



Note Technique

Rapport de validation du logiciel de modélisation PCA2000 V2.5.1

Réf. NT06002FR

Avril 2006

Mots clés : PCA2000, validation, modélisation, DA42 Twin Star.

Symboles et notations:

Sa (Surface de l'aile), Smt (Surface mouillée totale),  $cd0$  (coefficient de traînée propre),  $cfe$  (coefficient de frottement équivalent plaque plane).

**Résumé:**

Ces études ont pour objectif de valider, sur un appareil de configuration donnée, les modules **Table à digitaliser** et **Modélisation** de PCA2000 V2.5.1.


**La modélisation** consiste à déterminer par calcul les performances de l'appareil 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 les mesures donnent une indication sur le 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.

L'appareil qui a servi de référence pour effectuer la modélisation est le **DA 42 Twin Star**. Cet appareil est développé par la société Diamond Aircraft. Les informations relatives à cet appareil ont été extraites de son manuel de vol. 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 les 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.

**DA 42 Twin Star**

	Mesures & essais		Ecart relatif
<b>Modélisation :</b>			
Distance de roulage (1600kg)	330 m	341 m	3,23%
Distance de passage des 15m (1600kg)	495 m	533 m	7,13%
Taux de montée maximum (1500kg)	6,50 m/s	7,00 m/s	6,75%
Taux de montée maximum OEI (1500kg)	0,90 m/s	0,89 m/s	-0,56%
Vitesse plein gaz (0m)	283 km/h	289 km/h	2,02%
Coefficient de portance maximum (en lisse)	1,64	1,67	1,80%
<b>Digitalisation :</b>			
Surface de l'aile	16,476 m <sup>2</sup>	16,290 m <sup>2</sup>	-1,14%
Envergure de l'aile	13,420 m	13,420 m	0,00%
Longueur du fuselage	8,560 m	8,545 m	-0,18%



# 1 Table des matières

---

1	TABLE DES MATIERES .....	3
2	TERMINOLOGIE .....	4
3	METHODOLOGIE.....	5
4	ANALYSE DETAILLEE DE L'APPAREIL ETUDIE.....	7
5	MODELISATION.....	8
6	RESULTATS DE LA MODELISATION .....	12
7	ANALYSE DES RESULTATS .....	14
	CONCLUSIONS.....	17



## 2 Terminologie

---

Le terme « Phase de vol » reviendra à plusieurs reprises dans la suite du rapport.

Une phase de vol est définie par 4 paramètres :

1. Une géométrie donnée de l'appareil (position des volets, position du train d'atterrissage, pas de l'hélice, ...),
2. Une masse de vol donnée,
3. Une position de la manette des gaz donnée (plein gaz, ...),
4. Une altitude de vol donnée.

### 3 Méthodologie

Il s'agit de retrouver par calcul les valeurs obtenues par mesures et essais en vol pour les phases de vol suivantes :

- Distance de roulage,
- Distance de passage des 15m,
- Taux de montée
- Taux de montée sur 1 moteur
- Vitesse de croisière,

Ainsi que les coefficients de portance maximum en lisse et en configuration volets débattus.

#### L'étude se déroule en 3 phases:

1. La première phase consiste à analyser l'appareil afin de connaître ses caractéristiques géométriques ainsi que ses qualités massique et aérodynamique.

La qualité aérodynamique de l'appareil est définie pour une phase de vol donnée c'est à dire à **une et une seule** vitesse de vol sous la forme du coefficient de frottement équivalent plaque plane (*c<sub>fe</sub>*). Ce coefficient est calculé à partir du coefficient de traînée propre de l'appareil de la façon suivante :

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

Les qualités aérodynamiques dont la traînée globale de l'appareil qui correspondent aux autres phases de vol seront calculées à partir de ce coefficient de référence.

2. La deuxième phase consiste à effectuer différentes modélisations en utilisant comme données d'entrée les données géométriques et massiques, informations contenues dans le manuel de vol. La modélisation détermine par calcul, les performances pour différentes phases de vol à différentes masses et altitudes de vol.
3. La troisième phase de l'étude consiste à analyser les résultats de la modélisation

#### Fichiers de données

Les fichiers de données qui ont servi à effectuer l'analyse sont disponibles sur le site Internet de PCA2000 ([www.pca2000.com](http://www.pca2000.com)) sur la page Bases de données.

Nom du fichier	
DA42 Twin Star	Analyse
Val03 – DA42 Twin Star	Modélisation
Thielert TAE125-01	Moteur
FX 63-137	Profil d'aile
NACA Undefined 09%	Profil des empennages

**Tableau 1: Fichiers de données**



### **Les algorithmes de calcul**

Les algorithmes de calcul ne sont pas décrits dans le présent document. Si vous souhaitez en prendre connaissance, nous vous invitons à consulter le document intitulé « Description des algorithmes de calcul » disponible sur la page Rapports techniques du site Internet de PCA2000 ([www.pca2000.com](http://www.pca2000.com)).

## 4 Analyse détaillée de l'appareil étudié


### Introduction

Le DA 42 Twin Star est un appareil de construction composite à train rentrant. La version étudiée est motorisée par 2 moteurs Thielert Centurion 1,7 Turbodiesel et est équipée d'hélices à pas vitesse constante MT-Propeller. Des informations complémentaires peuvent être obtenues sur le site Internet du constructeur (<http://www.diamondair.com>).

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

- du manuel de vol de l'appareil
- du plan 3 vues contenu dans le manuel de vol.

Le plan 3 vues a été exploité via le module **Table à digitaliser** de **PCA2000 V2.5.1**. Les informations qui en ont été extraites sont des valeurs de surface, des valeurs de distance ainsi que des rapports de distances. La précision des résultats est donnée dans le tableau ci-dessous :

	Constructeur		Ecart
Surface de l'aile	16,476 m <sup>2</sup>	16,290 m <sup>2</sup>	-1,14%
Envergure de l'aile	13,420 m	13,420 m	0,00%
Longueur du fuselage	8,560 m	8,545 m	-0,18%

**Tableau 2 : Résumé du rapport de validation du module Table à digitaliser**

### Hypothèses

Toutes les informations nécessaires à l'analyse ont été extraites du manuel de vol de l'appareil à l'exception du profil des empennages (information non communiquée). Par conséquent les hypothèses suivantes ont été posées :

#### Profil des empennages

Le profil des empennages retenu pour effectuer la modélisation est un profil NACA standard à 9% d'épaisseur relative.

### Résultats de l'analyse

L'analyse détaillée de l'appareil nous a permis de déterminer :

- Un cfe (coefficient de frottement équivalent plaque plane) de 0,00806 à 0m et
- Un coefficient de traînée induite de 0,77.

## 5 Modélisation

### Introduction

La modélisation recalcule pour chaque phase de vol c'est à dire à chaque combinaison d'une vitesse, d'une altitude, d'une géométrie et d'une masse :

- les traînées spécifiques de tous les composants de l'appareil
- la puissance délivrée par le moteur en exploitant les courbes de puissance du moteur
- le rendement de propulsion
- le rendement de l'hélice
- la traction utile
- la qualité aérodynamique globale de l'appareil

### Données d'entrée

Toutes les données d'entrées utiles à la modélisation ont été extraites du manuel de vol de l'appareil à l'exception de :

- Données géométriques : coefficients de forme, surfaces en plan
- Données aérodynamiques : coefficient de frottement, coefficient de traînée induite.

Ces dernières ont été déterminées lors de la phase d'étude précédente (Chapitre 4 : Analyse détaillée de l'appareil étudié).

### Généralités :

Modèle	DA42 Twin Star
Classification	Avion de transport léger
Configuration générale	Conventionnel
Nombre de places	4 sièges
Réglementation	FAR23
Structure	Composite
Configuration de l'aile	Cantilever, Basse
Configuration des empennages	Empennages en T, Fixés sur le fuselage
Configuration de la propulsion	Deux, Tractif, Fixés sur l'aile
Configuration du train d'atterrissage	Rentrant, Tricycle, Fixé sur l'aile

### Aile :

Surface	16,290 m <sup>2</sup>
Envergure	13,420 m
Position longitudinale sur le fuselage	2, 326 m
Position verticale sur le fuselage	0,000 m
Incidence à l'emplanture	1,0°
Vrillage	0,0°
Dièdre	5,0°
Effilement	0,34
Flèche	0,0°
Capacité des réservoirs	197 l
Profil	FX 63-137





**Dispositif aérodynamique de bord de fuite :**

Type	Volet simple
Corde relative	24 %
Envergure relative (totale)	41 %
Débattement maximum vers le bas	40,0°
Efficacité	100 %

**Winglets :**

Surface relative (totale)	0,035
Effilement	0,63
Flèche mesurée au bord d'attaque	30,0°
Profil	NACA Undefined 09%

**Empennage horizontal :**

Type	Empennage et gouverne de profondeur
Surface	2,350 m <sup>2</sup>
Envergure	3,540 m
Effilement	0,30
Position longitudinale sur le fuselage	7,281 m
Position verticale sur le fuselage	1,628 m
Flèche	13,2°
Vrillage	0°
Profil	NACA Undefined 09%

**Gouverne de profondeur :**

Corde relative	35,0 %
Envergure relative	84,0 %
Débattement maximum vers le bas	10,0°
Débattement maximum vers le haut	-13,0°

**Empennage vertical :**

Type	Plan fixe et surface mobile
Surface	1,740 m <sup>2</sup>
Envergure	1,511 m
Effilement	0,51
Position longitudinale sur le fuselage	6,890 m
Flèche mesurée au bord d'attaque	28,0°
Profil	NACA Undefined 09%

**Fuselage :**

Hauteur max.	1,256 m
Largeur max.	1,257 m
Longueur	0 m
Longueur à section constante	8,560 m
Coefficient de forme (vue de face)	<b>0,960</b>
Coefficient de forme (vue de côté)	<b>1,773</b>
Surface en plan vue de profil	<b>5,686 m<sup>2</sup></b>
Fuselage pincé	
Cabine non pressurisée	



**Train d'atterrissage principal :**

Train principal rentrant non caréné

Pneumatique	6.00-6
Diamètre du pneu	444,5 mm
Largeur du pneu	160 mm

**Train d'atterrissage auxiliaire :**

Train auxiliaire rentrant caréné

Pneumatique	5.00-5
Diamètre du pneu	360,7 mm
Largeur du pneu	125,7 mm

**Moteur :**

Modèle	Thielert TAE125-01
--------	--------------------

**Nacelles :**

Nombre	2
Position en envergure	1,219 m
Distance du cône d'hélice au bord d'attaque de l'aile	0,954
Hauteur maximale	0,886
Largeur maximale	0,821
Longueur	2,628
Coefficient de forme (vue de face)	<b>0,785</b>
Coefficient de forme (vue de côté)	<b>2,200</b>
Surface en plan vue de profil	<b>1,434 m<sup>2</sup></b>

**Hélice :**

Type	A vitesse constante. hydraulique
Matériaux	Composite
Nombre de pâles	3
Diamètre	1,870 m
	Système de carburant
Capacité totale de carburant	197 l
Position des réservoirs	Aile

**Performances :**

Décollage	
Altitude densité	0 m
Vitesse de décollage	128 km/h
Débattement des volets	0°
Pente de la piste	0%
Type de piste	Béton
Vent debout	0 km/h
Décrochage	
Altitude densité	0 m
Croisière	
Altitude densité	0 m à 2754 m
Taux de montée	
Altitude densité	0 m

**Charge utile :**

Equipage	80 kg
Fret	10 kg



**Masse, facteur de correction calculé :**

Masse maximale de vol	1700 kg
Masse de vol	1300 kg à 1700 kg
Masse de carburant	165 kg
Coefficient correcteur général	<b>1,209</b>

**Aérodynamique :**


Coefficient de frottement (vol moteur)	<b>0,00806</b>
Altitude de référence	0 m
Coefficient de traînée induite	<b>0,77</b>


**Tableau 3 : Données d'entrée à la modélisation**


## 6 Résultats de la modélisation

### Résumé

<b>Palier plein gaz</b>	Constructeur		Ecart relatif
Altitude de vol			
0 m	283 km/h	289 km/h	2,02%
548 m	288 km/h	294 km/h	2,11%
1096 m	293 km/h	298 km/h	1,68%
1644 m	298 km/h	303 km/h	1,78%
2191 m	301 km/h	307 km/h	1,91%
2754 m	303 km/h	306 km/h	1,11%

<b>Taux de montée</b>	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de vol (141 km/h)			
Masse de vol			
1700 kg	5,5 m/s	5,754 m/s	5,18%
1600 kg	6,0 m/s	6,348 m/s	6,13%
1500 kg	6,5 m/s	7 m/s	6,75%
1400 kg	7,2 m/s	7,72 m/s	7,28%

<b>Taux de montée OEI</b>	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de vol (152 km/h)			
Masse de vol			
1600 kg	0,7 m/s	0,662 m/s	-7,25%
1500 kg	0,9 m/s	0,895 m/s	-0,56%
1400 kg	1,1 m/s	1,136 m/s	3,17%
1300 kg	1,4 m/s	1,332 m/s	-5,11%

<b>Distance de roulage</b>	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de rotation (128 km/h)			
Volets (0°)			
Surface en béton			
Masse de vol			
1700 kg	360 m	365 m	1,37%
1600 kg	330 m	341 m	3,23%
1500 kg	305 m	318 m	4,09%
1400 kg	280 m	293 m	4,44%
1300 kg	260 m	271 m	4,06%

<b>Distance de passage des 15m</b>	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de rotation (128 km/h)			
Volets (0°)			
Surface en béton			
Masse de vol			
1700 kg	530 m	575 m	7,83%
1600 kg	495 m	533 m	7,13%
1500 kg	460 m	493 m	6,69%
1400 kg	425 m	453 m	6,18%
1300 kg	400 m	419 m	4,53%

<b>Coefficient de portance maximum</b>	Constructeur		Ecart relatif
en lisse	1,64	1,67	1,80%
volets abaissés	2,00	2,08	3,85%

**Tableau 4 : Résumé des résultats de la modélisation**

## 7 Analyse des résultats

### Palier plein gaz

**Objectif** : montrer la prise en compte par le modèle de la variation d'altitude

Palier plein gaz	Constructeur		Ecart relatif
Altitude de vol			
0 m	283 km/h	289 km/h	2,02%
548 m	288 km/h	294 km/h	2,11%
1096 m	293 km/h	298 km/h	1,68%
1644 m	298 km/h	303 km/h	1,78%
2191 m	301 km/h	307 km/h	1,91%
2754 m	303 km/h	306 km/h	1,11%

**Tableau 5 : Palier plein gaz**


Suivant l'altitude de vol, l'écart relatif varie entre 1,11 et 2,11% soit dans le pire des cas une différence de 6km/h.

Ces résultats montrent que le modèle calcule de façon correcte :

- L'évolution des propriétés de l'atmosphère en fonction de l'altitude ainsi que
- L'évolution de la puissance disponible délivrée par le moteur turbocompressé.

### Taux de montée

**Objectif** : montrer la prise en compte de l'évolution de la masse de vol sur le taux de montée

Taux de montée	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de vol (141 km/h)			
Masse de vol			
1700 kg	5,5 m/s	5,754 m/s	5,18%
1600 kg	6,0 m/s	6,348 m/s	6,13%
1500 kg	6,5 m/s	7 m/s	6,75%
1400 kg	7,2 m/s	7,72 m/s	7,28%

**Tableau 6 : Taux de montée**


Dans ce cas présent le modèle aurait tendance à surestimer le taux de montée. L'écart relatif variant entre 5,8% et 7,28%. L'écart reste sensiblement constant en fonction de l'évolution de la masse. Cette dernière constatation semblerait prouver que le modèle prend toutefois en compte de façon correcte la variation de la masse.

Les facteurs pouvant justifier cet écart pourraient provenir d'une sous-estimation du coefficient de traînée et/ou une surestimation de la puissance réellement fournie par le moteur.

D'autres modélisations sur bimoteurs devraient être effectuées pour vérifier si cet écart est systématique. Dans tel cas, il convient de corriger les résultats en proportion de l'écart observé. Sinon, nous pourrions supposer que cela pourrait provenir en partie d'une imprécision des données d'entrées.

### Taux de montée sur un moteur

**Objectif** : montrer la prise en compte de l'évolution de la masse de vol et de la perte de puissance.

Taux de montée OEI	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de vol (152 km/h)			
Masse de vol			
1600 kg	0,7 m/s	0,662 m/s	-7,25%
1500 kg	0,9 m/s	0,895 m/s	-0,56%
1400 kg	1,1 m/s	1,136 m/s	3,17%
1300 kg	1,4 m/s	1,332 m/s	-5,11%

**Tableau 7 : Taux de montée sur un moteur (OEI)**

L'influence de la perte d'un moteur sur le taux de montée est due à :


- Une diminution de puissance de moitié
- Une augmentation de la traînée due à l'hélice arrêtée ou moulinant et une inclinaison combinée de l'appareil autour de son axe de roulis et son axe de lacet.

Il est particulièrement intéressant de constater l'impact de la perte de puissance sur le taux de montée de l'appareil. Les résultats sont remarquables ! La différence maximale est de 7cm/s.

### Décollage



**Objectif** : montrer la prise en compte de l'évolution de la masse de vol sur les distances de décollage

Le décollage est décomposé en 4 phases : le roulage, la rotation, l'accélération jusqu'à obtenir la vitesse de montée, la montée jusqu'à atteindre l'altitude de 15m.

Distance de roulage	Constructeur		Ecart relatif
Vitesse de rotation (128 km/h)			
Volets (0°)			
Surface en béton			
Masse de vol			
1700 kg	360 m	365 m	1,37%
1600 kg	330 m	341 m	3,23%
1500 kg	305 m	318 m	4,09%
1400 kg	280 m	293 m	4,44%
1300 kg	260 m	271 m	4,06%

**Tableau 8 : Distance de roulage**

Suivant la masse de l'appareil, l'écart relatif varie entre 1,37% et 4,44% soit dans le pire des cas une différence de 13m. Ces résultats montrent que le modèle calcule de façon correcte à la fois la traction utile fournie par l'hélice et la résistance à l'avancement due principalement au frottement des roues sur le sol. L'écart qui reste sensiblement le même lorsque la masse de l'appareil varie confirme cela.


Distance de passage des 15m	Constructeur		Ecart relatif
			
Vitesse de rotation (128 km/h)			
Volets (0°)			
Surface en béton			
Masse de vol			
1700 kg	530 m	575 m	7,83%
1600 kg	495 m	533 m	7,13%
1500 kg	460 m	493 m	6,69%
1400 kg	425 m	453 m	6,18%
1300 kg	400 m	419 m	4,53%

**Tableau 9 : Distance de passage des 15m**

Suivant la masse de l'appareil, l'écart relatif varie entre 4,53% et 7,83% soit dans le pire des cas une différence de 45m. Au vu de la modélisation précédente, ces résultats montrent que le modèle calcule de façon correcte les performances de l'appareil lors de la phase d'accélération ainsi que lors de la phase de montée initiale. L'écart qui reste sensiblement le même lorsque varie la masse de l'appareil confirme cela.

#### Le coefficient de portance maximum

Le coefficient de portance maximum est déterminé sur base des données géométriques du profil, en calculant la répartition de la portance sur l'envergure de l'aile. L'aile atteint sa portance maximale lorsque, en un point quelconque de son envergure, le coefficient de portance local atteint le coefficient de portance maximum autorisé.

Coefficient de portance maximum	Constructeur		Ecart relatif
			
en lisse	1,64	1,67	1,80%
volets abaissés	2,00	2,08	3,85%

**Tableau 10 : Coefficient de portance**

En procédant de la sorte, la précision de la modélisation est de 1,8%





## Conclusions

---

La validation qui a été faite en utilisant comme référence le DA42 Twin Star 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 V2.5.1**

Le modèle **PCA2000 V2.5.1** peut être utilisé en toute confiance pour réaliser des modélisations sur des appareils de conception similaire à celle du DA42 Twin Star.

« 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**