



Note Technique

Validation du logiciel de modélisation PCA2000 V2.1

Réf. NT04001FR

Avril 2004

Mots clés : PCA2000, validation, essais en vol, modélisation.

Résumé:

L'objectif de cette étude est de valider le module 'modélisation' de PCA2000 V2.1. La validation consiste à comparer les résultats d'une série de mesures effectuées lors d'essais en vol sur un appareil donné aux résultats d'une modélisation effectuée avec le logiciel PCA2000 V2.1 sur le même appareil.

Les mesures en vol ont été réalisées sur un Glasair III par l'association américaine CAFE 400.

Le tableau ci-dessous présente le résultat de la validation. Il indique pour les différentes phases de vol analysées les écarts qu'il existe entre la mesure et la modélisation. Les faibles écarts observés tendent à indiquer que la version actuelle du modèle peut être considérée comme une approche correcte de la réalité.



Glasair III

Phase de vol :	Mesures		Ecart
Distance de décollage	427 m	410 m	-4%
Vitesse de vol correspondant au meilleur taux de montée (Vy)	209 km/h	211 km/h	+0,1%
Taux de montée à 256 km/h	10,56 m/s	10,84 m/s	+2,7%
Vitesse de croisière	406 km/h	404 km/h	-0,5%

Symboles et notations:

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), Rh (rendement d'hélice).

Méthodologie :

Il s'agit de retrouver par calcul les résultats de mesures effectuées lors d'essais en vol sur un appareil donné. Les performances mesurées qui seront analysées sont :

- La distance de décollage,
- La vitesse de vol qui correspond au meilleur taux de montée (V_y),
- Le taux de montée à la vitesse de vol de 256 km/h,
- La vitesse de croisière.

L'étude se déroule en 4 phases:

1. La première phase consiste à réaliser une synthèse des résultats des mesures effectuées lors des essais pour les 3 phases de vol : le décollage, la montée et la croisière.
2. La seconde phase consiste à analyser l'appareil testé afin de connaître ses caractéristiques géométriques ainsi que ses qualités massique et aérodynamique. Ces informations seront ensuite exploitées par le logiciel de modélisation pour calculer les performances de l'appareil testé pour toutes les phases de vol considérées.
3. La troisième phase consiste à calculer à l'aide du programme de modélisation les performances de l'appareil testé pour les phases de vol correspondant au décollage, à la montée et à la croisière.
4. La quatrième et dernière phase consiste à analyser les résultats fournis par la modélisation et mesurer l'écart qui existe entre le résultat des mesures effectuées en vol et le résultat de la modélisation.

1. Résultats d'essais en vol

Les essais en vol ont été réalisés par l'association américaine CAFE400. Le rapport d'essais complet peut être téléchargé à partir du site Internet de l'association (www.cafefoundation.org). Le tableau ci-dessous reprend les performances mesurées pour les phases de vol correspondant à la croisière, la montée, le décollage et le décrochage.

Croisière (75%, 8000ft)

Vitesse de vol	406 km/h
Masse de vol	1062 kg
Altitude de vol	2438 m

Vitesse de vol correspondant au taux de montée maximum (Vy)

Vitesse de vol	209 km/h
----------------	----------

Taux de montée à vitesse donnée

Taux de montée	10.56 m/s
Vitesse de vol	256 km/h
Masse de vol	1029 kg
Altitude de vol	914 m

Décollage

Distance de décollage	427 m
Vitesse de décollage	157 km/h
Masse au décollage	1084 kg
Altitude de vol	36 m
Type de piste	Asphalte
Pente de la piste	0.0 %
Composante du vent dans l'axe de piste	0 km/h

Vitesse minimale de vol

Vitesse de vol	119 km/h
Masse de vol	1023 kg
Altitude de vol	2438 m

2. Analyse de l'appareil testé

Le Glasair III est un appareil de construction composite à train rentrant. La version testée est motorisée par un Lycoming IO-540-K1B5 et est équipée d'une hélice à vitesse constante hydraulique. Des informations complémentaires peuvent être obtenues sur le site Internet du constructeur (www.newglasair.com).

Généralités :

Modèle	Glasair III
Constructeur	Stoddard Hamilton Aircraft Corp
Classification	Avion léger
Type	Avion de loisir
Nombre de places	2 sièges en côte à côte
Configuration générale	Conventionnel
Configuration de l'aile	Cantilever, Effilée, Droite, Basse
Configuration des empennages	Cruciforme, Fixés sur le fuselage
Configuration du train d'atterrissage	Rentrant, Tricycle, Fixé sur l'aile
Configuration de la propulsion	Un, Piston, Tractif, Fixée sur le fuselage
Structure	Composite, Fibre de verre
Réglementation	FAR Part 23

Système de carburant :

Capacité maximale	216 l
-------------------	-------

Dimensions principales :

Longueur totale	6.502 m
-----------------	---------

Aile :

Surface	9.033 m ²
Envergure	8.230 m
Corde à l'emplanture	1.363 m
Corde au saumon	0.832 m
Allongement	7.50
Effilement	0.61
Flèche	2.0 °
Vrillage	0.0 °
Profil à l'emplanture	LS(1)-0413
Profil au saumon	LS(1)-0413
capacité des réservoirs	216 l

Volets :

Type	Volet simple
Envergure relative	42.0 %
Corde relative	20.0 %
Débattement maximum vers le bas	45.0 °

Empennage horizontal :

Surface	1.510 m ²
Envergure	2.642 m
Corde à l'emplanture	0.710 m
Corde au saumon	0.432 m
Allongement	4.62
Effilement	0.61
Flèche mesurée au bord d'attaque	8.0 °
Vrillage	0.0 °
Volume	0.49
Surface / Surface de l'aile	0.17

Profil Undefined 15%

Empennage vertical :

Surface	1.059 m ²
Envergure	1.308 m
Corde à l'emplanture	1.185 m
Corde au saumon	0.435 m
Allongement	1.62
Effilement	0.37
Flèche mesurée au bord d'attaque	40.0 °
Vrillage	0 °
Volume	0.102
Surface / Surface de l'aile	0.12
Profil	Undefined 15%

Fuselage :

Hauteur max.	1.077 m
Largeur max.	1.095 m
Longueur	6.299 m
Longueur à section constante	0.000 m
Coefficient de forme frontal	0.914
Coefficient de forme latéral	1.927

Train d'atterrissage :

Train princ. - Pneumatiques	5.00-5
Train princ. - Carénage	non
Train aux. - Pneumatiques	3.50-6
Train aux. - Carénage	non

Moteur :

Moteur - Modèle	IO-540-K1B5
Constructeur	Lycoming
Puissance maximale	223.710 kW

Hélice :

Type	A vitesse constante
Nombre de pâles	2
Matériaux	Aluminium
Diamètre	2.134 m

Masse et chargement :

Masse à vide	737.0 kg
Masse max. de vol	1134.0 kg
Masse utile	397.0 kg
Carburant	155.5 kg

Aérodynamique :

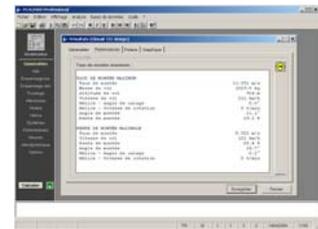
Coefficient de portance max.	2.03
Charge alaire maximale	125.5 kg/m ²
Charge alaire à vide	81.6 kg/m ²
Coef. de frottement (croisière)	0.0051
Coef. de traînée induite (croisière)	0.88

3. Calcul des performances pour différentes phases de vol à l'aide du logiciel de modélisation PCA2000 V2.1



Vitesse de Croisière

Vitesse de vol	404 km/h
* Altitude de vol	2438 m
Portance	10415 N
Traînée - Traînée de portance nulle	1076 N
Traînée - Traînée induite	79 N
Coefficient de portance	0.19
Coefficient de traînée	0.021
Coefficient de traînée propre	0.020
Coefficient de traînée induite	0.001

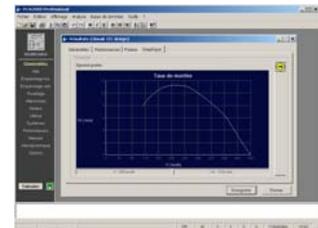


* Valeurs données



Montée: Taux de montée maximum

Taux de montée	11.25 m/s
* Masse de vol	1029 kg
* Altitude de vol	914 m
Vitesse de vol	211 km/h
Angle de montée	11.1°
Pente de montée	19.2%

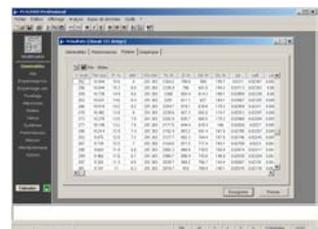


* Valeurs données



Montée: Taux de montée à vitesse donnée

V (km/h)	TM (m/s)	Pd (kW)	Tn (N)	D (N)	D0 (N)	DL (N)	Cd (-)	cd0 (-)	Rh (-)
...									
242	11.12	201	2438	769	551	217	0.0336	0.0241	0.82
245	11.08	201	2414	775	564	211	0.0329	0.0239	0.82
249	11.03	201	2391	781	576	205	0.0323	0.0238	0.83
252	10.94	201	2364	788	589	199	0.0317	0.0236	0.83
256	10.84	201	2335	796	601	194	0.0311	0.0235	0.83
259	10.73	201	2308	803	614	189	0.0305	0.0233	0.83
263	10.63	201	2281	811	627	184	0.0300	0.0232	0.83
266	10.51	201	2254	819	639	179	0.0295	0.0231	0.84
270	10.40	201	2228	827	652	174	0.0291	0.0229	0.84
273	10.28	201	2202	835	665	170	0.0286	0.0228	0.84
...									

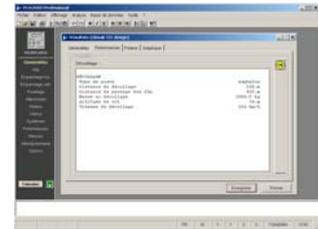


Remarquez l'évolution du coefficient de traînée propre ainsi que l'évolution du rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de vol.



Distance de décollage

* Type de piste	Asphalte
Distance de roulage	264 m
Distance de passage des 15m	410 m
* Masse au décollage	1084 kg
* Altitude de vol	36 m
* Vitesse de décollage	156 km/h



* Valeurs données

4. Analyse des résultats de la modélisation

Le tableau ci-dessous reprend pour les différentes phases de vol explorées, les performances mesurées lors des essais en vol, les performances calculées à l'aide du logiciel de modélisation PCA2000 V2.1. et l'écart calculé entre la mesure et la modélisation.

Phase de vol :	Mesures		Ecart
Distance de décollage	427 m	410 m	-4%
Vitesse de vol au meilleur taux de montée	209 km/h	211 km/h	+0,1%
Taux de montée à 256 km/h	10,56 m/s	10,84 m/s	+2,7%
Vitesse de croisière	406 km/h	404 km/h	-0,5%

PCA2000 V2.1 fournit des résultats relativement proches des valeurs mesurées pour toutes les phases de vol considérées.

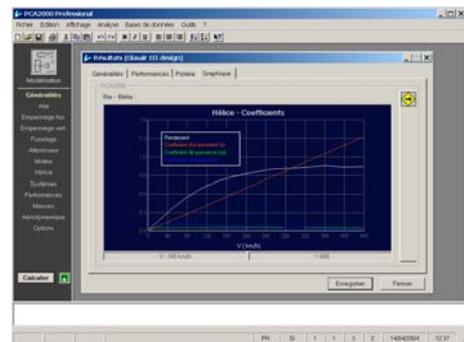
Cette précision des résultats tend à indiquer que le modèle calcule de façon réaliste l'évolution du coefficient de traînée propre et du rendement d'hélice en fonction de la vitesse de vol.

Détermination du rendement de l'hélice

Le rendement de l'hélice est calculé pour chaque vitesse de vol en exploitant les abaques du rapport NACA 640. Ce rapport fait la synthèse des résultats d'essais en soufflerie réalisés sur des hélices bi, tri et quadri pâles.

Les courbes de ces différents abaques ont été digitalisées de manière à pouvoir les exploiter de façon automatique dans le logiciel de modélisation.

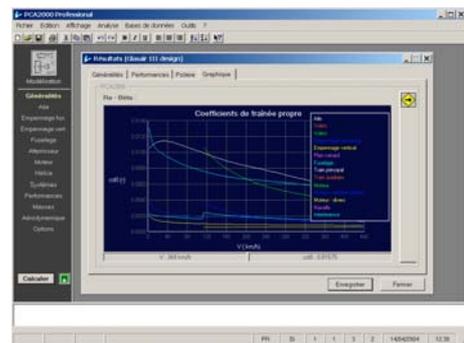
L'image ci-contre est une copie d'écran de PCA2000 V2.1, elle montre l'évolution du rendement de l'hélice en fonction de la vitesse de vol.



Détermination de la traînée propre de l'appareil

La traînée propre de l'appareil est calculée pour chaque vitesse de vol en faisant la somme des traînées spécifiques des principaux composants de l'appareil (aile, volets, empennages, fuselage, train, moteur) et d'une traînée d'interaction qui tient compte de l'influence mutuelle de toutes les parties de l'avion sur la traînée totale de l'appareil. Les algorithmes utilisés proviennent de l'ouvrage de Dr. Jan Roskam intitulé Airplane Design Part VI

L'image ci-contre est une copie d'écran de PCA2000 V2.1, elle montre l'évolution des coefficients de traînée spécifiques en fonction de la vitesse de vol.



Pour montrer l'importance d'une estimation correcte du coefficient de traînée propre, une première modélisation a été effectuée en considérant que le coefficient de traînée propre reste constant quelle que soit la vitesse de vol. Cette hypothèse simplificatrice entraîna, pour un coefficient de traînée propre équivalent à celui observé en croisière, une sous-estimation de **5,7%** de la vitesse correspondant au meilleur taux de montée (V_y) et une surestimation de **19,2%** du taux de montée à 256 km/h.

Ensuite, pour montrer l'importance d'une estimation correcte du rendement de l'hélice, une seconde modélisation a été effectuée en considérant que le rendement de l'hélice était de l'ordre de 66,5% lors de la phase de montée (Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, p165). Cette hypothèse simplificatrice entraîna une sous-estimation de **31%** de la vitesse correspondant au meilleur taux de montée (V_y) et une sous-estimation de **29%** du taux de montée à 256 km/h.

Une troisième modélisation fut effectuée en faisant la combinaison des deux hypothèses simplificatrices envisagées ci-dessus (coefficient de traînée propre constant et rendement d'hélice approximatif de 66,5%). Ceci entraîna une sous-estimation de **27%** de la vitesse correspondant au meilleur taux de montée (V_y) et une sous-estimation de **22%** du taux de montée à 256 km/h.