l'Aviation
 Ville Darois
 Province na
 Code postal 21121
 Téléphone 33 (0)380356062
 Fax 33 (0)380356063
 E-Mail info@dynaero.com
 Site Web http://www.dynaero.com

Généralités

Modèle MCR Sportster
 Constructeur Dyn'Aéro SA
 Premier vol du prototype na
 Année de commercialisation na
 Nombre vendus na
 Nombre en état de vol na
 Classification Avion léger
 Type Avion de loisir, Avion de haute performanc
 Nombre de places 2 sièges en côte à côte
 Configuration générale Conventionnel
 Configuration de l'aile Cantilever, Rectangulaire, Droite, Basse
 Configuration des empennages Empennages en T, Fixés sur le fuselage
 Configuration du train d'atterrissage Fixe, Tricycle, Fixé sur le fuselage
 Configuration de la propulsion Un, Piston, Tractif, Fixée sur le fuselage
 Structure Composite
 Réglementation JAR-VLA

Système de contrôle

Système de contrôle - Aileron na
 Système de contrôle - Dispositif aérodynamique de bord d'attaque na
 Système de contrôle - Dispositif aérodynamique de bord de fuite na
 Système de contrôle - Aérofreins na
 Système de contrôle - Gouverne de profondeur na
 Système de contrôle - Gouverne de direction na

Système électrique

Système électrique - Alternateur na
 Système électrique - Batterie na
 Système électrique - Démarreur na

Système hydraulique

Système hydraulique - Systèmes asservis na

Système de freinage

Système de freinage - Frein au pied na
 Système de freinage - Frein à main na
 Système de freinage - Frein de parking na

Système de carburant

Système de carburant - Nombre de réservoirs 1
 Système de carburant - Position Fuselage
 Système de carburant - Capacité max. 80 l
 Système de carburant - Carburant inutilisable na l

Diffusion

Mode de diffusion na

Dimensions principales

Longueur totale 5,480 m
 Hauteur totale 1,430 m
 Surface mouillée totale 23,417 m²
Aile
 Surface 5,200 m²
 Envergure 6,630 m
 Corde à l'emplanture 0,800 m
 Corde au saumon 0,800 m
 Position longitudinale sur le fuselage 1,380 m
 Effilement 0,96
 Allongement 8,5
 Flèche 0,0 °
 Dièdre 3,0 °
 Incidence à l'emplanture 1,0 °
 Vrillage 1,0 °
 Corde moyenne standard 0,784 m
 Corde moyenne aérodynamique - Corde 0,800 m
 Profil à l'emplanture NLF(1)-0416
 Profil au saumon NLF(1)-0416
 Surface mouillée 8,940 m²
 Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée du fuselage 0,937
 Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale 0,382
Ailerons
 Envergure (unitaire) 2,365 m
 Envergure relative (totale) 71,3 %
 Corde moyenne standard 0,280 m
 corde relative 34,7 %
 Surface (totale) 1,325 m²
 Débattement maximum vers le bas 3,0 °
 Débattement maximum vers le haut -5,0 °



Croisière

Vitesse de vol 318 km/h
 Altitude de vol 2400 .m
 Hélice - Traction (nette) 493,9 N
 Portance 4413,0 N
 Trainée 493,9 N
 Trainée - Trainée de portance nulle 448,0 N
 Trainée - Trainée induite 46,0 N
 Coefficient de portance 0,23
 Coefficient de trainée 0,025
 Coefficient de trainée - Coefficient de trainée propre 0,023
 Coefficient de trainée - Coefficient de trainée induite 0,002
 Finesse 8,93
 Nombre de Reynolds - Aile 3894391
 Nombre de Reynolds - Fuselage 26217040
 Nombre de Reynolds - Appareil 12576030

Taux de montée maximum

Taux de montée maximum 8,890 m/s
 Vitesse de vol na km/h
 Masse de vol 450,0 kg
 Altitude de vol 0 .m

Taux de montée à vitesse donnée

Taux de montée na m/s
 Vitesse de vol na km/h
 Masse de vol na kg
 Altitude de vol na .m

Décollage

Type de piste Béton
 Distance de décollage 155 .m
 Distance de passage des 15m 230 .m
 Vitesse de décollage 100 km/h
 Masse au décollage 450,0 kg
 Altitude de vol 0 .m
 DABF débattement 10,0 °

Atterrissage

Distance de passage des 15m na .m
 Distance d'atterrissage 270 .m
 Vitesse de vol 118 km/h
 Masse à l'atterrissage 450,0 kg
 Altitude de vol 0 .m

Autonomie

Autonomie na km
 Vitesse de vol na km/h
 Masse de vol na kg
 Altitude de vol na .m

Endurance

Endurance na h
 Vitesse de vol na km/h
 Masse de vol na kg
 Altitude de vol na .m

Vitesse minimale de vol

Décollage en configuration lisse
 Vitesse de vol 118 km/h
 Masse de vol 490,0 kg
 Altitude de vol 0 .m

Décollage en configuration volets abaissés

Vitesse de vol 91 km/h
 Masse de vol 490,0 kg
 Altitude de vol 0 .m

Divers

Divers max. 0 km/h
 Plafond na m

Masse et chargement

Masse max. de vol 490,0 kg
 Masse à vide 230,0 kg
 Masse utile 260,0 kg
 Carburant 57,6 kg
 Rapport - Masse max. au décollage / Surface de l'aile 94,2 kg/m²
 Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage 0,326

Masse spécifiques calculées

Masse à vide 231,5 kg

Facteurs de correction calculés

Général 0,994

MCR Sportster		PCA2000
Dispositif aérodynamique de bord de fuite		
Type	Volet à double fente	
Envergure (unitaire)	2,365 m	
Envergure relative (totale)	71,3 %	
Corde moyenne standard	0,280 m	
Corde relative	34,7 %	
Surface (totale)	1,325 m ²	
Débattement maximum vers le bas	25,0 °	
Efficacité	92,8 %	
Empennage horizontal		
Type	Monobloc	
Surface	1,056 m ²	
Envergure	2,000 m	
Corde à l'emplanture	0,528 m	
Corde au saumon	0,528 m	
Effilement	1,00	
Allongement	3,8	
Flèche mesurée au bord d'attaque	0,0 °	
Dièdre	0,0 °	
Incidence	0,0 °	
Vrillage	0,0 °	
Volume	0,91	
Rapport - Surface / Surface de l'aile	0,203	
Profil à l'emplanture	FX 79-L-120	
Gouverne de profondeur		
Envergure relative	100,0 %	
Corde relative	100,0 %	
Débattement maximum vers le bas	3,5 °	
Débattement maximum vers le haut	-10,0 °	
Empennage vertical		
Type	Plan fixe et surface mobile	
Surface	0,546 m ²	
Envergure	0,774 m	
Corde à l'emplanture	0,937 m	
Corde au saumon	0,474 m	
Corde à l'emplanture	0,937 m	
Corde au saumon	0,572 m	
Effilement	0,51	
Allongement	1,1	
Flèche mesurée au bord d'attaque	39,0 °	
Volume	0,049	
Rapport - Surface / Surface de l'aile	0,105	
Profil à l'emplanture	FX 79-L-120	
Fuselage		
Longueur	5,280 m	
Largeur max.	1,120 m	
Hauteur max.	1,000 m	
Longueur à section constante	0,000 m	
Diamètre moyen	1,079 m	
Coefficient de forme (vue de côté)	1,675	
Coefficient de forme (vue de face)	0,816	
Surface frontale	0,914 m ²	
Surface mouillée	9,540 m ²	
Structure	na	
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,407	
Cabine		
Hauteur max.	na m	
Largeur aux épaules	1,120 m	
Train d'atterrissage		
Voie	1,730 m	
Base	1,098 m	
Train principal - Pneumatiques	NA	
Train principal - Diamètre du pneu	285,0 mm	
Train principal - Largeur du pneu	105,0 mm	
Train auxiliaire - Pneumatiques	NA	
Train auxiliaire - Diamètre du pneu	210,0 mm	
Train auxiliaire - Largeur du pneu	66,0 mm	
Moteur		
Moteur - Modèle	Rotax 912 ULS	
Moteur - Puissance max. du moteur	69,000 kW	
Moteur - Consommation spécifique	0,238 kg/kWh	
Rapport - Masse du moteur / Puissance max. au décollage	0,820 kg/kW	
Réducteur - Rapport de réduction	2,273	
Hélice		
Type	A vitesse constante, électrique	
Matériaux	Composite	
Nombre de pales	3	
Diamètre	1,520 m	



2 Reconstitution du cahier des charges initial

Le cahier des charges initial du MCR Sportster a été reconstitué sur base des résultats de l'analyse détaillée. Les informations contenues dans ce cahier des charges serviront ensuite de données d'entrées pour effectuer la modélisation.

Généralités

Modèle	MCR Sportster
Constructeur	Dyn'Aéro SA
Classification	Avion léger
Configuration générale	Conventionnel
Nombre de places	2 sièges en côte à côte
Réglementation	JAR-VLA
Structure	Composite
Configuration de l'aile	Cantilever, Rectangulaire, Droite, Basse
Configuration des empennages	Empennages en T, Fixés sur le fuselage
Configuration de la propulsion	Un, Piston, Tractif, Fixée sur le fuselage
Configuration du train d'atterrissage	Fixe, Tricycle, Fixé sur le fuselage

Aile

Profil	NLF(1)-0416
Dièdre	3,0°
Vrillage	1,0°
Effilement	1,00
Allongement	8,45
Position longitudinale sur le fuselage	1,380 m
Flèche	0,0°
Incidence à l'emplanture	1,0°

Dispositif aérodynamique de bord de fuite

Type	Volet à double fente
Envergure relative (totale)	71,3 %
Corde relative	34,7 %
Débattement maximum vers le bas	25,0°
Efficacité	92,8 %

Empennage horizontal

Type	Monobloc
Effilement	1,00
Allongement	3,79
Profil	FX 79-L-120
Volume	0,91
Flèche	0,0°
Vrillage	1,0°
Surface relative	0,203

Gouverne de profondeur

Envergure relative	100,0 %
Corde relative	100,0 %
Débattement maximum vers le bas	3,5°
Débattement maximum vers le haut	-10,0°



Empennage vertical

Type	Plan fixe et surface mobile
Flèche mesurée au bord d'attaque	39,0°
Effilement	0,51
Profil	FX 79-L-120
Volume	0,049

Fuselage

Hauteur max.	1,000 m
Largeur max.	1,120 m
Coefficient de forme (vue de face)	0,816
Coefficient de forme (vue de côté)	1,675

Train d'atterrissage principal

Train principal caréné	
Diamètre du pneu	285,0 mm
Largeur du pneu	105,0 mm

Train d'atterrissage auxiliaire

Train auxiliaire caréné	
Diamètre du pneu	210,0 mm
Largeur du pneu	66,0 mm

Moteur

Modèle	Rotax 912 ULS
--------	---------------

Réducteur

Rapport de réduction	2,273
----------------------	-------

Hélice

Type	A vitesse constante. électrique
Matériaux	Composite
Profil de la pale	Clark Y
Nombre de pâles	3
Diamètre maximum	1,520 m

Système de carburant

Position des réservoirs	Fuselage
-------------------------	----------

Charge utile

Equipage	80 kg
Fret	10 kg

Masse, facteur de correction calculé

Général	0,994
---------	-------

Aérodynamique

Coefficient de frottement (vol moteur)	0,00507
Coefficient de traînée induite (avion)	0,81



Performances en croisière

Altitude de vol 2400.m

Performances au décollage

Type de piste Béton

Altitude de vol 0.m

Angle de débattement des volets 20,0°

Vitesse minimale de vol

Vitesse de vol 87 km/h

Altitude de vol 0.m



3 Modélisation

Introduction

A partir des données issues du cahier des charges défini précédemment, le modèle définira par calcul :

- la géométrie de l'appareil (dimensions des surfaces portantes, dimensions du fuselage)
- le devis de masse
- la masse à vide ainsi que les masses spécifiques
- les caractéristiques de la propulsion (diamètre de l'hélice, angle(s) de calage, rendement)
- les performances aérodynamiques (coefficient de portance maximum, coefficient de traînée induite)
- les performances de l'appareil pour différentes phases de vol (décollage, montée, croisière)
- les limites de centrage avant et arrière

Remarques

Détermination de la masse à vide

La masse à vide est calculée en faisant la somme des masses spécifiques des différents composants de l'avion, à savoir :

- l'aile
- l'empennage horizontal
- l'empennage vertical
- le fuselage
- le train d'atterrissage
- le moteur
- l'hélice
- les différents systèmes (contrôle, électrique, hydraulique, ...)

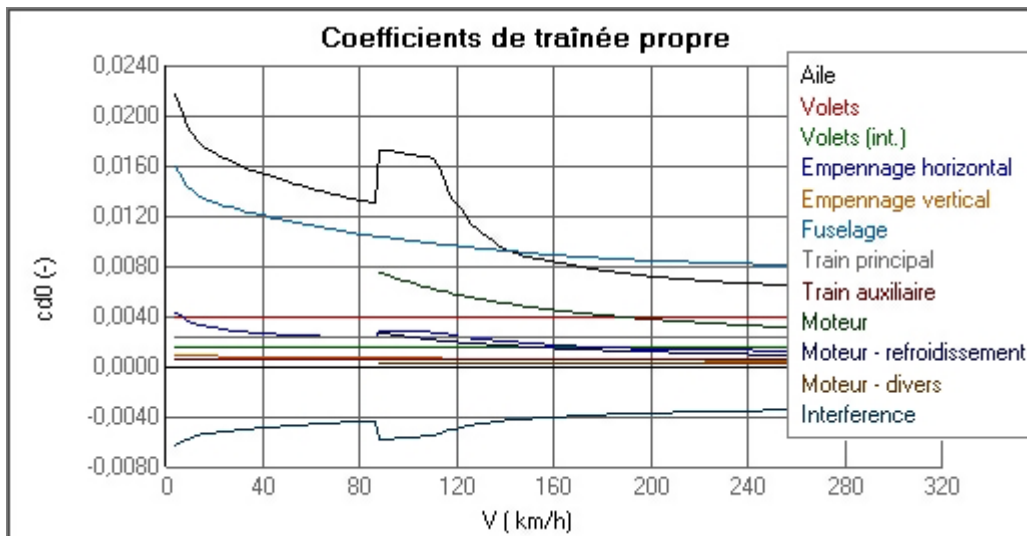
Les masses spécifiques sont calculées sur base des dimensions géométriques des composants, du facteur de charge limite positif et de la masse maximale au décollage de l'appareil.

Détermination de la traînée d'interaction

Les traînées spécifiques de tous les composants de l'avion (l'aile, les empennages, le fuselage, le train d'atterrissage, le groupe motopropulseur) ainsi que la traînée globale sont calculées à la vitesse de croisière. La traînée d'interaction est ensuite calculée en faisant la différence entre la traînée globale et la somme des traînées spécifiques. Elle est exprimée en % de la somme des traînées spécifiques.

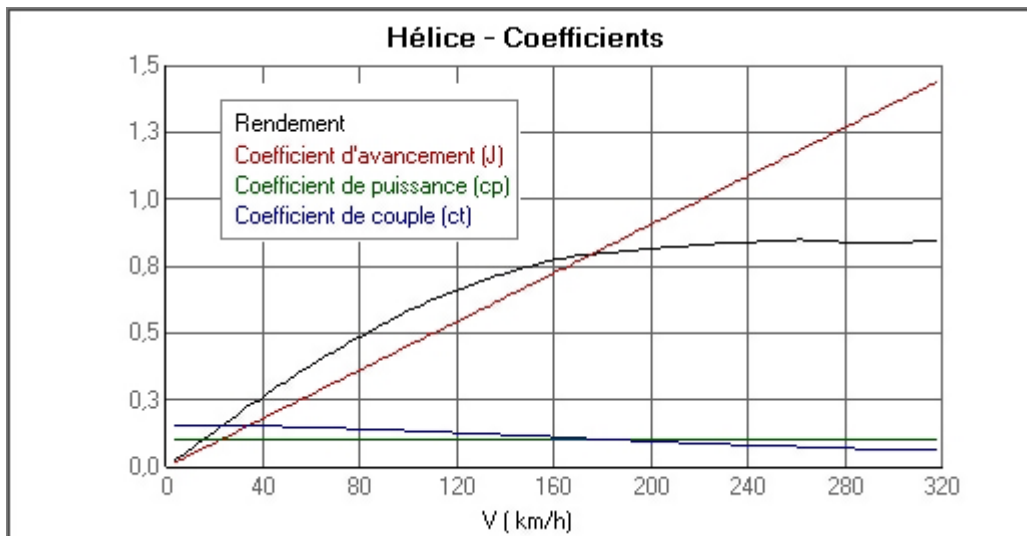
Evolution de traînée en fonction de la vitesse de vol

La traînée de l'appareil est calculée pour chaque vitesse de vol en faisant la somme des traînées spécifiques et en y ajoutant la traînée d'interaction définie ci-dessus.



Evolution du rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de vol

Le rendement de l'hélice est calculé pour chaque vitesse de vol en exploitant les abaques du rapport NACA 640. Calcul des coefficients d'avancement (J), de puissance (c_p) et de couple (c_t), puis du rendement de l'hélice.



Détermination du coefficient de portance maximum

Le coefficient de portance maximum est déterminé en fonction du type de volet utilisé, de sa géométrie (corde et envergure) ainsi que de l'angle de débattement de la gouverne. La méthode utilisée est extraite de l'ouvrage de Hoak, D.E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 45433-0000, 1978, revised.

Résultats de la modélisation

L'ensemble des valeurs qui apparaissent dans les différents tableaux ci-dessous ont été déterminées par calcul à l'aide du logiciel de modélisation PCA2000 V2.4. Les valeurs affichées sur fond gris feront l'objet de la validation.

Détermination de la géométrie



Aile

Envergure	6,657 m
Surface	5,244 m ²
Corde à l'emplanture	0,788 m
Corde au saumon	0,788 m
Effilement	1,00
Allongement	8,45
Position longitudinale sur le fuselage	1,380 m
Flèche	0,0°
Dièdre	3,0°
Corde moyenne standard	0,788 m
Corde moyenne aérodynamique - Corde	0,788 m
Position de la corde moyenne aérodynamique selon X	0,000 m
Position de la corde moyenne aérodynamique selon Y	1,664 m
Position de la corde moyenne aérodynamique selon Z	0,044 m
Profil	NLF(1)-0416
Surface mouillée	9,019 m ²
Rapport - Surface / Surface mouillée totale	0,220
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée du fuselage	0,900
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,378

Dispositif aérodynamique de bord de fuite

Type	Volet à double fente
Envergure (unitaire)	2,363 m
Envergure relative (totale)	71,0 %
Corde relative	35,0 %
Débattement maximum vers le bas	25,0°
Efficacité	93,0 %



Empennage horizontal

Type	
Monobloc	
Surface	1,049 m ²
Envergure	1,996 m
Corde à l'emplanture	0,525 m
Corde au saumon	0,525 m
Effilement	1,00
Allongement	3,80
Corde moyenne standard	0,525 m
Corde moyenne aérodynamique - Corde	0,525 m
Profil	FX 79-L-120
Volume	0,91
Surface mouillée	2,098 m ²
Rapport - Surface / Surface de l'aile	0,200

Gouverne de profondeur

Envergure relative	100,0 %
Corde relative	100,0 %
Débattement maximum vers le bas	3,5°
Débattement maximum vers le haut	-10,0°



Empennage vertical

Type	Plan fixe et surface mobile
Surface	0,509 m ²
Envergure	0,654 m
Corde à l'emplanture	1,030 m
Corde à l'emplanture	1,030 m
Effilement	0,51
Allongement	0,84
Flèche mesurée au bord d'attaque	39,0°
Corde moyenne standard	0,778 m
Corde moyenne aérodynamique - Corde	0,805 m
Position de la corde moyenne aérodynamique selon X	0,236 m
Profil	FX 79-L-120
Volume	0,049
Rapport - Surface / Surface de l'aile	0,097



Fuselage

Longueur	5,530 m
Hauteur max.	1,000 m
Largeur max.	1,120 m
Longueur à section constante	0,000 m
Diamètre moyen	1,081 m
Coefficient de forme (vue de face)	0,820
Coefficient de forme (vue de côté)	1,675
Surface frontale	0,918 m ²
Surface mouillée	10,017 m ²
Rapport - Surface mouillée / Surface mouillée totale	0,419



Train d'atterrissage

Surface mouillée	1,668 m ²
------------------	----------------------

Train principal

Pneumatiques	NA
Diamètre du pneu	285,0 mm
Largeur du pneu	105,0 mm

Train auxiliaire

Pneumatiques	NA
Diamètre du pneu	210,0 mm
Largeur du pneu	66,0 mm

Détermination de la propulsion



Moteur

Modèle	Rotax 912 ULS
Consommation spécifique	0,238 kg/kW.h
Masse spécifique	1,010 kg/kW
Puissance max. du moteur	69,000 kW



Réducteur

Rapport de réduction	2,270
----------------------	-------



Hélice

Type	A vitesse constante électrique
Matériaux	Composite
Nombre de pâles	3
Diamètre	1,520 m
Diamètre maximum	1,520 m
Angle de calage - Minimum	21,4°
Angle de calage - Maximum	34,1°

Détermination du devis de masse



Devis de masse

Masse max. de vol	450,9 kg
Masse à vide	223,5 kg
Masse utile	227,0 kg
Masse de l'équipage - Unitaire	80,0 kg
Masse de l'équipage - Total	160,0 kg
Masse du fret - Unitaire	10,0 kg
Masse du fret- Total	20,0 kg
Carburant	47,0 kg
Propulsion	82,9 kg
Moteur(s)	69,7 kg
Hélice(s)	13,2 kg

Rapports de masse

Rapport - Masse du planeur / Masse max. au décollage	0,312
Rapport - Masse à vide / Masse max. au décollage	0,496
Rapport - Masse à vide / Surface de l'aile	42,6 kg/m ²
Rapport - Masse du planeur / Surface de l'aile	26,8 kg/m ²
Rapport - Masse max. au décollage / Surface de l'aile	86,0 kg/m ²

Détermination des masses spécifiques



Masses spécifiques

Aile	31,9 kg
Empennage horizontal	3,1 kg
Empennage vertical	1,9 kg
Fuselage	36,3 kg
Fuselage & Empennage vertical	38,1 kg
Train principal	17,3 kg
Train auxiliaire	2,0 kg
Moteur	69,7 kg
Hélice	13,2 kg
Système de carburant	11,6 kg
Système de contrôle	3,0 kg
Système électrique	13,4 kg
Système hydraulique	13,4 kg
Instruments	6,7 kg
Masse à vide	223,5 kg
Facteurs de correction	
Général	0,994

Détermination des performances aérodynamiques



Performances aérodynamiques

Coefficient de portance maximum	2,36
Coefficient de portance maximum (lisse)	1,39
Incrément maximum du coefficient de portance	0,96
Charge alaire à la masse max. de vol	86,0 kg/m ²
Charge alaire à la masse à vide	42,6 kg/m ²
Coefficient de frottement (vol moteur)	0,00510
Coefficient de traînée induite (avion)	0,80

Définition des limites de centrage**Stabilité**

Aile isolée

Corde moyenne aérodynamique (CMA)	0,788 m
Position du foyer sur la CMA	0,197 m
Position longitudinale du foyer sur le fuselage	1,577 m

Combinaison Aile & Fuselage

Déplacement relatif du foyer	-15,1 %
Déplacement du foyer	-0,119 m
Position du foyer sur la CMA	0,078 m

Combinaison Aile & Fuselage & Empennage

Déplacement relatif du foyer	46,7 %
Déplacement du foyer	0,368 m
Position du foyer sur la CMA	0,446 m

Centre de gravité

Position extrême avant sur la CMA	0,038 m
Position relative extrême avant sur la CMA	4,9 %
Position extrême arrière sur la CMA	0,446 m
Position relative extrême arrière sur la CMA	56,7 %
Déplacement maximum	0,408 m
Déplacement relatif maximum	51,8 %

Détermination des performances



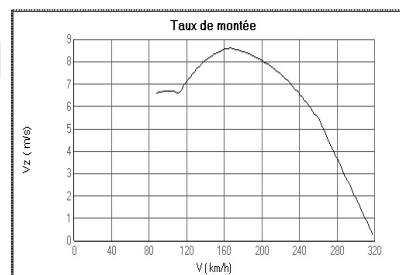
Décollage

Type de piste	Béton
Distance de décollage	143.m
Distance de passage des 15m	222.m
Masse au décollage	450,9 kg
Altitude de vol	0.m
Vitesse de décollage	106 km/h



Taux de montée maximum

Masse de vol	450,9 kg
Altitude de vol	0.m
Taux de montée	8,609 m/s
Vitesse de vol	166 km/h
Puissance moteur disponible	69,000 kW
Hélice - Angle de calage	25,0°
Angle de montée	10,8°
Pente de montée	18,7 %



Croisière

Vitesse de vol	314 km/h
Masse de vol	450,9 kg
Altitude de vol	2400.m
Puissance moteur disponible	51,881 kW
Hélice - Angle de calage	33,2°
Hélice - Traction (brute)	498,2 N
Hélice - Coefficient d'installation	0,995
Hélice - Traction (nette)	495,6 N
Portance	4421,7 N
Traînée	524,8 N
Traînée - Traînée de portance nulle	447,9 N
Traînée - Traînée induite	76,9 N
Coefficient de portance	0,23
Coefficient de traînée	0,027
Coefficient de traînée - Coefficient de traînée propre	0,023
Coefficient de traînée - Coefficient de traînée induite	0,004
Hélice - Vitesse en bout de pale	762 km/h
Hélice - Nombre de Mach en bout de pale	0,640
Hélice - Rendement	0,843
Hélice - Coefficient de vitesse (J)	1,42
Hélice - Coefficient de puissance (cp)	0,100
Hélice - Coefficient de couple (Ct)	0,060



Vitesse minimale de vol

Vitesse de vol	87 km/h
Masse de vol	450,9 kg
Altitude de vol	0.m


Polaire des vitesses

V (km/h)	TM (m/s)	P (%)	AM (°)	Cfe (-)	Rh (-)
...					
110	6,605	21,5	12,4	0,00858	0,626
113	6,635	21,2	12,2	0,00843	0,635
115	6,796	21,3	12,3	0,00813	0,643
117	6,947	21,4	12,3	0,00789	0,651
119	7,082	21,4	12,3	0,00774	0,659
122	7,212	21,4	12,3	0,00758	0,667
124	7,339	21,4	12,3	0,00741	0,674
126	7,456	21,3	12,3	0,00728	0,682
128	7,565	21,2	12,3	0,00717	0,689
130	7,667	21,2	12,2	0,00706	0,695
133	7,765	21,1	12,2	0,00697	0,702
135	7,858	21,0	12,1	0,00688	0,709
137	7,945	20,9	12,0	0,00680	0,715
139	8,027	20,8	12,0	0,00672	0,721
141	8,103	20,6	11,9	0,00665	0,727
144	8,173	20,5	11,8	0,00659	0,733
146	8,238	20,3	11,7	0,00654	0,739
148	8,300	20,2	11,6	0,00650	0,745
150	8,357	20,0	11,5	0,00646	0,751
152	8,409	19,9	11,4	0,00642	0,756
155	8,456	19,7	11,3	0,00638	0,762
157	8,496	19,5	11,2	0,00634	0,767
159	8,532	19,3	11,1	0,00630	0,771
161	8,562	19,1	11,0	0,00626	0,776
164	8,588	18,9	10,9	0,00623	0,781
166	8,609	18,7	10,8	0,00619	0,785
168	8,594	18,4	10,6	0,00616	0,787
170	8,574	18,1	10,4	0,00612	0,789
172	8,551	17,9	10,3	0,00609	0,791
175	8,524	17,6	10,1	0,00606	0,793
177	8,493	17,3	10,0	0,00603	0,795
179	8,46	17,0	9,8	0,00600	0,797
181	8,424	16,7	9,6	0,00597	0,798
...					

Résumé

	Mesures & essais		Ecart relatifs
Dimensions de l'appareil :			
Surface de l'aile	5,20 m ²	5,24 m ²	+1%
Masse à vide	220 kg	223,5 kg	+1%
Performances :			
Distance de roulage	155 m	143 m	-8%
Pente à 150 km/h	20,4 %	20,0 %	-2%
Distance de passage des 15m	230 m	222 m	-4%
Vx (vitesse correspondant au meilleur angle de montée)	130 km/h	128 km/h	-2%
Vy (vitesse correspondant au meilleur taux de montée)	165 km/h	166 km/h	+1%
Taux de montée maximum	8,89 m/s	8,61 m/s	-3%
Vitesse de croisière (2400m)	318 km/h	314 km/h	-1%
Limites de centrage :			
Limite avant	15 %cma	4,9 %cma	
Limite arrière	45 %cma	56,7 %cma	

4 Analyse des résultats de la modélisation

Introduction


La modélisation a été effectuée pour déterminer par calcul, à partir du cahier des charges initial reconstitué du MCR Sportster, les dimensions géométriques de cet appareil ainsi que ses performances pour différentes phases de vol.

La validation consiste à présent à comparer les résultats de la modélisation (des calculs) aux valeurs réelles obtenues par mesures et essais en vol. Les écarts calculés entre les résultats des calculs et des mesures donneront une indication sur le degré de confiance que l'on peut espérer avoir dans le modèle lorsque ce dernier sera utilisé pour modéliser un appareil de configuration similaire à celle de l'appareil étudié.

Retrouver les grandeurs initiales

La première vérification est de contrôler que le modèle (ou le calcul) permet de retrouver les grandeurs (géométrie et performances en croisière) qui ont servi à définir le cahier des charges initial de l'appareil.

Cela est moins évident qu'il en a l'air car les procédures de calcul sont différentes s'il s'agit d'une analyse (pour aboutir à la définition du cahier des charges) ou d'une modélisation (calculer à partir du cahier des charges). Prenons par exemple le calcul de la surface mouillée totale (Smt). Lors de l'analyse détaillée (première étape de l'étude et base de la définition du cahier des charges), la surface mouillée totale est calculée en faisant une simple addition des surfaces mouillées des différents composants de l'appareil (aile, empennages, fuselage, train d'atterrissage). Par contre, lors de la modélisation, la surface mouillée totale est calculée suivant un processus itératif. La géométrie, dont la surface mouillée totale, ainsi que la vitesse de croisière sont déterminées en faisant des itérations successives en prenant comme critères de convergence la masse maximale au décollage et la vitesse de croisière. En début d'itération, on pose les hypothèses suivantes : la masse au décollage est estimée valoir 3 fois la masse utile, le rendement de l'hélice est estimé à 85% et la traînée induite est estimée valoir 7% de la traînée propre de l'appareil. Si le système converge, une solution est trouvée.


	Mesures & essais		Écarts relatifs
Surface de l'aile	5,20 m ²	5,24 m ²	+1%
Masse à vide	220 kg	223,5 kg	+1%
Vitesse de croisière (2400m)	318 km/h	314 km/h	-1%

La modélisation effectuée à l'aide de PCA2000 V2.4 a permis de retrouver les grandeurs initiales. L'écart relatif calculé entre la surface de l'aile du MCR Sportster et le résultat de la modélisation est de 1%. L'écart relatif calculé entre la vitesse de croisière du MCR Sportster et le résultat de la modélisation est également de 1%.

Analyse des performances calculées pour les autres phases de vol



La seconde vérification consiste à analyser les phases de décollage et de montée et à calculer l'écart qui existe entre les performances mesurées et les valeurs calculées par la modélisation. L'écart relatif sera faible si le modèle calcule de façon réaliste à la fois le rendement de l'hélice et la traînée propre de l'appareil pour chaque vitesse de vol.

Le tableau ci-dessous présente une synthèse des résultats, les valeurs mesurées lors d'essais en vol, les valeurs calculées par le modèle ainsi que l'écart relatif calculé entre ces 2 valeurs.



	Mesures & essais		Ecart relatif
Distance de roulage	155 m	143 m	-8%
Pente à 150 km/h	20,4 %	20,0 %	-2%
Distance de passage des 15m	230 m	222 m	-4%
Vx (vitesse correspondant au meilleur angle de montée)	130 km/h	128 km/h	-2%
Vy (vitesse correspondant au meilleur taux de montée)	165 km/h	166 km/h	+1%
Taux de montée maximum	8,89 m/s	8,61 m/s	-3%

L'écart relatif calculé est relativement faible ce qui laisse supposer que le modèle calcule de façon correcte à la fois la traînée propre de l'appareil et le rendement de l'hélice. Ce dernier paramètre, souvent difficile à déterminer, est un facteur prépondérant dans le calcul des performances.

Pour montrer l'importance d'une estimation correcte du rendement de l'hélice, une modélisation a été effectuée en considérant que le rendement de l'hélice est de l'ordre de 66,5% lors de la phase de montée (Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, p165). Cette hypothèse simplificatrice entraîne une sous-estimation de **87%** de la vitesse correspondant au meilleur taux de montée (Vy) et une sous-estimation de **32%** du taux de montée à 165 km/h.

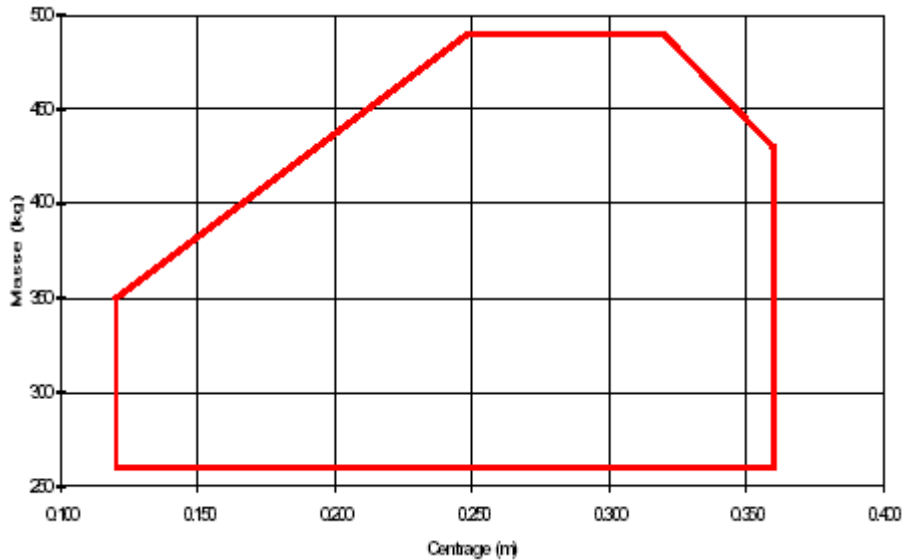
	Mesures & essais		 & Rh 66,5%
Vy (vitesse au meilleur taux de montée)	165 km/h	166 km/h	88 km/h (-87%)
Taux de montée à 165 km/h	8,89 m/s	8,60 m/s	6,75 m/s (-32%)

Une autre modélisation a été effectuée en considérant que le coefficient de traînée propre reste constant quelle que soit la vitesse de vol. La valeur choisie fut celle du coefficient de traînée observé en croisière (cfe = 0,0051). Cette hypothèse simplificatrice entraîne, une surestimation de **1%** de la vitesse correspondant au meilleur taux de montée (Vy) et une surestimation inférieure à **1%** du taux de montée à 165 km/h. Ceci représente une amélioration des résultats par rapport à ceux fournis en considérant un cfe variable. Toutefois, un cfe constant n'est pas réaliste ! L'amélioration observée des résultats pourrait s'expliquer par le fait que le profil de l'aile qui a été utilisé pour effectuer la modélisation (NLF-0416) possède une polaire « moins plate » que celle du profil (inconnu) de l'aile du MCR Sportster. Par conséquent, une augmentation du coefficient de portance se traduit par une augmentation plus rapide du coefficient de traînée dans le cas du profil NLF-0416 que dans le cas du profil réel et donc une augmentation « plus rapide » du coefficient de traînée propre de l'appareil.

	Mesures & essais		 & cfe 0,0051
Vy (vitesse au meilleur taux de montée)	165 km/h	166 km/h	166 km/h (+1%)
Taux de montée à 165 km/h	8,89 m/s	8,60 m/s	8,95 m/s (+1%)

Détermination des positions extrêmes du centre de gravité de l'appareil

Les limites de centrage indiquées dans le manuel de vol du MCR Sportster sont 15%cma pour la limite avant et 45%cma pour la limite arrière.



PCA2000 V2.4 calcule les limites extrêmes de centrage avant et arrière. La limite extrême avant calculée est située à 10,1%cma en avant de la limite indiquée (15%cma) tandis que la limite extrême arrière calculée est située à 11,7%cma en arrière de la limite indiquée (15%cma) dans le manuel de vol de l'appareil. Les écarts calculés sont conformes aux valeurs usuelles de « réserve » de centrage adoptées par les constructeurs (environ 10%).

	Mesures & essais	 Ecarts relatifs
Limite avant	15 %cma	4,9 %cma
Limite arrière	45 %cma	56,7 %cma

5 Conclusions

La validation qui a été faite en utilisant comme référence le MCR Sportster montre qu'il existe une très bonne corrélation entre les valeurs mesurées lors d'essais en vol et les valeurs calculées par le modèle PCA2000 V2.4

Par conséquent, il semble raisonnable de prétendre que le modèle PCA2000 V2.4 peut être utilisé en toute confiance pour réaliser des modélisations sur des appareils de conception similaire à celle du MCR Sportster.

« La modélisation est une approximation de la réalité. Nous œuvrons et continuerons à œuvrer pour que nos modèles fournissent les résultats le plus proche possible de la réalité. »

D.Breyne, Managing Director de OAD