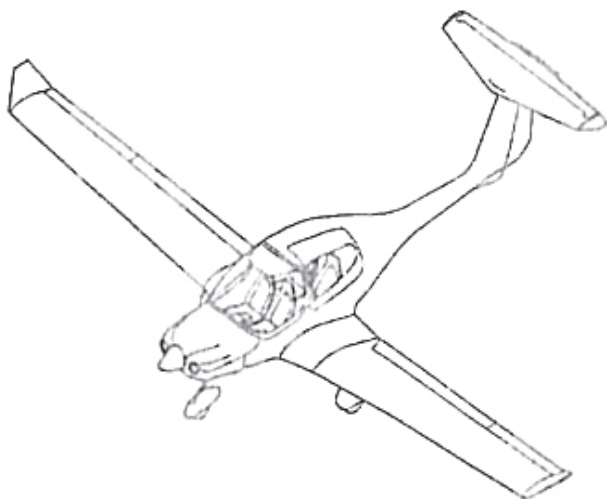


Manuel de vol
DA40-180 STAR
F-GNJR
40.064





Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction
française d'un manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

Référence : Instruction du 13/11/2009 relative à la langue des manuels de vol

REVISION PROVISoire**TR-MÄM-40-446****DISTANCE D'ATTERRISSAGE
VOLETS RENTRES**

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-446 est approuvée avec la modification de conception obligatoire TR-MÄM-40-446. Elle doit être jointe à la dernière révision du manuel de vol du DA40 jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans le manuel de vol.

Les limitations et/ou informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception (DOA) n° EASA.21J.052.

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	5	5-21a

Instructions :

- Imprimer cette révision temporaire sur papier jaune (recto seulement)
- Insérer cette page de couverture comme première page du manuel de vol
- Insérer la page suivante en face de la page correspondante du manuel de vol

Doc. No. 6.01.01-F	TR-MÄM-40-446	19 juillet 2010	Page de couverture
--------------------	---------------	-----------------	--------------------

REVISION PROVISoire

TR-MÄM-40-428

PROCEDURE EN CAS D'OUVERTURE EN VOL DE LA VERRIERE OU DE LA PORTE ARRIERE

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-428 est approuvée avec la modification de conception obligatoire TR-MÄM-40-428. Elle doit être jointe à la dernière révision du manuel de vol du DA40 jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans le manuel de vol.

Les limitations et/ou informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception (DOA) n° EASA.21J.052.

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	3	3-37b

Instructions :

- Imprimer cette révision temporaire sur papier jaune (recto seulement)
- Insérer cette page de couverture comme première page du manuel de vol
- Insérer la page suivante en face de la page correspondante du manuel de vol

Doc. No. 6.01.01-F	TR-MÄM- 40-428	30 avril 2010	Page de couverture
--------------------	-------------------	---------------	-----------------------

REVISION PROVISOIRE

TR-MÄM-40-401

DESCRIPTION DE L'AVERTISSEUR DE DECROCHAGE

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-401 est approuvée avec la Modification de Conception Obligatoire MÄM 40-401. Cette révision provisoire doit être jointe au manuel de vol du DA40 jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans une nouvelle révision du manuel de vol.

Les limitations et informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception (DOA) n° EASA.21J.052.

Pages concernées :

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	7	7-52b

Instructions :

- Imprimer cette révision temporaire sur papier jaune (recto seulement)
- Insérer cette page de couverture à la première page du manuel de vol
- Insérer la page suivante en face de la page correspondante du manuel de vol

Doc. No. 6.01.01-F	TR-MÄM 40-401	12 janvier 2010	Page de couverture
--------------------	---------------	-----------------	-----------------------

REVISION PROVISOIRE
TR-MÄM-40-378
VISITE PREVOL
VERIFICATION DES MISES A L'AIR
LIBRE DES RESERVOIRS

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-378 est approuvée avec la Modification de Conception Obligatoire MÄM-40-378. Cette révision provisoire doit être jointe à la dernière révision des manuels de vol DA40-180, DA40F et DA40D jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans ces manuels de vol.

Les limitations et informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception (DOA) n° EASA.21J.052.

Sections concernées :

Doc. N°	Section	Page
6.01.01-F	4A	4A-6b, 4A-8b
6.01.02-F	4A	4A-7a, 4A-9a
6.01.05-F	4A	4A-5a, 4A-7a

Instructions :

- Imprimer ce document sur papier jaune
- Insérer la première page en tête du manuel de vol
- Insérer les pages suivantes en face des pages correspondantes du manuel de vol

Doc. No. 6.01.01-F	TR-MÄM-40-378	24 mars 2009	Page de couverture
Doc. No. 6.01.02-F			
Doc. No. 6.01.05-F			

REVISION PROVISoire**TR-MÄM-40-344****CHECK DISJONCTEURS ET VOLTMETRE**

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-344 est approuvée avec la modification de conception obligatoire TR-MÄM-40-344. Elle doit être jointe à la dernière révision du manuel de vol du DA40 jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans le manuel de vol.

Les limitations et/ou informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception (DOA) n° EASA.21J.052.

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	4A	4A-23a

Instructions :

- Imprimer cette révision temporaire sur papier jaune (recto seulement)
- Insérer cette page de couverture comme première page du manuel de vol
- Insérer la page suivante en face de la page correspondante du manuel de vol

Doc. No. 6.01.01-F	TR-MÄM-40-344	28 mai 2008	Page de couverture
--------------------	---------------	-------------	--------------------

REVISION PROVISOIRE

TR-MÄM-40-313

MISE A JOUR LISTE EQUIPEMENT

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-313 est approuvée avec la modification de conception obligatoire MÄM-40-313. Cette révision provisoire doit être jointe à la dernière révision du manuel de vol jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans le manuel de vol.

Les limitations et informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception n° EASA 21J.052.

Pages concernées :

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	6	6-15c, 6-16b, 6-17a, 6-18b, 6-19a, 6-20b, 6-21a, 6-22b

Instructions :

- Imprimer ce document sur du papier jaune
- Insérer la première page en tête du manuel de vol
- Insérer les pages suivantes en face des pages correspondantes du manuel de vol

REVISION PROVISOIRE

TR-MÄM-40-176

LIQUIDES DE DEGIVRAGE

Remplace TR-MÄM-40-141

Cette révision provisoire TR-MÄM-40-176 est approuvée avec la modification de conception obligatoire MÄM-40-176. Cette révision provisoire doit être jointe au manuel de vol jusqu'à ce qu'elle soit intégrée dans une nouvelle révision des manuels de vol des DA40, DA40F, DA40D.

Les limitations et informations contenues dans cette révision provisoire complètent ou remplacent, en cas de contradiction, celles contenues dans le manuel de vol.

Les informations contenues dans ce document sont approuvées sous l'agrément de conception n° EASA 21J.052.

Pages concernées :

Doc n°	Section	Page
6.01.01-F	8	8-1a, 8-12
6.01.02-F	8	8-1a, 8-12
6.01.05-F	8	8-1a, 8-12

Instructions :

- Imprimer ce document sur du papier jaune
- Insérer la première page en tête du manuel de vol
- Insérer les pages suivantes en face des pages correspondantes du manuel de vol

Doc. No.	6.01.01-F 6.01.02-F 6.01.05-F	TR-MÄM- 40-176	12 septembre 2005	Page de couverture
----------	-------------------------------------	-------------------	-------------------	--------------------

MANUEL DE VOL DA40

Catégorie	: normale, utilitaire
Normes communes aéronautiques	: JAR 23
Numéro de série	: 40.064
Immatriculation	: F-GNJR
Référence du manuel	: 6.01.01-F
Date de l'édition originale	: 26 juin 2000

Ce manuel est la traduction en français du manuel original en anglais qui a été vérifié pour l'EASA le 9 décembre 2004 par les autorités de navigabilité autrichiennes (ACG) en tant qu'autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification, et approuvé par l'EASA sous le n° 2004-12326

Cet aéronef doit être utilisé en respectant les limitations spécifiées dans le présent manuel de vol.

Ce manuel doit se trouver en permanence à bord de l'avion
- Copyright © AEROSPORT 2010 n° 020866V

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A.OTTO-Str.5
A-2700 WIENER-NEUSTADT (Autriche)

PREFACE

Nous vous félicitons d'avoir choisi le DA40-180 DIAMOND STAR.

La maîtrise technique de votre avion augmente à la fois la sécurité et l'agrément qu'il vous procure. Prenez le temps de vous familiariser avec votre nouveau Diamond Star.

Cet avion doit être utilisé suivant les procédures et les limitations de ce manuel de vol.

Avant d'utiliser cet avion pour la première fois, familiarisez-vous avec l'ensemble de ce manuel de vol.

Si vous avez acquis votre DIAMOND DA40 d'occasion, merci de nous faire part de votre adresse afin de vous tenir au courant des publications concernant d'éventuelles révisions ou notes techniques sur votre appareil.

Toute reproduction sans l'autorisation de la Société AEROSPORT de tout ou partie de cette documentation constitue le délit de contrefaçon conformément aux dispositions de l'article 425 du Code Pénal ainsi que des dispositions des articles 1, 3, 4 et 66 de la Loi du 11 mars 1957.

SAISIE DES REVISIONS

Toutes les révisions apportées à ce présent manuel, excepté :

- les révisions provisoires
- la mise à jour du niveau de modification (section 1.1)
- la mise à jour du relevé des pesées (section 6.3)
- la mise à jour de l'inventaire de l'équipement
- la mise à jour de la liste des additifs

doivent être enregistrées dans le tableau ci-dessous. Toute révision des sections approuvées doit être contresignée par l'Autorité.

Le texte corrigé ou inséré est repéré par une ligne verticale noire dans la marge gauche. Le numéro de la révision et la date sont inscrits au bas de la page.

REMARQUE

Si des pages révisées contiennent des informations concernant uniquement le numéro de série que vous possédez (niveau d'équipement, masse, inventaire, additif), il faut reporter manuellement ces informations sur les nouvelles pages.

Des révisions provisoires sont éventuellement insérées dans ce manuel. Les révisions provisoires ont pour but de fournir des informations sur les systèmes ou les équipements de l'appareil en attendant la prochaine révision permanente de ce manuel. Lorsqu'une révision "permanente" intègre les modifications obligatoires ou optionnelles (Mandatory Design Change Advisory -MÄM- ou Optional Design Change Advisory -OÄM-), alors la révision provisoire associée est caduque. Par exemple: la révision 5 intègre l'OÄM 40-061, donc la révision temporaire TR-OÄM-40-061 est remplacée par la révision 5 permanente.

Doc N° 6.01.01-F	Révision 7	15 juillet 2006	Page 0-1
------------------	------------	-----------------	----------

Rév N°	Objet	Section	Page	Date de révision	Approbation	
					ACG	DGAC (traduction)
1	Corrections	Toutes	Toutes	26/09/00	09/10/2000	13/07/2001
2	OÄM 40-060 (option White Wire) OÄM 40-068 Bus essentiel OÄM 40-073 (option Lasar) Corrections	0	0-2, 0-4 à 0-7 1-16	19/12/2000	25/01/2001	13/07/2001
			2-1, 2-7 à 2-9, 2-13 –2-19			
			3-7, 3-8, 3-19, 3-20, 3-25, 3-26			
			4A-3 04A-8, 4A-14, 4A-15			
			4B-4 à 4B-6			
			6-1, 6-2, 6-12 à 6-14			
			7-1, 7-8, 7-14, 7-28 à 7-38			
3	OÄM 40-064 (VFR de nuit) OÄM 40-069 (verrouillage des gouvernes) OÄM 40-070 (barre de manœuvre) corrections	0	0-2 à 0-7	05/02/2001	02/07/2001	
		1	1-2			
		2	2-1, 2-8, 2-9, 2-12, 2-15, à 2.20			
		3	3-1, 3-25 à 3-27,			
		4A	4A-1, 4A-8 à 4A-31,			
		5	5-7, 5-14, 5-17,			
		6	6-7, 6-9, 6-12 à 6-14,			
		7	7-32, 7-35, 7-36			
8	8-1, 8-9					
4	OÄM 40-067 (IFR) Corrections	Toutes	Toutes	15/07/2006	02/07/2001	

Rév N°	Objet	Section	Page	Date de révision	Approbation	
					ACG	DGAC (traduction)
5	OAM 40-061 (Pilote auto- matique KAP 140)	0	01- à 0-8	09/09/01	09/09/01	
		1	1-2, 1-5, 1-14			
	OAM 40-073 (SlickStart)	2	2-1, 2-16, 2- 22, 2-23, 2-24			
	OAM 40-081 (verrouillage de la porte AR)	3	3-13, 3-18, 3- 22, 3-23, 3-24, 3-31, 3-36			
	OAM 40-085 (KX155A en COM1)	4	4A-8, 4A-10, 4A-22, 4A-23, 4A-26,			
	OAM 40-092 à 40-094 (anémomé- tre Mikrotechna altimètre, variomètre	5	4B-1, 4B-8			
		6	6-5, 6-8 à 6-17			
	MAM 40-039/a (VM1000)	7	7-13, 7-14, 7- 33, 7-35			
	MAM 40-048 (issue de secours droite)	8	8-10			
corrections	9	9-3 à 9-5				

Doc N° 6.01.01-F	Révision 7	15 juillet 2006	Page 0-3
------------------	------------	-----------------	----------

Rév N°	Objet	Section	Page	Date de révision	Approbation	
					ACG/EASA	DGAC (traduction)
6	Certification de type en Chine	0	0-0, 0-5, 0-6	15/09/2004		
	MAM-40- -047, -069, -075-, -078, -096, -099, -123e, -133, -141, -174, -175 OAM-40- -063b, 071c -077, -078, -080, -083a, -090, -091, -097, -098, -103, -104, -105, -106, -111, -112, -114, -115, -117, -117a, -119, -120, -121, -122, -124, -127, -128, -138, -140, -154, -165, -167, -168, -179, -181, -183 -185, -186, -190, -198, -200, -206, -237, 250a RAM-40- 014 Corrections	Toutes	Toutes sauf page de couverture	15/07/2006	11/08/2006	

Rév N°	Objet	Section	Page	Date de révision	Approbation	
					ACG/EASA	DGAC (traduction)

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date		Section	Page	Date	
0	0-0	15/09/2004		1	1-13	15/07/2006	
	0-1	15/07/2006			1-14	15/07/2006	
	0-2	15/07/2006			1-15	15/07/2006	
	0-3	15/07/2006			1-16	15/07/2006	
	0-4	15/07/2006			1-17	15/07/2006	
	0-5	15/07/2006			1-18	15/07/2006	
	0-6	15/07/2006			1-19	15/07/2006	
	0-7	15/07/2006			1-20	15/07/2006	
	0-8	15/07/2006			1-21	15/07/2006	
	0-9	15/07/2006			1-22	15/07/2006	
	0-10	15/07/2006					
	0-11	15/07/2006					
	0-12	15/07/2006					
	0-13	15/07/2006					
0-14	15/07/2006						
1	1-1	15/07/2006		2	2-1	15/07/2006	
	1-2	15/07/2006			2-2	15/07/2006	
	1-3	15/07/2006			2-3	15/07/2006	
	1-4	15/07/2006			2-4	15/07/2006	
	1-5	15/07/2006			2-5	15/07/2006	
	1-6	15/07/2006			2-6	15/07/2006	
	1-7	15/07/2006			2-7	15/07/2006	
	1-8	15/07/2006			2-8	15/07/2006	
	1-9	15/07/2006			2-9	15/07/2006	
	1-10	15/07/2006			2-10	15/07/2006	
	1-11	15/07/2006			2-11	15/07/2006	
	1-12	15/07/2006			2-12	15/07/2006	
						2-13	15/07/2006
						2-14	15/07/2006
				2-15	15/07/2006		
				2-16	15/07/2006		
				2-17	15/07/2006		

Section	Page	Date	Section	Page	Date
2	2-18	15/07/2006	3	3-16	15/07/2006
	2-19	15/07/2006		3-17	15/07/2006
	2-20	15/07/2006		3-18	15/07/2006
	2-21	15/07/2006		3-19	15/07/2006
	2-22	15/07/2006		3-20	15/07/2006
	2-23	15/07/2006		3-21	15/07/2006
	2-24	15/07/2006		3-22	15/07/2006
	2-25	15/07/2006		3-23	15/07/2006
	2-26	15/07/2006		3-24	15/07/2006
	2-27	15/07/2006		3-25	15/07/2006
	2-28	15/07/2006		3-26	15/07/2006
	2-29	15/07/2006		3-27	15/07/2006
	2-30	15/07/2006		3-28	15/07/2006
	2-31	15/07/2006		3-29	15/07/2006
2-32	15/07/2006	3-30	15/07/2006		
3	3-1	15/07/2006	3-31	15/07/2006	
	3-2	15/07/2006	3-32	15/07/2006	
	3-3	15/07/2006	3-33	15/07/2006	
	3-4	15/07/2006	3-34	15/07/2006	
	3-4	15/07/2006	3-35	15/07/2006	
	3-5	15/07/2006	3-36	15/07/2006	
	3-6	15/07/2006	3-37	15/07/2006	
	3-6	15/07/2006	3-38	15/07/2006	
	3-7	15/07/2006			
	3-8	15/07/2006			
	3-9	15/07/2006			
	3-10	15/07/2006			
	3-11	15/07/2006			
	3-12	15/07/2006			
3-13	15/07/2006				
3-14	15/07/2006				
3-15	15/07/2006				

Section	Page	Date	Section	Page	Date
4A	4A-1	15/07/2006	4A	4A-33	15/07/2006
	4A-2	15/07/2006		4A-34	15/07/2006
	4A-3	15/07/2006		4A-35	15/07/2006
	4A-4	15/07/2006		4A-36	15/07/2006
	4A-5	15/07/2006		4A-37	15/07/2006
	4A-6	15/07/2006		4A-38	15/07/2006
	4A-7	15/07/2006			
	4A-8	15/07/2006			
	4A-9	15/07/2006		4B-1	15/07/2006
	4A-10	15/07/2006		4B-2	15/07/2006
	4A-11	15/07/2006		4B-3	15/07/2006
	4A-12	15/07/2006		4B-4	15/07/2006
	4A-13	15/07/2006		4B-5	15/07/2006
	4A-14	15/07/2006		4B-6	15/07/2006
	4A-15	15/07/2006		4B-7	15/07/2006
	4A-16	15/07/2006		4B-8	15/07/2006
	4A-17	15/07/2006		4B-9	15/07/2006
	4A-19	15/07/2006		4B-10	15/07/2006
	4A-20	15/07/2006			
	4A-21	15/07/2006			
	4A-22	15/07/2006			
	4A-23	15/07/2006			
	4A-24	15/07/2006			
	4A-25	15/07/2006			
	4A-26	15/07/2006			
	4A-27	15/07/2006			
	4A-28	15/07/2006			
	4A-29	15/07/2006			
	4A-30	15/07/2006			
	4A-31	15/07/2006			
	4A-32	15/07/2006			

Section	Page	Date		Section	Page	Date
5	5-1	15/07/2006		6	6-1	15/07/2006
	5-2	15/07/2006			6-2	15/07/2006
	5-3	15/07/2006			6-3	15/07/2006
	5-4	15/07/2006			6-4	15/07/2006
	5-5	15/07/2006			6-5	15/07/2006
	5-6	15/07/2006			6-6	15/07/2006
	5-7	15/07/2006			6-7	15/07/2006
	5-8	15/07/2006			6-8	15/07/2006
	5-9	15/07/2006			6-9	15/07/2006
	5-10	15/07/2006			6-10	15/07/2006
	5-11	15/07/2006			6-11	15/07/2006
	5-12	15/07/2006			6-12	15/07/2006
	5-13	15/07/2006			6-13	15/07/2006
	5-14	15/07/2006			6-14	15/07/2006
	5-15	15/07/2006			6-15	15/07/2006
	5-16	15/07/2006			6-16	15/07/2006
	5-17	15/07/2006			6-17	15/07/2006
	5-18	15/07/2006			6-18	15/07/2006
	5-19	15/07/2006			6-19	15/07/2006
	5-20	15/07/2006			6-20	15/07/2006
	5-21	15/07/2006			6-21	15/07/2006
	5-22	15/07/2006			6-22	15/07/2006

Section	Page	Date		Section	Page	Date
		1				
	7-1	15/07/2006			7-33	15/07/2006
	7-2	15/07/2006			7-34	15/07/2006
	7-3	15/07/2006			7-35	15/07/2006
	7-4	15/07/2006			7-36	15/07/2006
	7-5	15/07/2006			7-37	15/07/2006
	7-6	15/07/2006			7-38	15/07/2006
	7-7	15/07/2006			7-39	15/07/2006
	7-8	15/07/2006			7-40	15/07/2006
	7-9	15/07/2006			7-41	15/07/2006
	7-10	15/07/2006			7-42	15/07/2006
	7-11	15/07/2006		7	7-43	15/07/2006
	7-12	15/07/2006			7-44	15/07/2006
	7-13	15/07/2006			7-45	15/07/2006
	7-14	15/07/2006			7-46	15/07/2006
	7-15	15/07/2006			7-47	15/07/2006
	7-16	15/07/2006			7-48	15/07/2006
	7-17	15/07/2006			7-49	15/07/2006
	7-18	15/07/2006			7-50	15/07/2006
	7-19	15/07/2006			7-51	15/07/2006
	7-20	15/07/2006			7-52	15/07/2006
	7-21	15/07/2006				
	7-22	15/07/2006				
	7-23	15/07/2006				
	7-25	15/07/2006				
	7-26	15/07/2006				
	7-27	15/07/2006				
	7-28	15/07/2006				
	7-29	15/07/2006				
	7-30	15/07/2006				
	7-31	15/07/2006				
	7-32	15/07/2006				

Section	Page	Date	Section	Page	Date
8	8-1	15/07/2006			
	8-2	15/07/2006			
	8-3	15/07/2006			
	8-4	15/07/2006			
	8-5	15/07/2006			
	8-6	15/07/2006			
	8-7	15/07/2006			
	8-8	15/07/2006			
	8-9	15/07/2006			
	8-10	15/07/2006			
	8-11	15/07/2006			
	8-12	15/07/2008			
9	9-1	15/07/2006			
	9-2	15/07/2006			
	9-3	15/07/2006			
	9-4	15/07/2006			
	9-5	15/07/2006			
	9-6	15/07/2006			
	9-7	15/07/2006			
	9-8	15/07/2006			

TABLE DES MATIERES

	Section
GENERALITES	1
LIMITATIONS	2
PROCEDURES D'URGENCE	3
PROCEDURES NORMALES	4A
PROCEDURES DE SECOURS.....	4B
PERFORMANCES	5
MASSE ET CENTRAGE/LISTE DE L'EQUIPEMENT.....	6
DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	7
MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	8
ADDITIFS	9

Page laissée blanche intentionnellement

SECTION 1 GENERALITES

	Pages
1.1 INTRODUCTION	1-2
1.2 BASES DE CERTIFICATION	1-4
1.3 AVERTISSEMENT, ATTENTION, REMARQUE	1-4
1.4 DIMENSIONS	1-5
1.5 DEFINITIONS ET ABBREVIATIONS	1-6
1.6 UNITES DE MESURE	1-17
1.6.1 FACTEURS DE CONVERSION	1-17
1.6.2 TABLEAU DE CONVERSION LITRES/US GALLONS.....	1-19
1.7 PLAN 3 VUES	1-20
1.8.....DOCUMENTATION DE BASE	1-21
1.8.1 MOTEUR	1-21
1.8.2 HELICE	1-21
1.8.3 INSTRUMENTS MOTEUR	1-22
1.8.4 ALLUMAGE	1-22

1.1 INTRODUCTION

Ce manuel de vol a été élaboré pour fournir aux pilotes et aux instructeurs les informations nécessaires à une utilisation sûre et efficace du DA 40.

Ce manuel contient les éléments que les normes aéronautiques communes JAR-23 imposent de fournir au pilote. Il contient aussi d'autres informations et instructions qui, selon le constructeur, peuvent être utiles au pilote.

Ce manuel de vol est valable pour tous les numéros de série. Le niveau d'équipement et de modification (détail de conception) peut varier d'un n° de série à l'autre. Cependant, certaines informations contenues dans ce manuel de vol sont applicables indépendamment du niveau d'équipement et de modification. L'équipement exact de votre n° de série est enregistré dans l'inventaire des équipements de la section 6.5. Le niveau de modification est enregistré dans le tableau ci-dessous (si avion concerné).

Modification	Source	Installé	
		<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Issue de secours (fenêtre arrière droite)	MÄM 40-048	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Jambes de train principal modifiées	MAÄM-40-123/e	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Pilote automatique	OÄM 40-061	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non
Utilisation comme remorqueur	OÄM-40-063/b	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Contacteur de secours	OÄM 40-067	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non
Bus essentiel	OÄM 40-068	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non
Réservoirs Long Range	OÄM-40-071/b	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Vanne statique de secours	OAM 40-072	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non
Allumage SlickStart	OÄM 40-073	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non
Utilisation du kit hiver	OÄM-40-078	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Verrouillage de la porte AR	OÄM 40-081	<input checked="" type="checkbox"/> oui	<input type="checkbox"/> non

Modification	Source	Installé	
		<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Speed kit train avant	OĂM 40-105	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Speed kit train principal	OĂM-40-106	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Bypass du relais d'interconnexion des barres bus	OĂM-40-1126	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Extension du compartiment à bagages Plancher amovible*	OĂM 40-163 OĂM 40-164	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Défecteur d'entrée d'air de ventilation	OĂM-40-183	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non
Point d'amarrage train avant	OĂM 40-200	<input type="checkbox"/> oui	<input checked="" type="checkbox"/> non

* le plancher amovible ne peut pas être installé sans l'extension du compartiment à bagages

Ce manuel de vol doit être en permanence à bord. Il doit être rangé dans la pochette devant le siège avant gauche.

ATTENTION

Le DA 40 est un avion monomoteur. Si les limitations et le programme d'entretien sont respectés, il a le haut degré de fiabilité qui est exigé par les normes de certification. Néanmoins, une panne moteur n'est pas totalement exclue. Pour cette raison, les vols de nuit, au-dessus de la couche ou au-dessus d'une zone sans possibilité d'atterrissage comportent un certain risque. Il est donc fortement recommandé de choisir des horaires et des routes qui minimisent les risques.

1.2 BASES DE CERTIFICATION

Cette aéronef a été certifié suivant les procédures JAA JC/VP. La base de certification est la JAR 23, édition du 11 mars 1994.

1.3 AVERTISSEMENT, ATTENTION, REMARQUE

Les définitions suivantes s'appliquent aux "AVERTISSEMENT", "ATTENTION", "REMARQUE" utilisés dans ce manuel de vol.

AVERTISSEMENT

Signifie que le non respect de la procédure correspondante conduit à une dégradation immédiate ou importante de la sécurité du vol.

ATTENTION

Signifie que le non respect de la procédure correspondante conduit à une dégradation mineure ou à plus ou moins long terme de la sécurité du vol.

REMARQUE

Attire l'attention sur un point particulier non directement lié à la sécurité mais qui est important ou inhabituel.

1.4 DIMENSIONS

DIMENSIONS GENERALES

Envergure	: 11,94 m environ
Longueur	: 8,01 m environ
Hauteur	: 1,97 m environ

AILES

Profil d'aile	: Wortmann FX 63-137/20 -W4
Surface portante	: 13,54 m ² environ
Corde aérodynamique moyenne	: 1,121 m environ
Allongement	: 10,53 environ
Dièdre	: 5° environ
Flèche du bord d'attaque	: 1° environ

AILERONS

Surface totale (gauche + droit)	: 0,654 m ² environ
---------------------------------	--------------------------------

VOLETS

Surface totale (gauche + droit)	: 1,56 m ² environ
---------------------------------	-------------------------------

EMPENNAGE HORIZONTAL

Surface	: 2,34 m ² environ
Surface de la gouverne de profondeur	: 0,665 m ² environ
Angle d'incidence	: -3°/référence horizontale du fuselage

EMPENNAGE VERTICAL

Surface : 1,60 m²
Surface de la gouverne de direction : 0,47 m²

TRAIN D'ATTERISSAGE

Voie : 2,97 m
Empattement : 1,68 m
Roue avant : 5.00-5; 6 PR, 120 mph
Roues principales : 6.00-6; 6PR, 120 mph
15 x 6.0-6,6 PR, 120 mph

ATTENTION

Les pneus 15 x6.0-6, 6 PR sont autorisés seulement avec la jambe de train avant modifiée (18 mm;MAM-40-123)

1.5 DEFINITIONS ET ABREVIATIONS

a) Vitesses

CAS : Vitesse corrigée = Vitesse indiquée corrigée des erreurs instrumentales et des erreurs dues à l'installation. CAS est égale à TAS dans les conditions d'atmosphère standard au niveau de la mer.

KCAS : CAS en nœuds

IAS : Vitesse indiquée. Vitesse lue sur l'anémomètre.

KIAS : IAS en nœuds

- TAS** : Vitesse vraie = vitesse corrigée (CAS) des erreurs liées à l'altitude et à la température
- VA** : Vitesse de manœuvre = Un braquage à fond ou brutal des gouvernes est interdit au-delà de cette vitesse.
- VFE** : Vitesse maximum volets sortis. Vitesse maximum admissible lorsque les volets sont braqués dans une position donnée.
- VNE** : Vitesse à ne pas dépasser. Cette vitesse ne doit en aucun cas être dépassée.
- VNO** : Vitesse de croisière structurelle maximum. Cette vitesse ne peut être dépassée qu'en air calme, et seulement avec précaution
- VS** : Vitesse de décrochage. Vitesse minimum stabilisée à laquelle l'avion reste contrôlable dans une configuration donnée.
- VSO** : Vitesse de décrochage Vitesse minimum stabilisée à laquelle l'avion reste contrôlable en configuration atterrissage.
- VX** : Vitesse de meilleure pente de montée
- VY** : Vitesse du meilleur taux de montée.

b) Abréviations météorologiques

ISA : Atmosphère standard internationale. Atmosphère théorique où l'air est considéré comme un gaz parfait et sec. Au niveau moyen de la mer la température est de 15°C et la pression atmosphérique de 1013,25 hPa. Le gradient de température du niveau de la mer jusqu'à l'altitude à laquelle la température atteint -56.5°C est de -0,0065°C/m (-0,00198°C/ft) et est égale à 0°C au-dessus de cette altitude.

MSL : Niveau moyen de la mer

OAT : Température de l'air extérieur

QNH : Pression atmosphérique théorique au niveau de la mer calculée par rapport à la pression mesurée au sol au point donné.

Altitude pression indiquée:

Altitude lue sur un altimètre calé à 1013,25 hPa

Altitude pression:

Altitude au dessus du niveau moyen de la mer lue sur un altimètre barométrique calé à 1013.25 hPa. L'altitude pression est l'altitude indiquée corrigée des erreurs de l'altimètre et de l'installation.

Dans ce manuel les erreurs instrumentales sont considérées comme nulles.

Altitude densité:

Altitude en conditions ISA où la densité de l'air est égale à la densité actuelle de l'air.

Vent : Les vitesses de vent utilisées dans les diagrammes de ce manuel sont les valeurs des composantes de vent de face ou de vent arrière.

c) Performances et préparation des vols

Vent de travers démontré :

Valeur de la composante de vent de travers à 90° à laquelle la manœuvrabilité de l'aéronef au décollage et à l'atterrissage a été démontrée lors des vols certification.

MET : Conditions météo, conseils du prévisionniste

NAV : Navigation, préparation du vol

d) Masse et centrage.

DP : Plan de référence (Datum Point); plan vertical imaginaire à partir duquel toutes les distances nécessaires au calcul du centrage sont mesurées.

Bras de levier :

Distance horizontale entre le centre de gravité et un élément par rapport au plan de référence.

Moment : Produit de la masse d'un élément par son bras de levier

CG : Centre de gravité, point d'équilibre des masses de l'aéronef. Sa distance par rapport au plan de référence verticale est le bras de levier du centre de gravité.

Bras de levier du centre de gravité :

Bras de levier obtenu en divisant la somme des moments par la masse totale.

Limites de centrage :

Limites de la plage de centrage. Le centre de gravité de l'avion à une masse donnée doit, dans tous les cas, se situer dans cette enveloppe.

Carburant utilisable :
Quantité de carburant utilisable en vol

Carburant inutilisable :
Quantité de carburant restant dans les réservoirs ne pouvant être utilisée en vol.

Masse à vide :
Masse de l'aéronef incluant le carburant inutilisable, le liquide de refroidissement, le liquide de frein, et la quantité maximum d'huile moteur.

Charge utile :
C'est la différence entre la masse au décollage et la masse à vide.

Masse maximum au décollage :
Masse maximum autorisée pour le décollage.

Masse maximum à l'atterrissage :
Masse maximum à l'atterrissage au taux de chute maximum. Cette vitesse a été employée pour le calcul de résistance du train d'atterrissage afin de déterminer les efforts sur les atterrisseurs lors d'un atterrissage particulièrement dur.

e) Moteur

Puissance au décollage :
Puissance maximum du moteur pour le décollage.

Puissance maximum continue :
Puissance maximum utilisable de façon continue en vol

CHT : Température culasses

EGT : Température des gaz d'échappement

f) Désignation des disjoncteurs sur le tableau de bord

Tableau de bord asymétrique (disjoncteurs à droite)

AVIONIQUE

ADF	Radiocompas automatique
AUDIO	Boite de mélange/intercom
AUTOPILOT	Pilote automatique
AVIONIC BUS	Barre bus avionique
DME	Equipement de mesure des distances
ESSENTIAL AVIONIC	Barre bus avionique essentielle
GPS	Système de positionnement global
GPS 2	Système de positionnement global n°2
NAV/COM 1	Radionavigation/radio n°1
NAV/COM 2	Radionavigation/radio n°2
STRIKE	Strike Finder®
XPDR	Transpondeur

MOTEUR

IGNITION	Allumage
INST.1	Instrument moteur VM 1000
START	Démarrreur

ECLAIRAGE

FLOOD	Eclairage du tableau de bord
INST.	Eclairage des instruments
LANDING	Phare d'atterrissage

POSITION	Feux de position
STROBE	Feux à éclats
TAXI/MAP	Phare de roulage/éclairage de carte

SYSTEMES

ANNUN.	Panneau d'alarmes
DG	Gyroscope directionnel
FAN/OAT	Ventilateur/température d'air extérieur
FLAPS	Volets
FUEL PUMP	Pompe à carburant
HORIZON	Horizon artificiel
PITOT HEAT	Réchauffage Pitot
T & B	Indicateur d'inclinaison et de dérapage

ÉLECTRICITÉ

ALT	Alternateur
ALT. PROT	Protection alternateur
ALT CONT	Contrôle alternateur
BATT	Batterie
ESSENTIAL TIE	Interconnexion des barres bus
MAIN TIE	Interconnexion des barres bus
MASTER CONTROL	Contact principal (contacteur avionique, contacteur bus essentiel, relais d'avionique essentielle, relais d'interconnexion des barres bus, relais du contact avionique).

Tableau de bord symétrique (disjoncteurs dans le bas du tableau de bord)

BARRE BUS PRINCIPALE

ALT	Alternateur
ALT CONT	Contrôle alternateur
ALT. PROT	Protection alternateur
AV. BUS	Barre bus avionique
DG	Gyroscope directionnel
FAN/OAT	Ventilateur/température d'air extérieur
FUEL PUMP	Pompe à carburant
IGNITION	Allumage
INST.	Eclairage instruments
MAIN TIE	Interconnexion des barres bus
POSITION	Feux de position
START	Démarrreur
STROBE	Feux à éclats
T & B	Indicateur d'inclinaison et de dérapage
TAXI/MAP	Phare de roulage/éclairage de carte

BARRE BUS AVIONIQUE PRINCIPALE

ADF	Radiocompas automatique
AUDIO	Boite de mélange/intercom
AUTOPILOT	Pilote automatique
COM 2	Radio n°2
COM/NAV 2	Radio/radionavigation n°2
DME	Equipement de mesure des distances
GPS 2	Système de positionnement global n°2
GPS/NAV 2	GPS/radionavigation n°2
STRIKE	Strike Finder®
Wx 500	Stormscope

BARRE BUS AVIONIQUE ESSENTIELLE

COM 1	Radio n°1
COM/NAV 1	Radio/radionavigation n°1
GPS 1	Système de positionnement global n°1
GPS/NAV 1	GPS/radionavigation n°1
XPDR	Transpondeur

BARRE BUS ESSENTIELLE

ANNUN.	Panneau d'alarmes
BATT	Batterie
ESS. AVIONIC	Barre bus avionique essentielle
ESS. TIE	Interconnexion des barres bus
FLAPS	Volets
FLOOD	Eclairage du tableau de bord
HORIZON	Horizon artificiel
INST.1	Instrument moteur VM 1000
LANDING	Phare d'atterrissage
MASTER CONTROL	Contact principal (contacteur avionique, contacteur bus essentiel, relais d'avionique essentielle, relais d'interconnexion des barres bus, relais principal de l'avionique)
PITOT	Réchauffage Pitot

g) Equipement

ELT: Balise de détresse

h) Modifications de conception

MÄM: Modification de conception obligatoire

OÄM Modification de conception optionnelle

i) Divers

ACG: Austro Control GmbH (autrefois BAZ, bureau fédéral de l'aviation civile autrichienne).

ATC: Contrôle aérien

CFRP Composite résine/fibre de carbone

GFRP Composite résine/fibre de verre

JAR: Règles aéronautiques communes

JC/VP Certification commune / procédures de validation.

PCA Autorité primaire de certification

1.6 UNITES DE MESURE

1.6.1 FACTEURS DE CONVERSION

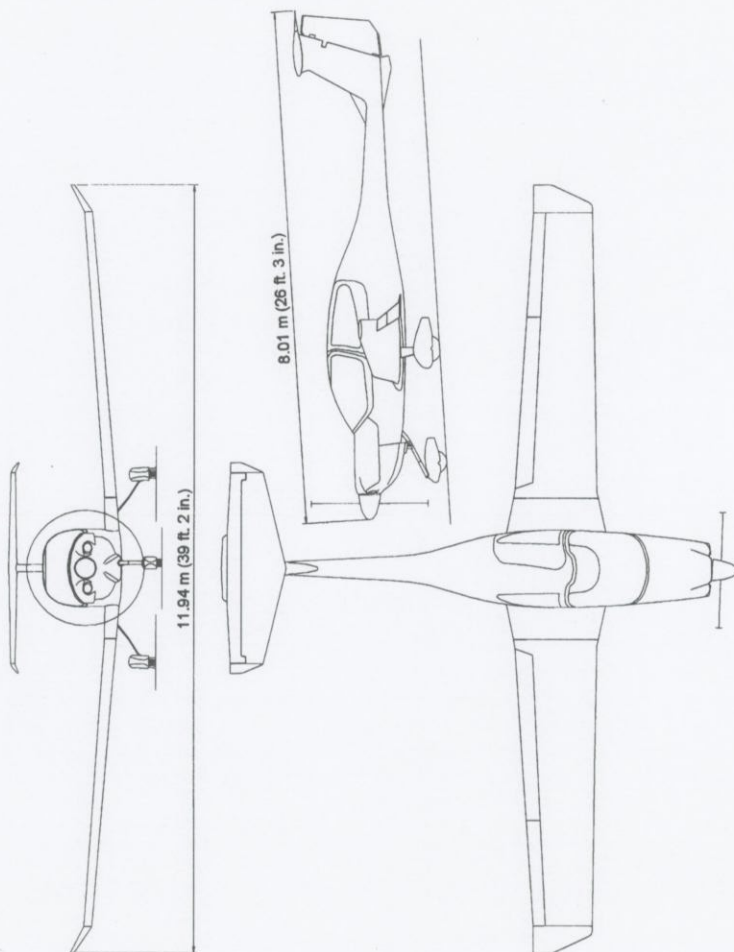
Type de mesure	Unités SI	Unités US	Conversion
Longueur	[mm] millimètres	[in] pouces	$\text{mm} / 25.4 = [\text{in}]$
	[m] mètres	[ft] pieds	$[\text{m}] / 0.3048 = [\text{ft}]$
	[km] kilomètres	[NM] milles nautique	$[\text{km}] / 1.852 = [\text{NM}]$
Volume	[l] litres	[US gal] US gallons	$[\text{l}] / 3.7854 = [\text{US gal}]$
		[qts] US quarts	$[\text{l}] / 0.9464 = [\text{qts}]$
Vitesse	[km/h] kilomètres par heure	[kts] nœuds	$[\text{km/h}] / 1.852 = [\text{kts}]$
	[m/s] mètres par seconde	[mph] milles par heure	$[\text{km/h}] / 1.609 = [\text{mph}]$
		[fpm] pieds par minute	$[\text{m/s}] \times 196.85 = [\text{fpm}]$
Vitesse de rotation	[RPM] tours par minute		--
Masse	[kg] kilogrammes	[lb] livres	$[\text{kg}] \times 2.2046 = [\text{lb}]$
Force, masse	[N] newtons	[lbf] livres force	$[\text{N}] \times 0.2248 = [\text{lbf}]$
Pression	[hPa] hectopascals [mbar] millibars [bar] bars	[inHg] pouces de mercure	$[\text{hPa}] = [\text{mbar}]$ $[\text{hpa}] / 33.86 = [\text{inHg}]$
		[psi] livres par pouce carré	$[\text{bar}] \times 14.504 = [\text{psi}]$
Température	[°C] degrés Celsius	[°F] degrés Fahrenheit	$[\text{°C}] \times 1.8 + 32 = [\text{°F}]$ $([\text{°C}] - 32) / 1.8 = [\text{°C}]$

Type de mesure	Unités SI	Unités US	Conversion
Intensité du courant électrique	[A] ampères		--
Charge électrique (capacité de la batterie)	[Ah] ampères heure		--
Tension	[V] volts		--
Temps	[sec] secondes		--

1.6.2 TABLEAU DE CONVERSION : LITRES / US GALLONS

Litres	US Gallons	US Gallons	Litres
5	1.3	1	3.8
10	2.6	2	7.6
15	4.0	4	15.1
20	5.3	6	22.7
25	6.6	8	30.3
30	7.9	10	37.9
35	9.2	12	45.4
40	10.6	14	53.0
45	11.9	16	60.6
50	13.2	18	68.1
60	15.9	20	75.7
70	18.5	22	83.3
80	21.1	24	90.9
90	23.8	26	98.4
100	26.4	28	106.0
110	29.1	30	113.6
120	31.7	32	121.1
130	34.3	34	128.7
140	37.0	36	136.3
150	39.6	38	143.8
160	42.3	40	151.4
170	44.9	45	170.3
180	47.6	50	189.3

1.7 PLAN TROIS VUES



1.8 DOCUMENTATION DE BASE

Vous trouverez ci-dessous la référence des manuels et autres documents qui ont été utilisés pour élaborer le manuel de vol du DA 40. Cependant, seules les informations données dans le manuel de vol du DA 40 sont valides.

1.8.1 MOTEUR

Adresse : Textron Lycoming
652 Oliver Street
WILLIAMSPORT, PA 17701
USA

Téléphone : +1-570-323-6181

Internet : www.textron.lycoming.com

Documents : a) Textron Lycoming Operator's Manual, Aircraft Engines
référence 60297-12

b) Service Bulletins (SB)
Service Instructions (SI); (par ex. SI 1014, SI 1070)
Service Letters (SL); (par ex. SL 114 (souscription))

1.8.2 HELICE

Adresse : mt-propeller
Flugplatz Straubing Wallmühle
D-94348 ATTING
Allemagne

Téléphone : +49-9429-9409-0

E-mail : sales@mt-propeller.com

Internet : www.mt-propeller.de

Documents : E-124, Operation and Installation Manual – Hydraulically controlled variable pitch propellers - MTV-5, -6, -9, -11, -12, -14, -15, -16, -21, -22, -25

1.8.3 INSTRUMENTS MOTEUR

Adresse : VISION MICROSYSTEMS, INC.
ADVANCED ELECTRONIC INSTRUMENTATION
4071 Hannegan Road, Suite T
BELLINGHAM, WA 98226
USA

Téléphone : +1-360-714-8203

Documents : VM 1000 Owner's Manual, reference 5010002 REV F

1.8.4 ALLUMAGE

Le système de gestion électronique de l'allumage LASAR est un équipement optionnel.

Adresse: UNISON INDUSTRIES
7575 Baymeadows Way
JACKSONVILLE, FL 32256
USA

Téléphone: +1-904-739-4066
Internet: www.unisonindustries.com

Documents: L-1502
LASAR Installation, Operation, and Troubleshooting Manual.

SECTION 2

LIMITATIONS

	Pages
2.1 INTRODUCTION	2.2
2.2 VITESSES	2.3
2.3 MARQUAGE DE L'ANEMOMETRE	2.4
2.4 GROUPE MOTOPROPULSEUR	2.5
2.5 MARQUAGE DES INSTRUMENTS MOTEUR	2.7
2.6 VOYANTS D'ALARME, D'ALERTE ET D'ETAT	2.9
2.7 MASSE	2.11
2.8 CENTRAGE	2.13
2.9 MANŒUVRES AUTORISEES	2.14
2.10 FACTEURS DE CHARGE	2.16
2.11 PLAFOND PRATIQUE	2.17
2.12 EQUIPAGE	2.17
2.13 TYPES DE VOL	2.18
2.14 CARBURANT	2.22
2.15 PLAQUETTES DE LIMITATIONS	2.24
2.16 AUTRES LIMITATIONS	2.31
2.16.1 TEMPERATURE	2-31
2.16.2.CHARGE DE LA BATTERIE	2-31
2.16.3 CONTACTEUR DE SECOURS	2-31
2.16.4 DUREE D'UTILISATION DE L'EQUIPEMENT ELECTRIQUE	2-31
2.16.5 FERMETURE A CLE DE LA PORTE ARRIERE ET DE LA VERRIERE	2-32
2.16.6 EQUIPEMENT ELECTRONIQUE	2-32

2.1 INTRODUCTION

La section 2 contient les limitations, les marquages des instruments ainsi que les plaquettes permettant une utilisation sûre de l'aéronef, de son groupe motopropulseur et de ses systèmes ou équipements standard.

Les limitations contenues dans cette section sont approuvées par ACG.

AVERTISSEMENT

Il est interdit d'utiliser l'avion en dehors des limitations approuvées.

2.2 VITESSES

	VITESSE	IAS	REMARQUES
VA	Vitesse de manœuvre	108 KIAS (de 980 kg à 1150 kg) 94 KIAS (de 780 kg à 980 kg)	Ne pas braquer totalement ou brutalement les gouvernes au-delà de cette vitesse
VFE	Vitesse maximum volets sortis	LDG : 91 KIAS T/O : 108 KIAS	Ne pas dépasser ces vitesses avec le braquage correspondant des volets.
VNO	Vitesse de croisière maximum	129 KIAS	Ne pas dépasser cette vitesse sauf en air calme et seulement avec précaution.
VNE	Vitesse à ne jamais dépasser	178 KIAS	Ne dépasser cette vitesse en aucune circonstance.

2.3 MARQUAGE DE L'ANEMOMETRE

MARQUAGE	IAS	REMARQUES
Arc blanc	49 KIAS - 91 KIAS	Plage de vitesses avec les volets en position LDG
Arc vert	52 KIAS – 129 KIAS	Plage de vitesses en utilisation normale
Arc jaune	129 KIAS – 178 KIAS	Plage de vitesses à n'utiliser qu'en air calme et avec précaution
Trait rouge	178 KIAS	Vitesse à ne jamais dépasser – V _{NE}

2.4 GROUPE MOTOPROPULSEUR

- a) Fabricant du moteur : Textron Lycoming
- b) Type : IO-360 M1-A
- c) Limitations de régime
- | | |
|-----------------------------|------------|
| Régime maximum au décollage | : 2700 RPM |
| Régime maximum continu | : 2400 RPM |
- d) Limitation de la pression d'admission
- | | |
|---------|-----------------------------|
| Maximum | : Manette sur PUISSANCE MAX |
|---------|-----------------------------|
- e) Pression d'huile
- | | |
|----------------------------|---------------------------------|
| Minimum (ralenti) | : 25 psi / 1,72 bars |
| Maximum | : 98 psi / 6,76 bars |
| Plage normal d'utilisation | : 55 à 95 psi / 3,8 à 6,55 bars |
- f) Quantité d'huile
- | | |
|---------|---------|
| Minimum | : 4 qts |
| Maximum | : 8 qts |
- g) Température d'huile
- | | |
|---------|-----------------|
| Maximum | : 245°F / 118°C |
|---------|-----------------|
- h) Pression carburant
- | | |
|---------|----------------------|
| Minimum | : 14 psi / 0,97 bars |
| Maximum | : 35 psi / 2,4 bars |
- i) Température culasse
- | | |
|---------|-----------------|
| Maximum | : 500°F / 260°C |
|---------|-----------------|
- j) Fabricant de l'hélice : mt Propeller

- k) Type d'hélice : MTV-12-B/180-17
MTV-12-B/180-17f
- l) Diamètre de l'hélice : 1,80 m (+ 0mm, - 50 mm)
- m) Pas de l'hélice (à 0,75 R) : 10,5° à 30°
- n) Huile :

Utiliser de l'huile moteur aviation dispersante répondant à la norme SAEJ1899 (MIL-L-22851). Pendant la période de rodage (50 heures) d'un moteur neuf, d'un moteur révisé ou après le remplacement d'un cylindre, utiliser de l'huile minérale répondant à la norme SAEJ1966 (MIL-L-6082). La viscosité doit être choisie suivant le tableau suivant :

Température de l'air au sol	<i>Pendant les 50 premières heures:</i> SAE J1966/MIL-L-6082 Huile minérale	<i>Après 50 heures:</i> SAEJ1899/MIL-L-22851 Huile dispersante
Toutes températures	---	SAE 15-W50 SAE 20-W50
Au dessus de 27°C	SAE 60	SAE 60
Au dessus de 16°C	SAE 50	SAE 40 ou SAE 50
De -1°C à 32°C	SAE 40	SAE 40
De -18°C à 32°C	SAE 20-W50	SAE 20-W50 ou SAE 15-W50
De -18°C à 21°C	SAE 30	SAE 30, SAE 40 ou SAE 20-W40
En dessous de -12°C	SAE 20	SAE 30 ou SAE 20-W30

2.5 MARQUAGE DES INSTRUMENTS MOTEUR

Les divers repères figurant sur les instruments moteur et la signification des couleurs sont indiqués ci-dessous :

REMARQUE

Quand une indication se trouve dans l'arc supérieur ou inférieur interdit la valeur affichée se met à clignoter.

INDICATIONS	Arc/trait rouge = (limite inférieure interdite)	Arc/trait jaune = (zone de précaution)	Arc/trait vert = (utilisation normale)	Arc/trait jaune = (zone de précaution)	Arc/trait rouge = (limite supérieure interdite)
Pression d'admission	--	--	13 à 30 inHg	--	--
RPM	--	--	500-2400 RPM	2400 - 2700 RPM	Au-dessus de 2700 RPM
Température d'huile	--	--	149° F à 230°F	231°F à 245°F	Au-dessus de 245°F
Température culasses	--	--	150°F à 475°F	476°F à 500°F	Au-dessus de 500°F
Pression d'huile	Au-dessous de 25 psi	25 à 55 psi	56 à 95 psi	96 à 97 psi	Au-dessus de 97 psi
Pression carburant	Au-dessous de 14 psi	--	14 à 35 psi	--	Au-dessus de 35 psi
Débit carburant	--	--	1 à 20 US gal/hr	--	Au-dessus de 20 US gal/hr
Voltmètre	Au-dessous de 24,1V	24,1 à 25 V	25,1 à 30 V	30,1 à 32 V	Au-dessus de 32 V

INDICATIONS	Arc/trait rouge = (limite inférieure interdite)	Arc/trait jaune = (zone de précaution)	Arc/trait vert = (utilisation normale)	Arc/trait jaune = (zone de précaution)	Arc/trait rouge = (limite supérieure interdite)
Ampèremètre	--	--	2 à 75 A	--	--
Quantité de carburant Réservoirs standard	0 US gal	--	0 à 15 US gal ¹ 0 à 17US gal ²	--	--
Quantité de carburant Réservoirs Long Range	0 US gal	--	0 à 16 US gal + 0 à 9 US gal ³	--	--

1- jusqu'au n° de série 40.054 inclus

2- n° de série 40.055 et suivants

3- indication de la quantité de carburant *supplémentaire* (réservoir auxiliaire), pour une quantité totale dans chaque aile comprise entre 16 et 25 US gal.

2.6 VOYANTS D'ALARME, D'ALERTE ET D'ETAT

Les tableaux suivants indiquent la couleur et la signification des voyants d'alarme, d'alerte et d'état situés sur le tableau de bord. Il y a deux types de panneaux d'alarmes ("DAI" et "WHITE WIRE", voir section 7.11)

REMARQUE

La section 7.11 contient une description détaillée des voyants du panneau d'alarmes.

Couleur et signification des voyants d'alarme (rouge)

Voyant d'alarme (rouge)			Raison
Variante "DAI"	Variante "White wire"	Signification	
OIL PR	OIL PRESS	Pression d'huile	Pression d'huile au-dessous de 25 psi
FUEL PR	FUEL PRESS	Pression carburant	Pression de carburant au-dessous de 14 psi
ALT	ALTERNATOR	Alternateur	Panne d'alternateur
START	START	Démarrreur	Démarrreur en fonctionnement ou panne du démarrreur qui ne se désengage pas du moteur après la mise en route.
DOOR	DOORS	Verrière et porte	Verrière avant et/ou porte arrière ne sont pas totalement fermées ou verrouillées.
	TRIM FAIL	Panne de compensateur	Panne du compensateur automatique du pilote automatique (si installé)

Couleur et signification des voyants d'alerte (ambre)

Voyant d'alerte (ambre)			Raison
Variante "DAI"	Variante "White wire"	Signification	
L FUEL		Quantité de carburant réservoir gauche	Moins de 3 US gal (\pm 1 US gal) dans le réservoir gauche
R FUEL		Quantité de carburant réservoir droit	Moins de 3 US gal (\pm 1 US gal) dans le réservoir droit
	LOW FUEL	Quantité de carburant	1 ^{ère} alerte : Moins de 3 US gal (\pm 1 US gal) dans un réservoir 2 ^{ème} alerte : Moins de 3 US gal (\pm 1 US gal) dans le second réservoir
VOLT	LOW VOLTS	Tension	Moins de 24 volts dans le circuit électrique
PITOT	PITOT	Réchauffage Pitot	Le réchauffage Pitot n'est pas sur ON ou panne du réchauffage Pitot.

Couleur et signification du voyant d'état (blanc)

Voyant d'état (blanc)			Raison
Variante "DAI"	Variante "White wire"	Signification	
IGN	IGNITION	Allumage	Le système de gestion électronique de l'allumage(si installé) n'est pas en fonctionnement

2.7 MASSE

Masse maximum au décollage (catégorie normale)	: 1150 kg
Masse maximum au décollage (catégorie utilitaire)	: 980 kg
Masse maximum à l'atterrissage	
- Jambes de train principales originales	: 1092 kg
- Jambes de train principales modifiées (MÄM 40-023/e)	: 1150 kg
Masse maximum dans le compartiment à bagages standard	: 30 kg
Masse maximum dans le tube à bagages	: 5 kg
Masse maximum dans le compartiment à bagages agrandi (OÄM 40-163)	
- Masse maximum dans la partie avant	: 45 kg
- Masse maximum dans la partie arrière	: 18 kg
- Masse totale maximum parties avant + arrière	: 45 kg
Charge maximum au m ² dans le compartiment à bagages	: 75 kg/m ²

AVERTISSEMENT

Tout dépassement des masses maximum autorisées peut soumettre l'appareil à des surcharges inacceptables et dégrader les qualités de vol et les performances.

REMARQUE

La masse maximum à l'atterrissage est la masse la plus élevée lors d'un atterrissage au taux de chute maximum. Ce taux a été utilisé dans les calculs de structure pour déterminer les efforts sur le train d'atterrissage pendant un atterrissage particulièrement dur.

REMARQUE

Dans certains pays, le début du vol est défini par le démarrage du moteur. Dans ces pays, une masse maximale au parking de 1154 kg (catégorie normale) ou 984 kg (catégorie utilitaire) est autorisée. Au moment du décollage la masse maximum au décollage ne doit pas être dépassée.

2.8 CENTRAGE

Plan de référence

Le plan de référence (DP) est un plan situé devant l'avion, perpendiculaire à son axe longitudinal. Il est vertical lorsque le bord supérieur d'une cale de pente 600:31 placée sur le fuselage devant la dérive est horizontal. Le plan de référence se situe 2,194 m en avant du bord d'attaque de la nervure d'emplanture à la jonction aile-fuselage.

Plage de centrage

Le centrage en vol doit se situer dans les limites suivantes :

- limite avant : 2,40 m en arrière du plan de référence de 780 kg à 980 kg
 2,46 m en arrière du plan de référence à 1150 kg

La variation est linéaire entre ces valeurs.

Limite du centrage arrière

- a) réservoirs standard : 2,59 m en arrière du plan de référence
- b) réservoirs Long Range : 2,55 m en arrière du plan de référence

AVERTISSEMENT

Le non respect de la plage de centrage diminue la manoeuvrabilité et la stabilité de l'avion.

2.9 MANŒUVRES AUTORISEES

Le DA 40 est certifié en catégorie normale et en catégorie utilitaire suivant la JAR 23.

Manœuvres autorisées

a) Catégorie normale

- 1) Toutes les manœuvres de vol normales
- 2) Décrochages (sauf les décrochages dynamiques)
- 3) Huit pousseux, chandelles, virages serrés et manœuvres similaires avec un angle d'inclinaison ne dépassant pas 60°.

ATTENTION

La voltige, les vrilles et les manœuvres avec un angle d'inclinaison de plus de 60° sont interdites en catégorie normale.

b) *Catégorie utilitaire*

- 1) Toutes les manœuvres de vol normales
- 2) Décrochages (sauf les décrochages dynamiques)
- 3) Huit paresseux, chandelles, virages serrés et manœuvres similaires avec un angle d'inclinaison ne dépassant pas 90°.

ATTENTION

La voltige, les vrilles et les manœuvres avec un angle d'inclinaison de plus de 90° sont interdites en catégorie utilitaire.

ATTENTION

L'exactitude de l'horizon artificiel gyroscopique et du directionnel gyroscopique est affectée par les manœuvres autorisées à l'item 3 si l'angle d'inclinaison dépasse 60°. De telles manœuvres ne peuvent donc être effectuées que si les instruments mentionnés ci-dessus ne sont pas exigés pour ce type de vol.

2.10 FACTEURS DE CHARGE

Tableau des facteurs de charge maximum autorisés :

Catégorie normale

	à la VA	à la VNE	Avec les volets T/O ou LDG
Positif	3,8 g	3,8 g	2,0 g
Négatif	-1,52 g	0	

Catégorie utilitaire

	à la VA	à la VNE	Avec les volets T/O ou LDG
Positif	4,4 g	4,4 g	2,0 g
Négatif	-1,76 g	-1,0 g	

AVERTISSEMENT

Un dépassement des facteurs de charge maximum provoque une surcharge de la structure.

2.11 PLAFOND PRATIQUE

Le plafond pratique démontré est de 5000 mètres (16 400 ft).

Le plafond maximum autorisé en France sans oxygène à bord est de 3800 m.

2.12 EQUIPAGE

Equipage minimum : 1 (une personne)

Nombre d'occupants maximum :

Catégorie normale : 4 (quatre personnes)

Catégorie utilitaire : 2 (deux personnes) obligatoirement à l'avant

2.13 TYPES DE VOL

Le DA 40 est certifié pour :

- * les vols en VFR de jour
- * les vols en VFR de nuit (NVFR) avec les équipements appropriés
- * les vols en IFR avec les équipements appropriés

Les vols en conditions givrantes connues sont interdits.

Les vols en conditions orageuses connues sont interdits.

Equipement minimum (opérationnel)

Le tableau ci-dessous liste l'équipement minimum fonctionnel requis par la JAR-23. Des équipements additionnels peuvent être requis par les autorités nationales et suivant les zones survolées.

Equipement minimum (opérationnel)			
	VFR de jour	En plus pour VFR de nuit	En plus pour IFR
Instruments de vol et de navigation	<ul style="list-style-type: none"> - anémomètre - altimètre - compas magnétique 	<ul style="list-style-type: none"> - variomètre - horizon artificiel - indicateur de virage et de dérapage - gyro directionnel -Indicateur de température extérieure - chronomètre (heures, minutes, secondes) -VHF/COM avec haut-parleur et micro - récepteur VOR - transpondeur modes A et C - 1 casque 	<ul style="list-style-type: none"> - seconde VHF (COM) - récepteur VOR/ILS - récepteur markers
Instruments moteur	<ul style="list-style-type: none"> - indicateur de quantité de carburant - combiné instruments moteur - panneau d'alarmes 	<ul style="list-style-type: none"> - ampèremètre (dans le VM1000) - voltmètre (dans le VM1000) 	

Equipement minimum (opérationnel)			
	VFR de jour	En plus pour VFR de nuit	En plus pour IFR
Eclairage		<ul style="list-style-type: none"> - feux de position - feux à éclats - phare d'atterrissage - éclairage instruments - éclairage tableau de bord - lampe torche 	
Autre équipement minimum opérationnel	<ul style="list-style-type: none"> - avertisseur de décrochage - jauge manuelle carburant. (voir section 7.9) - ceinture pour chaque occupant - manuel de vol 	<ul style="list-style-type: none"> - réchauffage Pitot - vanne statique de secours - bus essentiel 	<ul style="list-style-type: none"> - batterie de secours

En France l'équipement minimum exigé est défini par l'Arrêté du 24 juillet 1991 relatif aux conditions d'utilisation des aéronefs en aviation générale. Il est de la responsabilité du commandant de bord de s'assurer que l'appareil possède l'équipement minimum requis pour le type de vol envisagé.

REMARQUE

Une liste des équipements approuvés se trouve dans la section 6 de ce manuel

REMARQUE

Pour la mise à niveau d'un avion en vue du VFR de nuit ou de l'IFR il ne suffit pas d'installer les équipements exigés. Le rétrofit doit être effectué suivant les exigences du constructeur (voir Bulletins de Service) et les exigences des autorités nationales de navigabilité. Chaque équipement supplémentaire (tout équipement qui n'est pas dans la liste de la section 6.5) doit être également approuvé pour les opérations prévues par les autorités nationales de navigabilité.

2.14 CARBURANT

Type de carburant : AVGAS 100LL

Quantité de carburant :

a) *Réservoirs standard*

Quantité totale	: 2 x 20,6 US gal (156 litres environ)
Carburant inutilisable	: 2 x 0,5 US gal (3,8 litres environ)
Quantité maximum indiquée	
- jusqu'au n° de série 40.054	: 15 US gal par réservoir (57 litres environ)
- à partir du n° de série 40.055	: 17 US gal par réservoir (64 litres environ)

Différence maximum entre le le réservoir gauche et le droit	: 10 US gal (38 litres environ)
---	---------------------------------

b) *Réservoirs Long Range (si installés)*

Quantité totale	: 2 x 25,5 US gal (2x96,5 litres environ)
Carburant inutilisable	: 2 x 0,5 US gal (2x2 litres environ)
Quantité maximum indiquée	: 16 US gal (61 litres environ) par réservoir
Quantité indiquée réservoir auxiliaire	: 0 à 9 US gal (0 à 34 litres environ) par réservoir
Différence maximum entre le le réservoir gauche et le droit	: 8 US gal (30 litres environ)

ATTENTION

Si la jauge indique 16 US gal et celle du réservoir auxiliaire du même côté indique 0 US gal, il faut prendre 19 US gal pour calculer la différence entre le réservoir droit et le gauche.

2.15 PLAQUETTES DE LIMITATIONS

Toutes les plaquettes *de limitations* ci-dessous doivent être installées. Une liste de *toutes* les plaquettes se trouve dans le manuel d'entretien (Doc. N° 6.02.01), section 11.

Sur le tableau de bord :

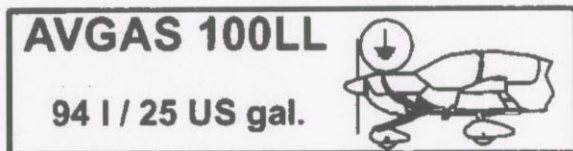
<p>Vitesse de manœuvre : VA = 108 KIAS (de 980 à 1150 kg) VA = 94 KIAS (de 780 à 980 kg) Cet aéronef doit être utilisé suivant le manuel de vol. Il peut être utilisé en catégorie "NORMALE" et en catégorie "UTILITAIRE" en conditions non givrantes. A condition que les exigences opérationnelles nationales soient remplies et que les équipements appropriés soient installés, cet avion est certifié pour une utilisation VFR de jour, VFR de nuit et IFR. Toutes les manœuvres acrobatiques ainsi que les vrilles sont interdites. Voir le manuel de vol pour les autres limitations</p>
INTERDICTION DE FUMER

Près du bouchon de chaque réservoir :

- a) Réservoirs standard



b) Réservoirs Long Range



Près des jauges

a) Réservoirs standard

- jusqu'au n° de série 40.054 :

Quantité maximum indiquée : 15 US gal
Différence maximum entre réservoir G/D : 10 US gal
Voir le manuel de vol pour utiliser la capacité totale des réservoirs

- à partir du n° de série 40.055 :

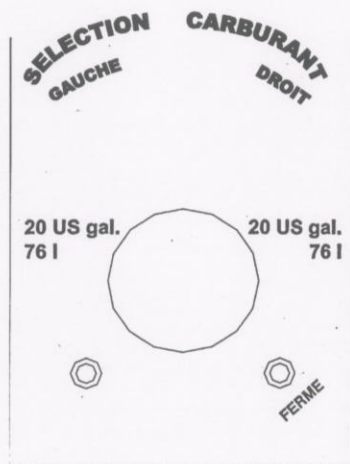
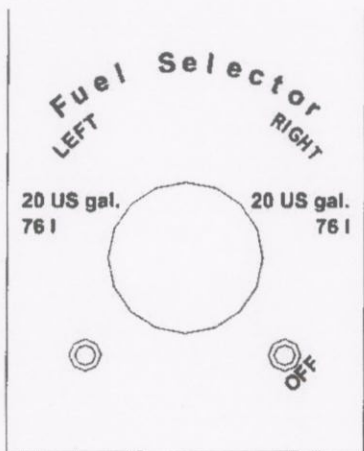
Quantité maximum indiquée : 17 US gal
Différence maximum entre réservoir G/D : 10 US gal
Voir le manuel de vol pour utiliser la capacité totale des réservoirs

b) Réservoirs Long Range (si installés)

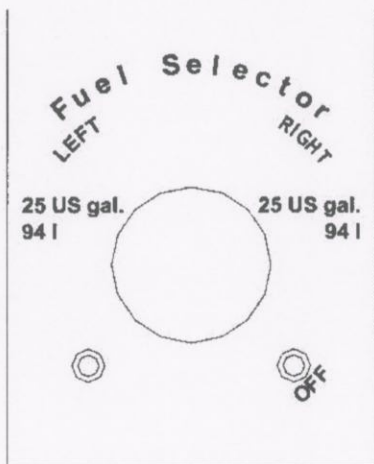
Quantité indiquée : 16 + 9 US gal
Différence maximum entre réservoir G/D : 8 US gal
Sélecteur AUX FUEL QTY pour vérifier la quantité de carburant dans les réservoirs auxiliaires
REMARQUE : voir le manuel de vol pour utiliser les réservoirs auxiliaires

Sur le sélecteur de réservoir :

a) Réservoirs standard



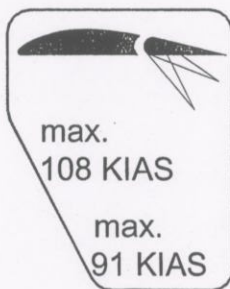
b) Réservoirs Long Range (si installés)



Sous la trappe de remplissage d'huile (capot moteur supérieur) :

HUILE	1qt = 0,95 l
SAE 15W50	
dispersante aviation (SAE Standard J-1899) ou voir le manuel de vol section 2	
VFR Min./Max. : 4/8 qts	
IFR Min./Max.: 6/8 qts	

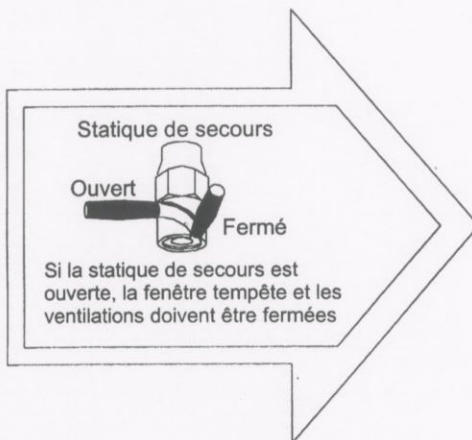
Près du sélecteur de commande des volets :



Près du contacteur de la barre bus essentielle (si installé) :

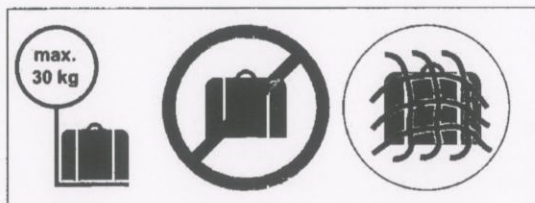
Ne pas utiliser l'ESS.BUS en opération normale. Voir manuel de vol

Dans la cabine sur le côté gauche
(si la vanne statique de secours est installée) :

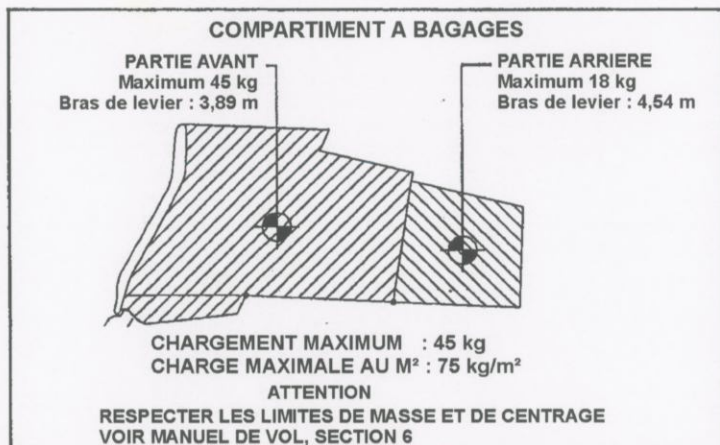


Dans le compartiment à bagages :

a) Compartiment à bagages standard



b) Compartiment à bagages agrandi (si installé suivant OÂM 40-163) :



Près de la serrure de la porte arrière (si installée suivant OÄM 40-081) :

ISSUE DE SECOURS :
LA PORTE NE DOIT PAS ÊTRE
FERMEE A CLE PENDANT LE VOL

Au-dessus du CDI NAV2 (OÄM 40-206, si installé)

**NAV 2 non approuvé pour les
approches de précision**

2.16 AUTRES LIMITATIONS

2.16.1 TEMPERATURE

L'avion ne peut pas être utilisé si la température de la structure est inférieure à -40°C.

ATTENTION

Pour le démarrage par temps froid se référer aux instructions les plus récentes du fabricant du moteur.

2.16.2 CHARGE DE LA BATTERIE

Il est interdit de décoller pour un vol VFR de nuit ou IFR avec une batterie déchargée.

Pour un vol IFR il est interdit d'utiliser une source d'alimentation électrique extérieure pour démarrer le moteur si la batterie est déchargée. Il faut d'abord recharger la batterie.

2.16.3 CONTACTEUR DE SECOURS

Les vols en IFR sont interdits si le fil de sécurité est cassé.

2.16.4 DUREE D'UTILISATION DE L'EQUIPEMENT ELECTRIQUE

En cas de panne d'alternateur, si le contacteur ESSENTIAL BUS (si installé) est mis sur ON, les équipements et systèmes indiqués en section 3.7.2 PANNE ELECTRIQUE sont alimentés pendant 30 minutes. Ensuite l'horizon artificiel et l'éclairage du tableau de bord sont alimentés pendant 1heure 30 minutes si le pack d'alimentation de secours (si installé) est utilisé.

2.26.5 FERMETURE A CLE DE LA PORTE ARRIERE ET DE LA VERRIERE

La porte arrière et la verrière ne doivent pas être fermées à clé pendant le vol.

2.16.3 EQUIPEMENT ELECTRONIQUE

L'utilisation d'équipements électroniques autres que ceux de l'avion n'est pas autorisée, car ils peuvent interférer avec l'avionique de l'avion.

Exemples d'équipements indésirables :

- téléphone portable
- télécommande
- écran vidéo CRT
- lecteur enregistreur de mini disque en mode enregistrement.

Cette liste n'est pas exhaustive.

L'utilisation d'un ordinateur portable avec lecteur de CD-ROM, d'un lecteur de CD ou de mini disque en mode lecture, d'un lecteur de cassette et d'une caméra vidéo est autorisée. Tous ces équipements doivent cependant être coupés pendant le décollage et l'atterrissage.

SECTION 3

PROCEDURES D'URGENCE

	Pages
3.1 INTRODUCTION	3-3
3.1.1 GENERALITES	3-3
3.1.2 VITESSES DANS LES PROCEDURES D'URGENCE	3-4
3.2 PANNES MOTEUR	3-5
3.2.1 PANNE MOTEUR AU SOL	3-5
3.2.2 PANNE MOTEUR PENDANT LE DECOLLAGE	3-6
3.2.3 PANNE MOTEUR EN VOL	3-8
3.2.4 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET	3-15
3.2.5 DYSFONCTIONNEMENT DES COMMANDES MOTEUR	3-16
3.2.6 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE CALEE	3-18
3.3 FUMEE ET FEU	3-20
3.3.1 FUMEE ET FEU AU SOL	3-20
3.3.2 FUMEE ET FEU PENDANT LE DECOLLAGE	3-21
3.3.3 FUMEE ET FEU EN VOL	3-23
3.4 VOL PLANE	3-25
3.5 ATERRISSAGES D' URGENCE	3-26
3.5.1 ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR	3-26
3.5.2 ATERRISSAGE AVEC UN PNEU DEFECTUEUX SUR LE TRAIN PRINCIPAL	3-28
3.5.3 ATERRISSAGE AVEC DES FREINS DEFECTUEUX	3-29

3.6	SORTIE DE VRILLE INVOLONTAIRE	3-30
3.7	AUTRES SITUATIONS D'URGENCE	3-31
3.7.1	GIVRAGE	3-31
3.7.2	PANNE ELECTRIQUE	3-32
3.7.3	PRESENCE SUPPOSEE DE MONOXYDE DE CARBONE DANS LA CABINE	3-36
3.7.4	ALARME "DOOR" ALLUMEE	3-37
3.7.5	ISSUE DE SECOURS	3-37

REMARQUE

Les procédures en cas de problème non critique dans les systèmes sont décrites dans la section 4B PROCEDURES DE SECOURS.

3.1 INTRODUCTION

3.1.1 GENERALITES

Cette section contient les check-lists et les procédures recommandées en cas d'urgence. Une panne moteur ou tout autre situation d'urgence est assez peu probable si les procédures décrites pour la visite prévol et l'entretien de l'avion sont suivies.

Si cependant une urgence devait arriver, les directives données dans cette section doivent être suivies et appliquées afin de régler le problème.

Comme il est impossible de prévoir toutes les situations d'urgence et de les traiter dans ce manuel, une parfaite connaissance de l'avion par le pilote, en plus de ses connaissances et de son expérience, est un facteur essentiel dans la résolution des problèmes qui peuvent survenir.

AVERTISSEMENT

Dans tous les cas d'urgence le contrôle de l'avion et la préparation d'un atterrissage d'urgence éventuel ont priorité sur les tentatives de résolution du problème ("Piloter l'avion en priorité"). Avant le vol le pilote doit s'assurer qu'il disposera d'une zone d'atterrissage d'urgence pour chaque phase du vol. Pour un vol en sécurité, le pilote doit constamment garder une altitude minimum de sécurité. Il doit envisager différentes situations d'urgence et savoir y remédier pour réagir avec calme et détermination en cas de panne moteur.

3.1.2 VITESSES PENDANT LES PROCEDURES D'URGENCE

Evénement		Masse	850 kg	1000 kg	1150 kg
Panne moteur après décollage (volets T/O)			59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
Vitesse du meilleur angle de plané (volets UP)			60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Atterrissage d'urgence sans moteur	Volets UP		60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
	Volets T/O		59 KIAS	66 KIAS	72 KIAS
	Volets LDG		58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS

3.2 PANNE MOTEUR

3.2.1 PANNE MOTEUR AU SOL

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE
2. Freins..... A la demande
3. Moteur Couper si nécessaire; sinon rechercher les causes du problème et rétablir la puissance du moteur.

ATTENTION

Si la pression d'huile est au-dessous de l'arc vert, couper le moteur immédiatement.

AVERTISSEMENT

Si le problème n'est pas résolu, annuler le vol.

3.2.2 PANNE MOTEUR PENDANT LE DECOLLAGE

a) Le décollage peut être interrompu (la longueur de piste disponible est suffisante).

Atterrir droit devant :

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE

Au sol :

2. Freins à la demande

ATTENTION

S'il reste assez de temps, le risque d'incendie en cas de collision peut être diminué en procédant comme indiqué ci-dessous:

- Sélecteur de réservoir OFF
- Manette de mixture PLEIN PAUVRE/LEAN
- Contacteur d'allumage OFF
- Contact général OFF

b) Le décollage ne peut plus être interrompu

1. Vitesse de plané 72 KIAS (1150 kg)
66 KIAS (1000 kg)
59 KIAS (850 kg)

AVERTISSEMENT

Si, en cas de panne moteur au décollage, la longueur de piste disponible n'est plus suffisante et si la hauteur de sécurité n'est pas atteinte, effectuer un atterrissage d'urgence droit devant en évitant les obstacles. Un demi tour peut être fatal.

S'il reste assez de temps :

2. Sélecteur de réservoir Vérifier le réservoir sélectionné
3. Pompe électrique..... Vérifier ON
4. Contacteur d'allumage..... Vérifier BOTH (1+2)
5. Manette des gaz..... Vérifier PUISS. MAX/MAX PWR
6. Manette de pas d'hélice... Vérifier PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM
7. Manette de richesse Vérifier RICHE/RICH (appauvrir au-dessus de 5000ft)
8. Alternate Air (entrée d'air moteur de ... OPEN secours)

AVERTISSEMENT

Si le problème ne se résout pas de lui-même immédiatement et si le moteur ne fournit pas une puissance suffisante, effectuer alors un atterrissage d'urgence.

3.2.3 PANNE MOTEUR EN VOL

(a) Régime moteur irrégulier

AVERTISSEMENT

Un régime moteur très irrégulier peut entraîner la perte de l'hélice. Ne pas continuer à utiliser un moteur ayant un régime irrégulier sauf s'il n'y a pas d'autre alternative.

1. Vitesse de plané.....73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000kg)
60 KIAS (850 kg)
2. Pompe électrique.....Vérifier ON)
3. Sélecteur de réservoir.....Vérifier le réservoir sélectionné.
4. Instruments moteur.....Vérifier
5. Manette des gaz.....Vérifier
6. Manette de pas d'hélice.....Vérifier
7. Manette de richesse..... Régler pour un fonctionnement plus harmonieux
8. Alternate Air OPEN
9. Voyant d'allumage.....Vérifier(seulement si le système de gestion électronique de l'allumage est installé)
10. Contacteur d'allumage.....Vérifier BOTH (1+2)
11. Disjoncteur d'allumage (IGN).....Tirer (seulement si le module de commande électronique de l'allumage est installé). Si les vibrations diminuent, le disjoncteur peut rester tiré.
12. Manettes (gaz, pas, richesse) Essayer différents réglages.

AVERTISSEMENT

Si le problème ne se résout pas de lui-même immédiatement et si le moteur ne fournit pas une puissance suffisante, effectuer alors un atterrissage d'urgence.

(b) Perte de la pression d'huile

1. Vérifier le voyant d'alarme de pression d'huile et l'indicateur de pression d'huile.
2. Vérifier la température d'huile.
 - 2a. Si la pression d'huile descend au-dessous de l'arc vert et la température d'huile reste normale (le voyant de pression d'huile ne doit pas s'allumer ou clignoter) :
 - *Contrôler le voyant de pression d'huile: il est probable que l'indicateur de pression d'huile soit en panne.
 - *Contrôler la température d'huile et celle des culasses.
 - 2b. Si la pression d'huile descend au-dessous de l'arc vert alors que la température d'huile ou la température culasses augmente, *ou* si le voyant de pression d'huile s'allume ou clignote *ou* si ces deux phénomènes sont simultanés :
 - *Réduire la puissance au minimum nécessaire au vol.
 - *Atterrir dès que possible.
 - *Se préparer à une panne moteur et à un atterrissage d'urgence.
 - 2c. La pression d'huile descend vers le zéro combinée avec des vibrations, une perte d'huile, un bruit métallique inhabituel et de la fumée :
 - *Il y a apparemment une rupture mécanique dans le moteur.
 - *Couper le moteur immédiatement
 - *Effectuer un atterrissage d'urgence comme décrit dans la section 3.5.1 **ATTERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR.**

(c) Pression d'huile élevée

Vérifier la température d'huile

*Si la température d'huile est normale, il est probable que l'indication de l'instrument soit erronée et qu'elle puisse être ignorée (l'avion devra subir une opération d'entretien)

(d) Température d'huile élevée

Vérifier la température culasses et la température des gaz d'échappement :

*Si aucune d'elles n'est élevée, il est probable que l'indication de l'instrument soit erronée et qu'elle puisse être ignorée (l'avion devra cependant subir une opération d'entretien). Une température stable de 26 °F ou de 317°F est le signe que le capteur de température d'huile est en panne.

*Si la température culasses ou la température des gaz d'échappement est également élevée :

- Vérifier la pression d'huile. Si la pression d'huile est basse, suivre les instructions de la section 3.2.3 (b) - Perte de la pression d'huile.
- Si la pression d'huile est dans le secteur vert:
 - Vérifier le réglage de la richesse, enrichir si nécessaire.
 - Réduire la puissance; si la température ne baisse pas, atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche.

(e) Température culasses élevée

Température culasses dans le secteur jaune ou au dessus:

1. Vérifier le réglage de la richesse, enrichir si nécessaire.
2. Vérifier la température d'huile :

*Si la température d'huile est également élevée :

- vérifier la pression d'huile. Si la pression d'huile est basse, suivre les instructions de la section 3.2.3 (b) - Perte de la pression d'huile.
- si la pression d'huile est dans le secteur vert :
 - réduire la puissance; si cette action n'a pas d'effet , atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche.
 - se préparer à un atterrissage d'urgence.

(f) Augmentation du régime hélice

Si le régime hélice va de lui même dans le secteur jaune ou se trouve dans le secteur rouge :

1. Vérifier le réglage de la friction de la manette des gaz.
2. Vérifier la pression d'huile : à la suite d'une fuite d'huile ou une baisse de pression d'huile, le régulateur d'hélice revient automatiquement au réglage petit pas. Dans ce cas utiliser la manette des gaz pour réguler le régime hélice. Suivre les instructions de la section 3.2.3 (b) – Perte de pression la d'huile.

3. Si la pression d'huile est normale :

* Tirer la manette de pas vers l'arrière et écouter si le régime baisse.

- si l'indication ne change pas malgré une baisse de régime audible, l'indicateur est probablement défectueux, (l'avion devra subir une opération d'entretien).
- s'il n'y a pas de changement de régime audible, il est probable que le système de régulation soit en panne. Dans ce cas le régime hélice doit être régulé avec la manette des gaz.

(g) Baisse du régime hélice

1. Pompe électrique..... Vérifier ON
2. Sélecteur de réservoir Vérifier le réservoir sélectionné
3. Friction des manettes Vérifier qu'elle est suffisamment serrée
4. Manette de pas d'hélice..... PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM

*Écouter l'augmentation du régime hélice.

- s'il n'y a pas d'augmentation audible du régime hélice, il est probable que le régulateur d'hélice soit en panne. Dans ce cas le régime hélice peut être régulé dans certaines limites en utilisant la manette des gaz.
 - atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche
 - se préparer à un atterrissage d'urgence
- si l'indication ne change pas malgré une baisse de régime audible, il est probable que l'indication de l'instrument soit erronée et qu'elle puisse être ignorée (l'avion devra subir une intervention mécanique).

(h) Débit de carburant élevé (fuel flow)

Débit de carburant (Fuel flow) dans le secteur rouge :

1. Pompe électrique.....ON
2. Pression carburant Vérifier après 10-15 secondes

*Si la pression carburant est basse, se reporter au paragraphe (i) Pression carburant basse avec la pompe électrique sur ON

*Si la pression de carburant est dans l'arc vert ou si l'alarme de basse pression carburant n'est pas allumée, il est probable que l'indication de l'instrument soit erronée et qu'elle puisse être ignorée (l'avion devra subir une intervention mécanique). Les valeurs du débit de carburant sont indiquées dans le tableau de performances de la section 5.

3. Vérifier la quantité de carburant. Une diminution rapide de la quantité de carburant confirme un débit de carburant élevé.

(i) Pression carburant basse avec la pompe électrique sur ON

Alarme de basse pression carburant allumée ou pression de carburant au-dessous de l'arc vert :

1. Fuel Flow Vérifier

*Si le débit carburant est élevé, une fuite (entre le système d'injection et les injecteurs) est possible. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

*Si le débit de carburant est dans l'arc vert et que le moteur tourne régulièrement, il est probable que l'indication de l'instrument soit erronée et qu'elle puisse être ignorée (l'avion devra subir une intervention mécanique).

Surveiller si un manque de puissance apparaît et si le moteur se met à tourner irrégulièrement ce qui peut indiquer un défaut d'alimentation en carburant. Si le moteur ne délivre plus assez de puissance, effectuer un atterrissage d'urgence.

3.2.4 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET

REMARQUE

La remise en route du moteur est possible au-dessus de 70 KIAS jusqu'à la VNE et jusqu'au plafond pratique.

REMARQUE

Tant qu'une vitesse d'au moins 65 KIAS est maintenue et qu'il n'y a pas de panne majeure du moteur, l'hélice tourne en moulinet.

1. Vitesse.....80 KIAS
2. Sélecteur de réservoir.....Sur le réservoir le plus plein.
3. Contacteur d'allumage.....Vérifier BOTH
4. Manette de richesseVérifier sa position
5. Pompe électrique.....Vérifier ON
6. Alternate AirOPEN

Si le moteur ne redémarre pas :

7. Manette de richesse.....PAUVRE/LEAN
8. Manette de richesse.....Pousser en avant doucement jusqu'à ce que le moteur démarre.

REMARQUE

S'il n'est pas possible de redémarrer le moteur :
- se mettre en configuration plané comme indiqué dans la section 3.4 – VOL PLANE
- effectuer un atterrissage d'urgence comme indiqué dans la section 3.5.1 - ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

3.2.5 DYSFONCTIONNEMENT DES COMMANDES MOTEUR

Câble de la commande de richesse défectueux

a) Vol et atterrissage

- 1 Maintenir l'altitude jusqu'à l'aérodrome approprié le plus proche.
- 2 Pendant la descente, tester la réaction du moteur en affichant plus de puissance. Un mélange trop pauvre peut entraîner un régime irrégulier et une perte de puissance. Effectuer l'approche en fonction.

AVERTISSEMENT

Une remise des gaz peut s'avérer impossible avec la puissance disponible.

b) Arrêt moteur :

- 1 Frein de parkingAppliquer
- 2 Instruments moteur.....Vérifier
- 3 Contacteur avionique.....OFF
- 4 Servitudes électriquesCouper
- 5 Manette des gazRALENTI/IDLE
- 6 Contacteur d'allumage.....OFF
- 7 Contact généralOFF

Câble de la commande de gaz défectueux

a) La puissance disponible est suffisante pour continuer le vol

- 1 Effectuer une approche sur l'aérodrome approprié le plus proche. Contrôler le régime moteur avec la manette de régime hélice.
- 2 Effectuer un atterrissage moteur coupé.

b) La puissance disponible n'est pas suffisante pour continuer le vol

- 1 Effectuer un atterrissage d'urgence comme indiqué dans la section 3.5.1 ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR.

Câble de contrôle de la manette de pas d'hélice défectueux

a) La puissance disponible est suffisante pour continuer le vol

- 1 Effectuer une approche sur l'aérodrome approprié le plus proche. Contrôler le régime moteur avec la manette des gaz.
- 2 Effectuer un atterrissage normal.

AVERTISSEMENT

Une remise des gaz peut s'avérer impossible avec la puissance disponible

b) La puissance disponible n'est pas suffisante pour continuer le vol

- 1 Effectuer un atterrissage d'urgence comme indiqué dans la section 3.5.1 ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR.

3.2.6 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE CALEE

REMARQUE

La remise en route du moteur est possible au-dessus de 80 KIAS et jusqu'à la VNE jusqu'au plafond pratique.

1. Vitesse80 KIAS
2. Servitudes électriques Couper
3. Contact général avionique OFF
4. Contact général (BAT) Vérifier ON
5. Manette de richesse Vérifier sa position
6. Sélecteur de réservoir Vérifier le réservoir choisi
7. Pompe électrique..... Vérifier ON
8. Alternate Air OPEN
9. Contacteur d'allumage Actionner le démarreur (START)

REMARQUE

En augmentant la vitesse au-dessus de 130 KIAS, l'hélice se mettra à tourner et le moteur pourra être mis en route si le contacteur d'allumage se trouve sur la position "BOTH"(voir section 3.2.4 REMISE EN ROUTE DU MOTEUR AVEC HELICE EN MOULINET). Une perte d'altitude d'au moins 1000 ft (300 mètres) doit être envisagée pour cette manœuvre.

Si le moteur ne peut pas être remis en route :

- mettre l'avion en configuration vol plané comme indiqué dans la section 3.4 VOL PLANE
- effectuer un atterrissage d'urgence suivant la section 3.5.1 ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

ATTENTION

La remise en route du moteur après un feu moteur ne doit être tentée que si un atterrissage d'urgence est impossible. Le pilote doit s'attendre à ce que le redémarrage soit impossible après un feu moteur.

3.3 FUMEE ET FEU

3.3.1 FUMEE ET FEU AU SOL

(a) Feu moteur à la mise en route au sol

1. Sélecteur de réservoir OFF
2. Chauffage cabine ARRET
3. Freins Serrer

Après l'arrêt :

4. Manette des gaz PUISS. MAX/MAX PWR
5. Contact général (BAT) OFF

Après l'arrêt du moteur :

6. Contacteur d'allumage OFF
7. Verrière Ouvrir
8. Avion Evacuer immédiatement

(b) Feu électrique au sol avec fumée.

1. Contact général (BAT) OFF

Si le moteur tourne :

2. Manette des gaz RALENTI/IDLE
3. Manette de richesse PLEIN PAUVRE/LEAN

Quand le moteur est arrêté :

4. Contacteur d'allumage OFF
5. Verrière Ouvrir
6. Avion Evacuer immédiatement

3.3.2 FUMEE ET FEU PENDANT LE DECOLLAGE

(a) Si le décollage peut être interrompu

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE
2. Chauffage cabine ARRET
3. Freins Freiner jusqu'à l'arrêt de l'avion
4. Après l'arrêt Procéder comme indiqué dans la section
3.3.1 FUMEE ET FEU AU SOL

(b) Si le décollage ne peut pas être interrompu

1. Chauffage cabine ARRET
2. Si possible, faire un tour de piste adapté et atterrir sur l'aérodrome.

AVERTISSEMENT

Si, en cas de problème moteur, le décollage ne peut plus être interrompu et l'altitude de sécurité n'est pas atteinte, effectuer un atterrissage d'urgence droit devant. Un demi-tour peut être fatal.

3. Vitesse 72 KIAS (1150 kg)
66 KIAS (1000 kg)
59 KIAS (850 kg)

Après avoir atteint une altitude permettant d'atteindre en sécurité une zone d'atterrissage :

4. Sélecteur de réservoirOFF
5. Pompe électrique.....OFF
6. Chauffage cabineARRET
7. Contact général (BAT).....OFF
8. Fenêtre de mauvais tempsOuvrir si nécessaire
9. Effectuer un atterrissage d'urgence avec le moteur arrêté. Tenir compte de l'augmentation de la distance d'atterrissage en fonction de la position des volets.

ATTENTION

En cas de développement de fumée important, la verrière avant peut être déverrouillée en vol et ouverte partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut rester ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

3.3.3 FUMÉE ET FEU EN VOL

ATTENTION

En cas de fumée importante ou d'incendie, préparer sans tarder l'avion pour un atterrissage tout en appliquant les procédures d'évacuation de la fumée et/ou d'extinction du feu. Si on ne peut pas s'assurer visuellement que la fumée a disparu ou que le feu est éteint, atterrir immédiatement sur l'aérodrome approprié le plus proche.

(a) Feu moteur en vol

1. Chauffage cabineARRET
2. Choisir une zone appropriée pour un atterrissage d'urgence.

Quand la zone d'atterrissage peut être atteinte à coup sûr :

3. Sélecteur de réservoirOFF
4. Manette des gaz PUISS. MAX/MAX PWR
5. Pompe électriqueOFF
6. Contact général (BAT)ON
7. Fenêtre(s) de mauvais temps Ouvrir si nécessaire
8. Effectuer un atterrissage d'urgence sans moteur.

ATTENTION

En cas de fumée très importante, la verrière peut être déverrouillée en vol et ouverte partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut rester ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

(b) Feu électrique en vol avec fumée

1. Contacteur de secoursON si installé
2. Contact général (BAT).....OFF
3. Chauffage cabineARRET
4. Fenêtre de mauvais tempsOuvrir si nécessaire
5. Atterrir sur une zone appropriée dès que possible.

ATTENTION

En coupant le contact général (BAT) les équipements électriques et électroniques deviennent inopérants, ainsi que (si installés) l'horizon artificiel et le gyro directionnel.

Cependant, en mettant le contacteur de secours sur ON (installé uniquement sur la version IFR), la batterie de secours alimente l'horizon artificiel et l'éclairage du tableau de bord.

ATTENTION

En cas de fumée très importante, la verrière avant peut être déverrouillée en vol et ouverte pour améliorer la ventilation. La verrière peut rester ouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

3.4 VOL PLANE

1. Volets.....UP
2. Vitesse.....73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

REMARQUE

Avec l'hélice en moulinet la finesse est de 8,8, c'est-à-dire que pour 1000 ft d'altitude perdue la distance parcourue en air calme est de 1,45 NM (2,68 km).

Avec l'hélice calée la finesse est de 10,3 ce qui correspond à une distance parcourue de 1,70 NM (3,14 km) pour 1000 ft d'altitude perdue. Cependant, en fonction de la vitesse nécessaire pour la sécurité du vol, ces performances peuvent ne pas être atteintes.

3.5 ATERRISSAGE D'URGENCE

3.5.1 ATERRISSAGE D'URGENCE SANS MOTEUR

1. Choisir une zone d'atterrissage appropriée. Si aucune zone d'atterrissage plate n'est disponible, atterrir face à la pente.
2. Tenir compte du vent.
3. Approche: effectuer, si possible, un circuit rectangulaire adapté. En vent arrière, repérer les obstacles éventuels et déterminer la force et la direction du vent en fonction de la dérive.
4. Vitesse.....73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
5. En fonction du temps restant.....Avertir le contrôle
6. Sélecteur de réservoirOFF

Quand la zone d'atterrissage peut être atteinte à coup sûr :

7. Volets.....LDG
8. Ceintures de sécuritéSerrer

ATTENTION

S'il reste suffisamment de temps, le risque d'incendie en cas de collision avec des obstacles peut être diminué en effectuant les actions ci-dessous:

- Contacteur d'allumage.....OFF
- Contact général (ALT/BAT).....OFF

9. Toucher des roues.....Avec la vitesse la plus faible possible

3.5.2 ATERRISSAGE AVEC UN PNEU DEFECTUEUX SUR LE TRAIN PRINCIPAL

ATTENTION

Un problème de pneumatique (par exemple un pneu éclaté) n'est pas facile à détecter. Il arrive généralement pendant le décollage ou l'atterrissage et ne se remarque pas beaucoup tant que la vitesse de roulage est élevée. C'est seulement en fin d'atterrissage ou lors du roulage à faible vitesse que l'avion dévie de sa trajectoire. Il faut alors réagir rapidement et sans hésitation pour contrôler la trajectoire de l'avion.

1. Avertir le contrôle.
2. Poser l'avion sur le bord de la piste qui est du côté du pneu intact pour pouvoir contrer le changement de trajectoire du côté du pneu défectueux pendant le roulement.
3. Atterrir avec l'aile basse du côté du pneu en bon état.
4. Maintenir la trajectoire avec la gouverne de direction et à l'aide du frein, si nécessaire. Il peut être nécessaire de freiner fortement, éventuellement jusqu'au blocage de la roue. La large voie du train d'atterrissage offre une grande stabilité sur une large gamme de vitesses. L'avion n'a aucune tendance prononcée à basculer même en dérapage.

3.5.3 ATERRISSAGE AVEC DES FREINS DEFECTUEUX

En général, l'atterrissage sur une piste en herbe est recommandé car la résistance au roulement diminue la distance d'atterrissage.

ATTENTION

Si le temps restant le permet, le risque d'incendie en cas de collision avec un obstacle peut être diminué en effectuant les actions ci-dessous.

Sélecteur de réservoir.....OFF
Manette de richesse.....PLEIN PAUVRE/LEAN
Contacteur d'allumage.....OFF
Contact général.....OFF

3.6 SORTIE D'UNE VRILLE INVOLONTAIRE

ATTENTION

Les étapes de 1 à 4 doivent être effectuées
immédiatement et simultanément

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE
2. Palonnier A fond contre le sens de la vrille.
3. Manche A fond vers l'avant
4. Ailerons Au neutre
5. Volets UP

Quand la rotation s'est arrêtée :

6. Palonnier Au neutre
7. Manche Faire une ressource souple
8. Ramener l'avion en palier. Ne pas dépasser la VNE.

3.7 AUTRES SITUATIONS D'URGENCE

3.7.1 GIVRAGE

Vol involontaire en zone givrante

1. Quitter la zone givrante(en changeant d'altitude ou en changeant de direction pour retrouver une température extérieure plus élevée).
2. Réchauffage Pitot ON
3. Chauffage cabine ON
4. Levier d'aération Dégivrage
5. Régime hélice (RPM)..... Augmenter pour éviter la formation de glace sur les pales.
6. Alternate Air OPEN
7. Fenêtre(s) de mauvais temps Ouvrir si nécessaire

ATTENTION

Le givrage augmente la vitesse de décrochage! Si nécessaire, pour raison de sécurité, le régime moteur peut être augmenté jusqu'à 2700 RPM sans limite de temps.

8. Contrôle Avertir en cas d'urgence.

ATTENTION

Si le dégivrage Pitot est en panne et une vanne statique de secours est installée :

Vanne statique de secours... Ouvrir

Fenêtre(s) de mauvais

temps..... Fermer

3.7.2 PANNE ELECTRIQUE

a) Panne électrique totale

En raison d'une très bonne conception mécanique et des inspections effectuées lors des visites d'entretien périodiques, une panne électrique totale est très peu probable. Si néanmoins, une panne électrique totale survenait, les disjoncteurs appropriés devront être vérifiés, tirés et réenclenchés. S'il n'y a pas de résultat :

- Mettre le contacteur de secours (si installé) sur ON
- En cas de nécessité, utiliser l'éclairage du tableau de bord pour éclairer les instruments, les manettes, les contacteurs, etc.
- Régler la puissance avec la position des manettes et le bruit du moteur
- Préparer un atterrissage avec les volets dans leur position actuelle
- Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche

b) Panne d'alternateur

Une panne d'alternateur est indiquée par le voyant d'alarme (ALT ou ALTERNATOR) allumé en continu ou clignotant sur le panneau d'alarme et l'ampèremètre clignotant sur le bloc d'instruments moteur VM 1000.

1. DisjoncteursVérifier s'ils sont tous enclenchés, puis passer au point n°2.
2. Servitudes électriques.....Couper tous les équipements qui ne sont pas essentiels.
3. Voltmètre.....Vérifier régulièrement

ATTENTION

Les équipements et systèmes qui ne sont pas essentiels pour une utilisation sûre de l'avion et un atterrissage en sécurité peuvent être coupés avec le contacteur du bus essentiel (si installé). Quand le contacteur du bus essentiel (ESS. BUS) est sur ON seuls les éléments suivants sont alimentés :

- NAV/COM 1
- Transpondeur (XPDR)
- Eclairage du tableau de bord
- Horizon artificiel
- Instruments moteur VM 1000
- Panneau d'alarmes
- GPS (si installé)
- Phare d'atterrissage
- Réchauffage Pitot
- Volets

Ces équipements peuvent être alimentés pendant au moins 30 minutes par la batterie. Un usage économique, en particulier du réchauffage Pitot, et la coupure des équipements non essentiels augmente la disponibilité des autres équipements. Pendant les 30 minutes de vol l'avion peut rejoindre un aérodrome approprié.

Au cas où la capacité de la batterie ne serait pas suffisante pour permettre de rejoindre un aérodrome approprié, une batterie de secours est installée sur le DA 40 IFR. Elle sert d'alimentation supplémentaire à l'horizon artificiel et à l'éclairage du tableau de bord. Cette batterie est mise en fonction avec le contacteur de secours. Elle a une autonomie d'une heure et demie quand l'éclairage du tableau de bord est allumé.

c) Panne de démarreur

Si le démarreur ne se désengage pas du moteur après la mise en route (le voyant d'alarme du démarreur "START" reste allumé ou clignote après la mise en route du moteur) :

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE
2. Manette de richesse PLEIN PAUVRE/LEAN
3. Contacteur d'allumage..... OFF
4. Contact général (BAT)..... OFF

Annuler le vol.

d) Surtension

Si la tension indiquée est dans l'arc rouge supérieur (au-dessus de 32 volts):

1. ESS. BUSON si installé
2. Contact général (ALT)OFF

AVERTISSEMENT

Laisser le contact général (BAT) sur ON.

3. Equipement non essentiel
en particulier réchauffage Pitot.....Couper
4. Atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche.

3.7.3 PRESENCE SUPPOSEE DE MONOXYDE DE CARBONE DANS LA CABINE

Le monoxyde de carbone (CO) est un gaz qui se forme pendant la combustion. C'est un poison inodore. Une odeur de gaz d'échappement permet cependant de le détecter. Une forte concentration de monoxyde de carbone dans un espace fermé peut être mortelle. La présence de monoxyde de carbone ne peut être due qu'à un défaut. Si vous sentez une odeur de gaz d'échappement dans la cabine, les mesures suivantes doivent être prises :

1. Chauffage cabineARRET
2. Ventilation..... Ouvrir
3. Fenêtre(s) de mauvais temps Ouvrir
4. Verrière avant Ouvrir

ATTENTION

En cas de présence supposée de monoxyde de carbone dans la cabine, la verrière avant peut être déverrouillée en vol et ouverte partiellement pour améliorer la ventilation. La verrière peut rester entrouverte dans cette position. Les caractéristiques de vol ne sont pas altérées de manière significative.

3.7.4 VOYANT D'ALARME "DOORS" ALLUME

1. Vitesse..... Réduire
2. Verrière Vérifier visuellement la fermeture
3. Porte arrière..... Vérifier visuellement la fermeture

AVERTISSEMENT

Ne jamais ouvrir la porte arrière en vol. Elle s'arracherait immédiatement.

4. S'il est impossible de reverrouiller la verrière ou la porte arrière, atterrir sur l'aérodrome approprié le plus proche.

3.7.5 ISSUE DE SECOURS

Si l'avion se retourne au sol il est possible de l'évacuer par la porte arrière. Pour cela larguer la charnière avant de la porte arrière suivant la plaquette placée à côté.

Page laissée blanche intentionnellement

SECTION 4A

PROCEDURES NORMALES

	Pages
4A.1 INTRODUCTION	4A-2
4A.2 VITESSES EN PROCEDURES NORMALES	4A-2
4A.3 CHECK-LISTS EN PROCEDURES NORMALES	
4A.3.1 VISITE PREVOL.....	4A-3
4A.3.2 AVANT LA MISE EN ROUTE DU MOTEUR	4A-10
4A.3.3 MISE EN ROUTE DU MOTEUR.....	4A-11
4A.3.4 AVANT LE ROULAGE	4A-17
4A.3.5 ROULAGE.....	4A-18
4A.3.6 AVANT LE DECOLLAGE.....	4A-20
4A.3.7 DECOLLAGE	4A-22
4A.3.8 MONTEE	4A-24
4A.3.9 CROISIERE	4A-25
4A.3.10 REGLAGE DE LA RICHESSE	4A-26
4A.3.11 DESCENTE	4A-28
4A.3.12 APPROCHE.....	4A-29
4A.3.13 REMISE DE GAZ.....	4A-30
4A.3.14 APRES L'ATTERRISSAGE.....	4A-31
4A.3.15 ARRET DU MOTEUR.....	4A-31
4A.3.16 VERIFICATIONS APRES VOL.....	4A-32
4A.3.17 VOL SOUS LA PLUIE	4A-33
4A.3.18 AVITAILLEMENT	4A-33
4A.3.19 VOL A HAUTE ALTITUDE.....	4A-33

4A.1. INTRODUCTION

La section 4 contient les check-lists et une description détaillée des procédures normales.

4A.2. VITESSES EN PROCEDURES NORMALES

Vitesse	Masse	850 kg	1000 kg	1150 kg
Vitesse de montée au décollage (Vitesse de meilleur taux de montée v_y) (volets T/O)		54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS
Vitesse de montée (volets UP)		60 KIAS	68 KIAS	73 KIAS
Vitesse d'approche pour un atterrissage normal (Volets LDG)		58 KIAS	63 KIAS	71 KIAS
Vitesse minimum pour un touché-décollé (volets T/O)		54 KIAS	60 KIAS	66 KIAS

4A.3 CHECK-LISTS EN PROCEDURES NORMALES

4A.3.1 VISITE PREVOL

I. Vérification cabine

- a) Météo, navigation, masse et centrage.....Préparation terminée
- b) Documents de l'avion..... Complets, à jour et à bord
- c) Clef de contact.....Retirée
- d) Verrière avant et porte arrière..... Propre, bon état, vérifier le fonctionnement du verrouillage
- e) Tous les équipements électriques.....Coupés (OFF)
- f) Disjoncteurs..... Vérifier enclenchés(si un disjoncteur est déclenché, identifier la cause).
- g) Manettes de commande GMP..... Vérifier l'état, l'absence de point dur et la course des 3 manettes.
- h) Manette des gaz.....RALENTI/IDLE
- i) Manette de richesse.....PAUVRE/LEAN.
-j) Manette de RPM (pas)PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM
- k) Contact général (BAT).....ON
- l) Panneau d'alarme.....Vérifier le fonctionnement (voir section 7.11)
- m) Quantité de carburant.....Vérifier avec la jauge manuelle

REMARQUE

Réservoirs standard

Suivant le type de jaugeurs installés la quantité maximale indiquée peut être de 15 ou 17 US gal (voir section 7.10). Quand la quantité maximum est indiquée, la quantité exacte de carburant doit être déterminée avec la jauge manuelle. Si cette mesure n'est pas effectuée la quantité de carburant disponible devant être prise en compte pour le vol est la quantité indiquée.

Réservoirs Long Range

A 16 US gal indiqués la quantité de carburant dans le réservoir auxiliaire peut être déterminée en mettant le sélecteur AUX FUEL QTY sur la position RH ou LH. La quantité de carburant du réservoir auxiliaire doit être ajoutée aux 16 US gal.

Une quantité de carburant inférieure à 3 US gal dans le réservoir auxiliaire ne peut pas être indiquée. Dans ce cas, la quantité exacte de carburant doit être déterminée avec la jauge manuelle (voir section 7.10 CIRCUIT CARBURANT)

ATTENTION

Réservoirs Long Range

La quantité correcte carburant est affichée 2 minutes après activation du sélecteur.

- n) Feux de position, feux à éclat (ACL)Vérifier
- o) Contact général (BAT).....OFF
- p) Objets libresVérifier
- q) Commandes de vol et compensateurDébattement libre et dans le bon sens.
- r) BagagesRangés et attachés

II Vérification extérieure

ATTENTION

L'inspection visuelle doit permettre de détecter un défaut, une fissure, un délaminage, un jeu excessif, une pièce desserrée ou un mauvais montage. Vérifier le débattement complet de toutes les gouvernes.

ATTENTION

Par basse température l'avion doit être complètement débarrassé de la glace, de la neige ou d'accumulation similaire. Voir à la section 8.6 LIQUIDES DE DEGIVRAGE les liquides de dégivrage approuvés.

ATTENTION

Avant le vol retirer le dispositif de blocage des gouvernes, le cache Pitot, la barre de remorquage, etc...

1. Train principal gauche

- a) Jambe de train..... Inspection visuelle
- b) Carénage de jambe de train Inspection visuelle
- c) Carénage de roue Inspection visuelle
- d) Pression du pneu (2.5 bar/36psi) Vérifier
- e) Usure du pneu Vérifier
- f) Pneu, roue, frein..... Inspection visuelle
- g) Tuyauterie de frein Vérifier l'absence de fuite
- h) Repère de glissement Inspection visuelle
- i) Cales de roue Retirer

2. Aile gauche

- a) Surface complète de l'aile..... Inspection visuelle
- b) Marchepied..... Inspection visuelle
- c) Entrée d'air à l'intrados..... Inspection visuelle
- d) Trappes de visite Rechercher les traces de carburant (si le réservoir est plein, du carburant peut déborder par la mise à l'air libre)
- e) Purge du réservoir..... Purger, vérifier l'absence d'eau et d'impuretés.
- f) Avertisseur de décrochage..... Vérifier (aspirer par l'orifice)
- g) Orifice de remplissage des réservoirs..... Inspection visuelle. La quantité de carburant doit correspondre à l'indication des jauges.
- h) Barrettes (2) de décrochage sur les ailes..... Inspection visuelle
- i) Prise Pitot-statique Propre, orifices débouchés
- j) Phares d'atterrissage et de roulage..... Inspection visuelle

- k) Saumon d'aile..... Inspection visuelle
- l) Feux de position et à éclats..... Inspection visuelle
- m) Anneau d'arrimage Vérifier, non bouché
- n) Aileron et commande Inspection visuelle
- o) Charnières d'aileron et goupilles Inspection visuelle
- p) Objet étranger dans le logement Inspection visuelle (pas d'objet de la pelle d'aileron)
- q) Volet et commande Inspection visuelle
- r) Charnières de volet et goupilles..... Inspection visuelle

3. Côté gauche du fuselage

- a) ..Verrière..... Inspection visuelle
- b) ..Porte arrière Inspection visuelle
- c)...Revêtement du fuselage Inspection visuelle
- d) ..Antennes Inspection visuelle

4. Empennage:

- a) Plans fixes et gouvernes Inspection visuelle
- b) Charnières..... Inspection visuelle
- c) Compensateur de profondeur Inspection visuelle, vérifier le freinage des rotules et des manchons
- d) Compensateur de direction Inspection visuelle
- e) Point d'arrimage Vérifier, non bouché
- f) Patin de queue et étambot Inspection visuelle
- g) Crochet de remorquage, si monté Inspection visuelle

5. Côté droit du fuselage:

- a) Revêtement du fuselage..... Inspection visuelle
- b) Fenêtre Inspection visuelle
- c) Verrière, côté droit..... Inspection visuelle

6. Aile droite:

- a) Volet et commandes.....Inspection visuelle
- b) Charnières de volet et goupilles.....Inspection visuelle
- c) Aileron et commande.....Inspection visuelle
- d) Charnières d'aileron et goupilles.....Inspection visuelle
- e) Objet étranger dans le logement Inspection visuelle (pas d'objet de la pelle d'aileron)
- f) Saumon d'aile..... Inspection visuelle
- g) Feu de position et feu à éclats Inspection visuelle
- h) Point d'arrimage..... Vérifier, non bouché
- i) Surface complète de l'aile..... Inspection visuelle
- j) Barrettes (2) de décrochage sur les ailes.... Inspection visuelle
- k) Orifice de remplissage des réservoirs..... Inspection visuelle, la quantité de carburant doit correspondre à l'indication des jauges.
- l) Trappes de visite à l'intrados..... Vérifier s'il y a des traces de carburant (si le réservoir est plein, du carburant peut déborder par la mise à l'air libre du réservoir
- m) Purge du réservoir..... Purger une petite quantité de carburant, vérifier qu'il n'y a pas d'eau et d'impuretés.
- n) Marchepied..... Inspection visuelle

7. Train principal droit:

- a) Jambe de train..... Inspection visuelle
- b) Carénage de jambe de train Inspection visuelle
- c) Carénage de roue Inspection visuelle
- d) Pression du pneu (2.5 bars/36 psi) Vérifier
- e) Usure, profondeur des sculptures Vérifier
- f) Pneu, roue, frein..... Vérifier
- g) Canalisation de frein..... Pas de fuite
- h) Repère de glissement Inspection visuelle
- i) Cales de roue Retirer

8. Partie avant du fuselage:

- a) Niveau d'huile..... Vérifier le niveau sur la jauge :
minimum 4 qts en VFR
minimum 6 qts en IFR
- b) Capotages Inspection visuelle
- c) 3 entrées d'air..... Propres
- d) Hélice Inspection visuelle.
Jeu des pales:3 mm maximum
Jeu angulaire des pales : 2°
maximum

AVERTISSEMENT

Ne jamais tourner l'hélice à la main avec le contacteur d'allumage sur R, L ou BOTH. Risque de graves blessures.

- e) Cône d'hélice et vis Inspection visuelle

- f) Train avant.....Inspection visuelle
- g) Roue et pneu.....Inspection visuelle, vérifier
- h) Repère de glissement Inspection visuelle
- i) Carénage de jambe de train avant Inspection visuelle
(si monté)
- j) Point d'amarrage du train avant (si monté) Vérifier, propre
- k) Usure, profondeur des sculptures.....Vérifier
- l) Carénage de roue.....Inspection visuelle
- m) Barre de remorquage.....Retirer
- n) Pression du pneu (2.0 bars/29 psi).....Vérifier
- o) Cales de roue Retirer
- p) Echappement Inspection visuelle
- q) Prises d'air avant cabine (si installées)..... propres
- r) Déflecteur d'entrée d'air de ventilation Inspection visuelle
(si installé)

AVERTISSEMENT

L'échappement peut provoquer des brûlures quand il est très chaud.

Sous le fuselage :

- s) Antennes (si montées)..... Inspection visuelle
- t) Décanteur de carburant..... Purger une petite quantité de carburant, vérifier qu'il n'y a pas d'eau et d'impuretés.
- u) Mises à l'air libre..... Non bouchées
- v) Dessous du fuselage..... Vérifier qu'il n'est pas trop sali, particulièrement par de l'huile, du carburant et d'autres liquides.

4A.3.2 AVANT LA MISE EN ROUTE DU MOTEUR

1. Visite prévol Effectuée
2. Palonniers Ajuster et verrouiller
3. Passagers Informés
4. Ceintures de sécurité Attachées
5. Bagages Vérifier, arrimés
6. Porte arrière Fermée et verrouillée
7. Serrure de la porte arrière (si installée) Non fermée à clé, clé retirée

ATTENTION

Lors de la fermeture de la verrière, le pilote doit s'assurer que rien ne se bloque entre la verrière et le cadre de verrière, par exemple une ceinture, un vêtement, etc. **NE PAS FORCER** en actionnant le levier de verrouillage.

Appuyer si nécessaire légèrement sur le cadre de verrière pour faciliter le verrouillage.

8. Verrière avant Position 1 ou 2 ("aération")
9. Serrure de la porte avant (si installée) Non fermée à clé, clé retirée
10. Frein de parking Serré
11. Commandes de vol Libres et débattement total.
12. Compensateur Position T/O
13. Manette des gaz RALENTI/IDLE
14. Manette de pas d'hélice PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM
15. Manette de richesse PAUVRE/LEAN
16. Friction des manettes Régulée

- 17. Alternate air OFF
- 18. Vanne statique de secours OFF
- 19. Contact avionique OFF
- 20. Contacteur ESS. BUS (si installé) OFF (si installé)

ATTENTION

Quand le contacteur ESS. BUS est sur ON, la batterie n'est pas rechargée pas si le bypass du relais d'interconnexion des barres bus (OAM 40-126 n'est pas installé) .

- 21. Contact général (BAT)..... ON
- 22. Panneau d'alarmes..... Tester (voir section 7.11)
- 23. Sélecteur de réservoir..... Sur le réservoir le plus plein

AVERTISSEMENT

Ne jamais tourner l'hélice à la main avec le contacteur d'allumage sur L, R ou BOTH. Risque de graves blessures.

Ne jamais démarrer le moteur à la main.

4A.3.3 MISE EN ROUTE DU MOTEUR

a) Moteur froid

1. Feux à éclats (ACL).....ON
2. Pompe électrique.....ON. Ecouter le bruit de
fonctionnement de la pompe.
3. Manette des gaz 3 cm en avant
4. Manette de richesse.....RICHE/RICH pendant 3 à 5
secondes puis PAUVRE/LEAN.
5. Manette des gaz 1 cm

AVERTISSEMENT

Avant la mise en route du moteur le pilote doit s'assurer que le champ de l'hélice est dégagé et que personne ne va être mis en danger.

ATTENTION

Ne pas surchauffer le démarreur. Ne pas utiliser le démarreur plus de 10 secondes. Après utilisation du démarreur, le laisser refroidir 20 secondes. Après 6 tentatives de mise en route, laisser le démarreur refroidir pendant 30 minutes.

ATTENTION

L'utilisation d'un système de préchauffage externe et d'un groupe de parc est recommandé autant que possible, en particulier par températures inférieure à 0° C, pour réduire l'usure et une sollicitation excessive du moteur et du circuit électrique. Le préchauffage fluidifiera l'huile qui peut être gelée dans le radiateur d'huile. Après avoir laissé chauffer le moteur pendant 2 à 5 minutes (suivant la température extérieure) à 1500 RPM, le moteur est prêt pour le décollage s'il accélère sans à-coup et si la pression d'huile est normale et stable.

6. Contacteur d'allumage Actionner le démarreur (START)

Quand le moteur démarre :

7. Manette de richesse..... Ramener rapidement la manette sur RICHE/RICH
8. Pression d'huile Dans l'arc vert en 15 secondes.
9. Pompe électrique..... OFF

AVERTISSEMENT

Si la pression d'huile ne monte pas dans l'arc vert dans les 15 secondes après la mise en route, COUPER LE MOTEUR et rechercher la panne.

10. Contact général (ALT) ON
11. Ampèremètre Vérifier
12. Pression carburant..... Vérifier (14 psi à 35 psi)
13. Panneau d'alarmes..... Vérifier

b) Moteur chaud

1. Feux à éclats (ACL).....ON
2. Pompe électrique..... ON. Ecouter le fonctionnement de la pompe.
3. Manette des gaz 3 cm
4. Manette de richesse.....RICHE/RICH pendant 1 à 3 secondes puis PAUVRE/LEAN.

AVERTISSEMENT

Avant la mise en route du moteur le pilote doit s'assurer que le champ de l'hélice est dégagé et que personne ne va être mis en danger.

ATTENTION

Ne pas surchauffer le démarreur. Ne pas utiliser le démarreur plus de 10 secondes. Après utilisation du démarreur, le laisser refroidir 20 secondes. Après 6 tentatives de mise en route, laisser le démarreur refroidir pendant 30 minutes.

5. Contacteur d'allumage.....Actionner le démarreur (START)

Quand le moteur démarre :

6. Manette de richesse..... Ramener rapidement la manette sur RICHE/RICH.
7. Pression d'huile..... Dans l'arc vert en 15 secondes

AVERTISSEMENT

Si la pression d'huile n'est montée pas dans l'arc vert 15 secondes après la mise en route, COUPER LE MOTEUR et rechercher la panne.

8. Pompe électrique..... OFF
9. Contact général (ALT) ON
10. Ampèremètre Vérifier
11. Pression carburant..... Vérifier (14 psi à 35 psi)
12. Panneau d'alarmes Vérifier

c) Le moteur ne démarre pas après le gavage ("moteur noyé")

1. Feux à éclats(ACL).....ON
2. Pompe électrique..... OFF
3. Manette de richesse.....PAUVRE/LEAN
4. Manette des gaz A mi-course

AVERTISSEMENT

Avant la mise en route du moteur le pilote doit s'assurer que le champ de l'hélice est dégagé et que personne ne va être mis en danger.

ATTENTION

Ne pas surchauffer le démarreur. Ne pas utiliser le démarreur plus de 10 secondes. Après utilisation du démarreur, le laisser refroidir 20 secondes. Après 6 tentatives de mise en route, laisser le démarreur refroidir pendant 30 minutes.

5. Contacteur d'allumage.....Actionner le démarreur (START)
- 6 Manette des gaz Ramener la manette vers RALENTI/IDLE dès que le moteur démarre.

Quand le moteur démarre

7. Manette de richesse..... Mettre rapidement sur PLEIN RICHE.
8. Pression d'huile Dans l'arc vert en 15 secondes

AVERTISSEMENT

Si la pression d'huile n'est pas montée dans l'arc vert 15 secondes après la mise en route, COUPER LE MOTEUR et rechercher la panne.

9. Contact général (ALT) ON
10. Ampèremètre Vérifier
11. Pression de carburant..... Vérifier (14 psi à 35 psi)
12. Panneau d'alarmes Vérifier.

4A.3.4 AVANT LE ROULAGE

1. Contact avionique..... ON
- 2... Servitudes électriques ON à la demande
3. Volets..... UP- T/O – LDG - T/O
Vérifier l'indicateur et visuellement
4. Instruments de vol et avionique..... Régler, tester à la demande
5. Eclairage du tableau de bord..... ON à la demande
6. Ampèremètre..... Vérifier, si besoin augmenter le régime moteur
7. Sélecteur de réservoir..... Changer de réservoir pour vérifier que le moteur fonctionne aussi sur l'autre réservoir (au moins 1 minute à 1500 RPM)
8. Réchauffage Pitot ON. Vérifier que l'ampèremètre indique une charge plus forte
9. Réchauffage Pitot OFF s'il n'est pas nécessaire
10. Feux à éclats..... ON à la demande
11. Feux de position, phares d'atterrissage et de roulage ON à la demande

ATTENTION

Pendant le roulage à proximité d'autres avions ou pendant un vol de nuit dans un nuage, du brouillard ou de la brume, les feux à éclats doivent être coupés. Les feux de position doivent toujours être allumés pendant les vols de nuit.

12. Ralenti..... Vérifier 600 à 800 RPM

4A.3.5 ROULAGE

1. Frein de parking Desserrer
2. Freins Essayer
3. Instruments de vol et avionique
(spécialement conservateur de cap et
indicateur de virage et de dérapage Vérifier la justesse des indications

ATTENTION

Si la surface de roulage est en mauvais état, adopter le régime moteur le plus bas possible pour éviter d'endommager l'hélice avec des pierres ou autres objets.

ATTENTION

Une utilisation prolongée au sol ou une température extérieure élevée peuvent provoquer du "vapor lock" qui se reconnaît ainsi :

- ralenti et débit carburant (fuel flow) irréguliers
- variation lente du régime moteur en actionnant la manette des gaz
- arrêt du moteur avec la manette des gaz sur RALENTI/IDLE

Actions correctives :

1. Afficher 1800 à 2000 RPM pendant 1 à 2 minutes ou jusqu'à ce que le régime moteur se stabilise. La température d'huile et la température des culasses doivent rester dans les limites.
2. Mettre la manette des gaz sur RALENTI/IDLE pour vérifier la régularité du ralenti.
3. Afficher 1200 RPM et régler la richesse pour le roulage, c'est-à-dire régler la richesse pour obtenir le régime le plus élevé.
4. Juste avant de décollage régler la richesse pour le décollage, mettre plein gaz pendant 10 secondes.

REMARQUE

Le vapor lock peut être évité avec un régime moteur de 1800 RPM ou plus ce qui diminue la température du carburant.

4A.3.6 AVANT LE DECOLLAGE

ATTENTION

Avant le décollage, le moteur doit fonctionner sur chaque réservoir au moins 1 minute à 1500 RPM

1. Positionner l'avion si possible face au vent
2. Frein de parking..... Serrer
3. Ceintures de sécurité..... Attachées
4. Porte arrière..... Vérifier fermée et verrouillée
5. Verrière avant Fermée et verrouillée

ATTENTION

Lors de la fermeture de la verrière, le pilote doit s'assurer que rien ne se bloque entre la verrière et le cadre de verrière, par exemple une ceinture, un vêtement, etc. NE PAS FORCER en actionnant le levier de verrouillage.

Appuyer si nécessaire légèrement sur le cadre de verrière pour faciliter le verrouillage.

6. Voyant de verrière/porte (DOOR ou DOORS)..... Vérifier
7. Sélecteur de réservoir..... Sur le réservoir le plus plein
8. Instruments moteur..... Dans l'arc vert
9. Disjoncteurs Enclenchés

10. Indicateur de pression de carburant Vérifier (environ 15 – 25 psi)
 11. Pompe électrique..... ON
 12. Manette de richesse.....RICHE/RICH (au-dessous de 5000 ft)

REMARQUE

A une altitude densité de 5000 ft ou supérieure ou bien avec une température extérieure élevée, un réglage de la richesse sur RICHE/RICH peut provoquer des ratés moteur ou une perte de puissance. La richesse doit être réglée jusqu'à ce que le moteur tourne rond.

13. Volets.....Vérifier T/O
 14. Compensateur Vérifier T/O
 15. Commandes de vol..... Débattement libre et dans le bon sens.
 16. Manette des gaz 2000 RPM
 17. Manette de pas d'hélice..... Tirer pour faire chuter le régime de 250 à 500 RPM. Revenir sur PLEIN PETIT PAS/ HIGH RPM. Répéter 3 fois.
 18. Vérification des magnétos..... L – BOTH – R – BOTH.
 Chute 175 RPM maximum
 Différence entre L et R : 50 RPM
 Si le boîtier d'allumage LASAR est installé le témoin IGNITION doit s'allumer et s'éteindre après 20 à 30 secondes.

ATTENTION

Si le régime ne chute pas, cela peut provenir d'une mauvaise de masse ou d'un mauvais réglage des magnétos. En cas de doute, la vérification des magnétos doit être refaite avec un réglage de richesse plus pauvre de manière à confirmer le problème. Même en fonctionnant sur une seule magnéto le moteur ne doit pas tourner irrégulièrement.

- 19. Manette des gaz RALENTI/IDLE
- 20. Frein de parking Relâcher
- 21. Alternate Air Vérifier CLOSED
- 22. Phare d'atterrissage ON si nécessaire
- 23. Réchauffage Pitot ON à la demande

4A.3.7 DECOLLAGE

Procédure de décollage normal

1. Transpondeur ON/ALT
2. Manette de pas d'hélice Vérifier PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM
3. Manette des gaz PUISS. MAX/MAX PWR progressivement

AVERTISSEMENT

La pleine puissance du moteur doit être vérifiée rapidement pendant la procédure de décollage afin d'effectuer un arrêt décollage si nécessaire.

Un régime moteur irrégulier, une montée lente du régime ou l'impossibilité d'obtenir le régime de décollage (2680 \pm 20 RPM) sont des raisons d'interrompre le décollage. Si l'huile moteur est froide, une pression d'huile dans l'arc jaune est autorisée.

4. Profondeur Au neutre
5. Direction Maintenir l'axe

REMARQUE

Par fort vent de travers la tenue de l'axe peut être améliorée en utilisant les freins. Il faut noter cependant que cette méthode augmente la distance de roulement au décollage. Elle ne doit donc être utilisée que de façon exceptionnelle.

6. Rotation VR = 59 KIAS
7. Vitesse 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (au-dessous de 1000 kg)

Au-dessus de l'altitude de sécurité :

- 8. Manette de pas d'hélice 2400 RPM
- 9. Pompe électrique OFF
- 10. Phare d'atterrissage OFF

4A.3.8 MONTEE

Procédure pour le meilleur taux de montée

- 1. Volets T/O
- 2. Vitesse 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)
- 3. Manette de pas d'hélice 2400 RPM
- 4. Manette des gaz PUISS. MAX/MAX PWR
- 5. Manette de richesse RICHE/RICH
- 6. Instruments moteur Dans l'arc vert
- 7. Compensateur A la demande
- 8. Pompe électrique ON à haute altitude

ATTENTION

A haute altitude, si la pompe électrique est sur OFF, il peut y avoir formation de bulles de vapeur dans le circuit carburant. L'indication du débit carburant va être faible de façon intermittente et parfois élevée ensuite.

Montée en croisière

1. Volets.....UP
2. Vitesse..... 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
3. Manette de pas d'hélice..... 2400 RPM
4. Manette des gaz..... PUISS. MAX/MAX PWR
5. Manette de richesse..... RICHE/RICH,
Au-dessus de 5000 ft maintenir
l'EGT constant.
6. Instruments moteur..... Dans l'arc vert
7. Compensateur..... A la demande
8. Pompe électrique..... ON à haute altitude

ATTENTION

A haute altitude, si la pompe électrique est sur OFF, il peut y avoir formation de bulles de vapeur dans le circuit carburant. L'indication du débit carburant va être faible de façon intermittente et parfois élevée ensuite.

4A.3.9 CROISIERE

1. Volets.....UP
2. Manette des gaz Régler en fonction du tableau
de performances
3. Manette de pas d'hélice..... 1800 – 2400 RPM

REMARQUE

Les meilleures combinaisons de pression d'admission et de régime hélice sont indiquées dans la section 5.

REMARQUE

Pour préserver le moteur la température des culasses (CHT) doit être maintenue entre 165°F et 400°F en utilisation continue. Elle ne doit pas dépasser 435°F en croisière rapide.

REMARQUE

En utilisation continue la température d'huile doit être maintenue entre 165°F et 220°F. Elle ne doit pas, si possible, être inférieure à 180°F de façon prolongée afin d'éviter une accumulation de condensation d'eau.

4. Manette de richesse..... Régler suivant la section 4A3.10
REGLAGE DE LA RICHESSE

5. Compensateur A la demande.
6. Sélecteur de réservoir de carburant A la demande
(différence maximum entre les
deux réservoirs 10 US gal pour les
réservoirs standard, 8 US gal pour
les réservoirs Long Rangel)
8. Pompe électrique ON à haute altitude

ATTENTION

A haute altitude, si la pompe électrique est sur OFF, il peut y avoir formation de bulles de vapeur dans le circuit carburant. L'indication du débit carburant va être faible de façon intermittente et parfois élevée ensuite.

REMARQUE

Pour passer d'un réservoir à l'autre, la pompe électrique doit être mise sur ON.

4A.3.10 REGLAGE DE LA RICHESSE

ATTENTION

1. La température maximale des culasses (500°F) ne doit jamais être dépassée.
2. La manette de richesse doit toujours être actionnée lentement.
3. Avant d'augmenter la puissance, la manette de richesse doit être poussée sur RICHE/RICH.
4. Veiller à ce que la température des culasses ne descende pas trop rapidement. La baisse de température ne doit pas dépasser 50° F par minute.

Réglage de la richesse pour la meilleure économie

Le réglage de la richesse pour la meilleure économie ne doit être utilisé que jusqu'à 75 % de la puissance. Pour obtenir la consommation de carburant la plus faible à un réglage de puissance donnée, procéder comme suit : Tirer lentement la manette de richesse vers PAUVRE/LEAN jusqu'à ce que le régime moteur commence à être irrégulier. Puis repousser la manette de richesse vers l'avant juste ce qu'il faut pour que le moteur retrouve un régime régulier. En même temps la température des gaz d'échappement (EGT) doit atteindre son maximum.

La valeur exacte d'EGT est obtenue en appuyant sur le bouton le plus éloigné à gauche du combiné d'instruments moteur VM 1000. Dans le mode "Pauvre" une graduation représente 10°F.

Réglage de la richesse pour la meilleure puissance

La richesse peut être réglée pour des performances maximum à tous les réglages de puissance. Choisir d'abord le réglage richesse de meilleure économie. Puis enrichir jusqu'à ce la température des gaz d'échappement descende d'environ 100°F.

Ce réglage de richesse donne les performances maximum pour une pression d'admission donnée. Il est principalement utilisé pour des réglages de puissance élevés (environ 75%).

4A.3.11 DESCENTE

1. Manette de richesse.....Ajuster lentement en fonction de l'altitude.
2. Manette de pas d'hélice.....1800 – 2400 RPM
3. Manette des gaz.....A la demande.
8. Pompe électrique..... ON à haute altitude

ATTENTION

Après une réduction de lapuissance la température culasse ne doit pas baisser de plus de 50°F par minute. Ceci est normalement garanti par les entrées d'air "adaptatives". Un taux de refroidissement excessif peut cependant arriver si le moteur est très chaud et si les gaz sont réduits brutalement pour une descente rapide. Le voyant de température culasse se met alors à clignoter.

ATTENTION

A haute altitude, si la pompe électrique est sur OFF, il peut y avoir formation de bulles de vapeur dans le circuit carburant. L'indication du débit carburant va être faible de façon intermittente et parfois élevée ensuite.

4A.3.12 APPROCHE

1. Sélecteur de réservoir..... Sur le réservoir le plus plein
2. Pompe électrique..... ON
3. Ceintures de sécurité..... Serrées
4. Vitesse..... Réduire à VFE (108 KIAS) pour sortir les volets.
5. Volets..... T/O
6. Compensateur..... A la demande
7. Phare d'atterrissage..... A la demande

Avant d'atterrir:

8. Manette de richesse..... RICHE/RICH
9. Manette de pas d'hélice..... PLEIN PETIT PAS/HIGH RPM
10. Manette des gaz..... A la demande
11. Vitesse..... Réduire pour sortir les volets (91 KIAS)
12. Volets..... LDG

13. Vitesse d'approche	71 KIAS (1150 kg)
	67 KIAS (1092 kg)
	63 KIAS (1000 kg)
	58 KIAS (850 kg)

ATTENTION

Dans des conditions telles que vent fort, risque de cisaillement de vent ou fortes turbulences la vitesse d'approche doit être majorée.

ATTENTION

Pour les avions dont la masse maximum à l'atterrissage est de 1092 kg, un atterrissage à une masse plus élevée constitue une procédure de secours. Voir sections 2.7 et 4B.6.

4A.3.13 REMISE DE GAZ

1. Manette des gaz PUISS. MAX/MAX PWR
2. Vitesse 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)
3. Volets T/O

Au-dessus de l'altitude de sécurité :

4. Manette de pas d'hélice 2400 RPM
5. Vitesse 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
6. Volets UP
7. Pompe électrique OFF

4A.3.14 APRES L'ATTERRISSAGE

1. Manette des gaz RALENTI/IDLE
2. Freins A la demande
3. Pompe électrique OFF
4. Transpondeur OFF/STBY
5. Réchauffage Pitot OFF
6. Avionique A la demande
7. Phares A la demande
8. Volets UP

4A.3.15 ARRET DU MOTEUR

1. Frein de parking Serrer
2. Instruments moteur Vérifier
3. Contact avionique OFF
4. Servitudes électriques OFF
5. Manette des gaz 1000 RPM
6. Contacteur d'allumage OFF jusqu'à ce que le régime baisse
sensiblement, puis BOTH
immédiatement
7. Manette de richesse PAUVRE/LEAN – Arrêter le moteur
8. Contacteur d'allumage OFF
9. Contact général OFF

4A.3.16 VERIFICATION APRES VOL

1. Contacteur d'allumage..... OFF, enlever la clé
2. Contact général ON
3. Contact avionique ON
4. Balise de détresse Vérifier si activée sur 121,50 MHz
5. Contact avionique OFF
6. Contact général OFF
7. Frein de parking Desserrer, mettre des cales
8. Avion Arrimer s'il reste sans surveillance pendant une longue période.

REMARQUE

Si l'avion n'est pas utilisé pendant plus de 5 jours, la procédure de stationnement prolongé doit être utilisée. Si l'avion n'est pas utilisé pendant plus de 30 jours, la procédure de stockage doit être appliquée. Ces deux procédures sont décrites dans la section 10 du manuel d'entretien (Doc. N°6.02.01).

4A.3.17 VOL SOUS LA PLUIE

REMARQUE

Les performances sont diminuées sous la pluie. Ceci concerne particulièrement la distance de décollage et la vitesse maximum en palier. Les effets sur les caractéristiques de vol sont faibles. Eviter de voler dans une forte pluie en raison de la mauvaise visibilité.

4A.3.18 AVITAILLEMENT

ATTENTION

Avant de ravitailler, l'avion doit être relié à la terre. Les points de connexion sont les parties non peintes (pattes) des marchepieds gauche et droit.

4A.3.19 VOL A HAUTE ALTITUDE

A haute altitude les occupants de l'avion doivent disposer de l'oxygène. Les exigences légales pour l'emport de l'oxygène doivent être respectées.

Voir également la section 2.11 PLAFOND PRATIQUE

SECTION 4B

PROCEDURES DE SECOURS

	Page
4B.1 ATERRISSAGE DE PRECAUTION	4B-2
4B.2 INSTRUMENTS MOTEUR EN DEHORS DE L'ARC VERT.....	4B-4
4B.3 PANNE ELECTRIQUE.....	4B-5
4B.4 DECOLLAGE SUR UNE PISTE COURTE EN HERBE	4B-7
4B.5 PANNE DE VOLETS.....	4B-8
4B.6 ATERRISSAGE A MASSE ELEVEE	4B-9

4B.1 ATERRISSAGE DE PRECAUTION

REMARQUE

Un atterrissage de précaution est nécessaire uniquement en cas de panne de carburant ou de mauvaise météo ou bien encore si la poursuite du vol à la tombée de la nuit risque de mettre en danger l'avion et ses occupants. Le pilote décide seul si un atterrissage de précaution dans un champ est moins risqué que d'atteindre à tout prix l'aérodrome de destination .

REMARQUE

S'il n'y a pas de zone d'atterrissage plate, poser l'avion face à la pente.

1. Choisir une zone propice pour l'atterrissage.
2. Tenir compte du vent
3. Approche: La zone d'atterrissage doit ,si possible, être survolée à une altitude permettant de visualiser les obstacles. La dérive sur chaque branche du circuit permettra d'évaluer la force et la direction du vent.
4. Vitesse..... 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)
5. Contrôle..... Avertir

En approche finale :

6. Volets LDG
7. Ceintures de sécurité Serrer
8. Toucher Avec la vitesse la plus faible possible.

ATTENTION

Si le temps restant le permet, le risque d'incendie en cas de collision avec un obstacle peut être diminué comme indiqué ci dessous :

- Sélecteur de réservoir..... OFF
- Contacteur d'allumage..... OFF
- Contact général..... OFF

4B.2 INSTRUMENTS MOTEUR EN DEHORS DE L'ARC VERT

a) Pression d'huile élevée à la mise en route du moteur par basse température

- Réduire le régime moteur et vérifier à nouveau la pression d'huile à une température d'huile plus élevée.
- Si, malgré la réduction de régime, l'indication de la pression d'huile ne varie pas, l'indicateur est probablement défectueux. Annuler le vol.

b) Pression d'admission élevée

Si l'indication de pression d'admission est franchement au-dessus de l'arc vert, l'indication est erronée. Dans ce cas le réglage de la puissance peut être effectué en répositionnant la manette des gaz. L'avion doit être envoyé en entretien.

c) Température d'huile

L'indication constante d'une température d'huile de 26°F ou 317°F est le signe d'une sonde de température défectueuse. L'avion doit être envoyé en entretien.

d) Températures culasses (CHT) et gaz d'échappement (EGT)

Une indication très basse de CHT ou EGT pour un seul cylindre peut être causée par un capteur desserré. Dans ce cas l'indication indique la température du compartiment moteur. L'avion doit être envoyé en entretien.

4B.3 PANNE ELECTRIQUE

a) Alerte de basse tension (VOLT ou LOW VOLTS)

Cette alarme est activée lorsque la tension normale (28 V) descend au-dessous de 24 volts.

Causes possibles :

- une panne de l'alimentation électrique
- un régime moteur trop bas.

(i) Alerte de basse tension "low voltage" au sol :

1. Régime moteur 1200 RPM
2. Servitudes électriques Couper
3. Ampèremètre.....Vérifier

Si le voyant d'alarme reste allumé et si l'ampèremètre clignote en indiquant zéro :
- annuler le vol.

(ii):Alerte de basse tension "low voltage" en vol :

1. Servitudes électriques.....OFF si non nécessaire
2. Ampèremètre Vérifier

Si le voyant d'alarme reste allumé et si l'ampèremètre clignote en indiquant zéro :
- suivre la procédure de la section 3.7.2 (b).Panne d'alternateur.

(iii) Alarme de basse tension "low voltage" pendant l'atterrissage :

- Suivre (i) après l'atterrissage.

b) Système de gestion électronique de l'allumage

Si le système de gestion électronique de l'allumage (LASAR) est installé mais ne fonctionne pas, un voyant blanc d'état de l'allumage (IGN ou IGNITION) s'allume et le fonctionnement des magnétos devient conventionnel.

Le vol peut être continué normalement. Cependant, la consommation de carburant augmentera légèrement et la mise en route du moteur sera difficile.

4B.4 DECOLLAGE SUR UNE PISTE COURTE EN HERBE

1. Freins.....Serrer
2. Volets..... T/O
3. Manette des gaz..... PUISS. MAX/MAX PWR
4. Manche..... En butée arrière
5. Freins..... Relâcher
- 6 Tenue de l'axe Utiliser la gouverne de direction.

REMARQUE

Par fort vent de travers, la tenue de l'axe peut être améliorée en utilisant les freins. Il faut cependant noter que cette méthode augmente la distance de roulement au décollage. Elle ne doit donc être utilisée que de façon exceptionnelle.

7. Manche Rendre la main doucement dès que la roue avant quitte le sol. Faire décoller l'avion dès que possible et accélérer près du sol.
8. Vitesse 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)
9. Manette de pas d'hélice..... 2400 RPM au dessus de l'altitude de sécurité.
- 10 Volets..... UP au-dessus de l'altitude de sécurité.
11. Pompe électrique..... OFF au-dessus de l'altitude de sécurité.
12. Phare d'atterrissage..... A la demande.

4B.5 PANNE DE VOILETS

Panne du système des volets ou de l'indicateur

- Vérifier la position des volets visuellement.
- Maintenir la vitesse dans l'arc blanc.
- Vérifier toutes les positions du sélecteur de position des volets

Procédure d'approche modifiée suivant le braquage des volets

a) *Seule la position UP est disponible :*

Vitesse..... 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

Effectuer une approche sur un plan faible, utiliser la manette des gaz pour contrôler la vitesse et le taux de chute.

b) *Seule la position T/O est disponible :*

Vitesse 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

Effectuer une approche sur un plan faible, utiliser la manette des gaz pour contrôler la vitesse et le taux de chute.

c) *Seule la position LDG est disponible :*

Effectuer un atterrissage normal.

4B.6 ATERRISSAGE A MASSE ELEVEE

REMARQUE

Cette section concerne uniquement les avions avec une masse maximum à l'atterrissage de 1092 kg. Pour les avions ayant une masse maximum à l'atterrissage de 1150 kg un atterrissage à une masse comprise entre 1092 kg et 1150 kg constitue une procédure normale. Voir sections 2.7 et 4A.3.12

REMARQUE

La masse maximum à l'atterrissage indiquée en section 2 est la masse la plus élevée lors d'un atterrissage au taux de chute maximum. Ce taux de chute a été utilisé dans les calculs de structure pour déterminer les efforts sur le train d'atterrissage pendant un atterrissage particulièrement dur.

Effectuer une approche et un atterrissage comme décrit dans la section 4A, mais maintenir une vitesse plus élevée en finale.

Vitesse 71 KIAS (1150 kg)

AVERTISSEMENT

Le train d'atterrissage peut être endommagé par un atterrissage dur au-dessus de la masse maximale à l'atterrissage

Page laissée blanche intentionnellement

SECTION 5

PERFORMANCES

	Pages
5.1 INTRODUCTION	5-2
5.2 UTILISATION DES TABLEAUX ET DES DIAGRAMMES DE PERFORMANCES	5-2
5.3 TABLEAUX ET DIAGRAMMES DE PERFORMANCES	5-3
5.3.1 CORRECTION DE L'ANEMOMETRE	5-3
5.3.2. TABLEAU DES PERFORMANCES EN CROISIERE	5-4
5.3.3 ALTITUDE PRESSION - ALTITUDE DENSITE	5-7
5.3.4 VITESSES DE DECROCHAGE	5-8
5.3.5 COMPOSANTES DU VENT	5-9
5.3.6 DISTANCE DE DECOLLAGE	5-10
5.3.7 PERFORMANCES EN MONTEE/MONTEE APRES DECOLLAGE	5-13
5.3.8 PERFORMANCES EN MONTEE/MONTEE EN CROISIERE	5-14
5.3.9 VITESSE DE CROISIERE (VITESSE VRAIE TAS)	5-15
5.3.10 DISTANCE D'ATTERRISSAGE - VOILETS LDG	5-16
5.3.11 DISTANCE D'ATTERRISSAGE - VOILETS UP	5-19
5.3.12 PENTE DE MONTEE APRES REMISE DE GAZ	5-22
5.3.13 VALEURS DE BRUIT APPROUVEES	5-22

5.1 INTRODUCTION

Les tableaux et diagrammes des pages suivantes permettent d'une part de visualiser les performances de votre avion et d'autre part de préparer votre vol avec suffisamment de précision. Les valeurs dans les tableaux et les diagrammes ont été déterminées lors des essais en vol en utilisant un aéronef ayant un moteur en bon état de fonctionnement. Les paramètres ont été corrigés aux conditions atmosphériques standard (ISA = 15°C, 1013.25 hPa au niveau de la mer)

Les diagrammes de performances ne prennent pas en compte l'expérience du pilote ou le mauvais état de l'avion. Les performances indiquées sont obtenues si les procédures de ce manuel de vol et le programme d'entretien sont respectés.

Les dégradations des performances sans les carénages de roue sont indiquées en %.

5.2 UTILISATION DES TABLEAUX ET DES DIAGRAMMES DE PERFORMANCES

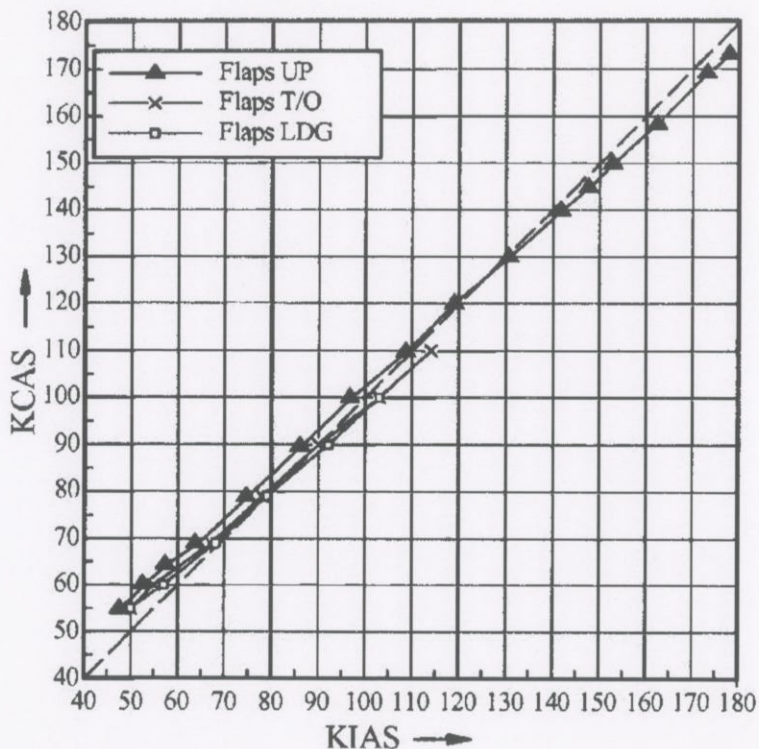
Afin d'illustrer l'influence de différentes variables, les performances sont indiquées sous forme de tableaux et de diagrammes. Ces tableaux contiennent des informations suffisamment précises pour être utilisées pour préparer un vol avec la précision nécessaire à la sécurité.

Si applicable, les dégradations des performances sans les carénages de roue sont indiquées en pourcentage.

Les carénages optionnels des jambes de train principal et/ou de la jambe de train avant n'ont que des effets mineurs sur les performances du DA40. Il n'y a donc pas de changement des tableaux et diagrammes de performances.

5.3. TABLEAUX ET DIAGRAMMES DE PERFORMANCES

5.3.1 CORRECTION DE L'ANEMOMETRE



5.3.2 TABLEAU DES PERFORMANCES EN CROISIERE

REMARQUE

Si les réservoirs Long Range sont installés :

Une quantité inférieure à 3 US gal dans les réservoirs auxiliaires ne peut pas être indiquée. Si la jauge indique 16 US gal et celle du réservoir auxiliaire du même côté indique 0 US gal, il faut prendre 16 US gal pour le calcul de la consommation en vol ou du carburant à emporter.

		Puissance en % de la puissance maximum au décollage						
		45 %				55 %		
	RPM	1800	2000	2200	2400	2000	2200	2400
Fuel Flow [US gal/h]	Meilleure économie	5.8	6	6.3	6.6	7	7.2	7.5
	Meilleure puissance			7.3	7.7		8.5	8.7
ISA	[C°]	Pression d'admission (PA) (inHg)						
MSL	15	22.7	21.3	20.2	19	23.9	22.4	21.2
1000	13	22.4	21.0	19.9	18.7	23.6	22.2	21.0
2000	11	22.1	20.7	19.6	18.4	23.3	21.9	20.7
3000	9	21.8	20.4	19.3	18.2	23.0	21.6	20.4
4000	7	21.5	20.2	19.0	17.9	22.7	21.2	20.1
5000	5	21.2	19.9	18.7	17.6	22.3	20.9	19.8
6000	3	20.9	19.6	18.4	17.4	22.0	20.6	19.5
7000	1	20.5	19.3	18.2	17.1	21.7	20.3	19.3
8000	-1	20.2	19.0	17.9	16.9	21.3	20.0	19.0
9000	-3	19.9	18.7	17.6	16.6	21.1	19.7	18.7
10000	-5	19.6	18.4	17.3	16.3		19.4	18.4
11000	-7	19.3	18.2	17.0	16.1		19.1	18.1
12000	-9	-	17.9	16.7	15.8			17.8
13000	-11		17.6	16.4	15.5			17.6
14000	-13			16.1	15.3			
15000	-15			15.8	15.0			
16000	-17			15.5	14.7			
17000	-19				14.5			

		Puissance en % de la puissance maximum au décollage				
	RPM	65 %			75 %	
Fuel Flow [US gal/h]	Meilleure économie	2000	2200	2400	2200	2400
	Meilleure puissance	-	9.5	9.8	10.7	11
ISA	[C°]	Pression d'admission (PA) (inHg)				
MSL	15	26.8	24.9	23.4	27.3	25.8
1000	13	26.4	24.5	23.2	26.8	25.5
2000	11	26.0	24.2	22.9	26.5	25.2
3000	9	25.7	23.8	22.6	26.1	24.8
4000	7	25.4	23.5	22.3	-	24.5
5000	5	-	23.1	22.0		24.1
6000	3		22.8	21.7		-
7000	1		22.4	21.4		
8000	-1		-	21.0		
9000	-3			20.7		
10000	-5			-		

Les zones grisées sous les régimes (RPM) sont les paramètres recommandés.

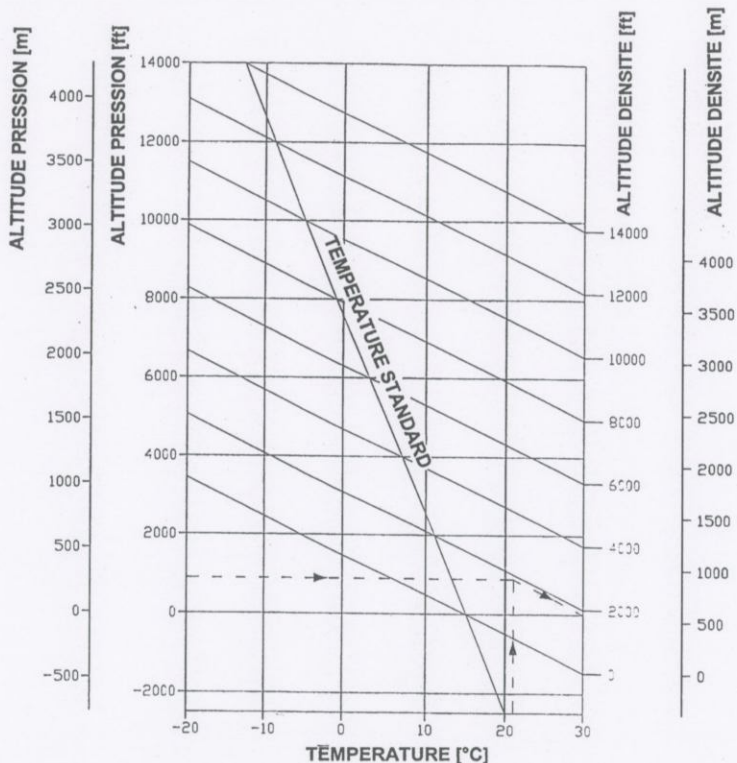
Correction des diagrammes en condition de température non standard

- Pour ISA +15° C les performances diminuent de 3% de la puissance choisie dans le tableau ci-dessus.

- Pour ISA - 15° C les performances augmentent de 3% de la puissance choisie dans le tableau ci-dessus.

5.3.3 ALTITUDE PRESSION – ALTITUDE DENSITE

Tableau de conversion de l'altitude pression à l'altitude densité



Exemple :

1. Caler l'altimètre à 1013,25 hPa et lire l'altitude pression (900ft)
2. Déterminer la température extérieure (+ 21°C)
3. Lire l'altitude densité (1800 ft)

Résultat : Pour le calcul des performances il faut considérer que l'avion se trouve à 1800 ft.

5.3.4 VITESSES DE DECROCHAGE

Masse : 980 kg

Vitesse en KIAS

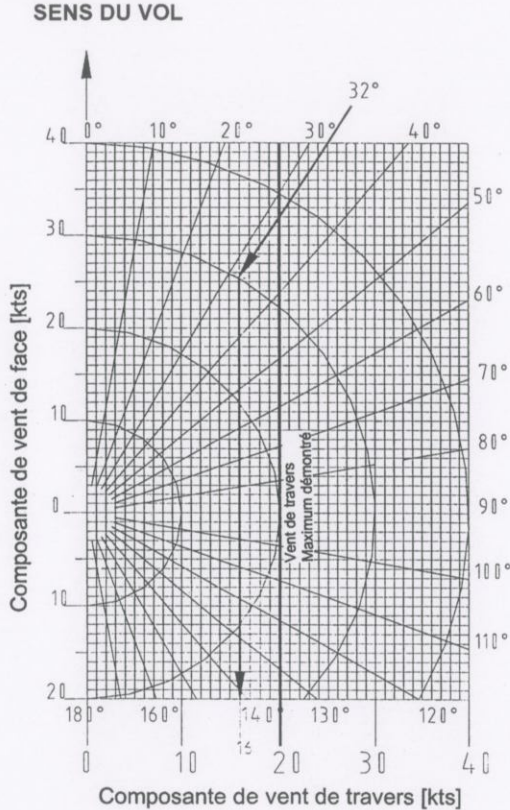
980 kg		Inclinaison			
		0°	30°	45°	60°
VOLETS	UP	47	52	58	73
	T/O	44	51	58	72
	LDG	42	49	57	71

Masse : 1150 kg

Vitesse en KIAS

1150 kg		Inclinaison			
		0°	30°	45°	60°
VOLETS	UP	52	57	66	79
	T/O	51	55	64	78
	LDG	49	55	62	76

5.3.5 COMPOSANTES DU VENT



Exemple : Cap : 360°
 Vent..... : 32°/30 kts
 Résultat : Composante de vent de travers..... : 16 kts
 Vent de travers maximum démontré : : 20 kts

5.3.6 DISTANCE DE DECOLLAGE

- Conditions :
- Manette de puissance : PUISSANCE MAX
 - Manette de pas d'hélice..... : 2700 RPM
 - Volets..... : T/O
 - Vitesse de rotation..... : 59 KIAS environ
 - Vitesse de montée..... : 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (au-dessous de 1000 kg)
 - Piste..... : plate, goudronnée

AVERTISSEMENT

Un mauvais état de l'aéronef, des procédures mal respectées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, cisaillement de vent, piste bosselée, en particulier des touffes d'herbe) peuvent allonger considérablement la distance de roulement au décollage.

ATTENTION

Pour un décollage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance de franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50 ft).

ATTENTION

Les valeurs indiquées dans la REMARQUE suivante sont des valeurs moyennes. Sur sol humide ou sur une piste en herbe mouillée la distance de roulement au décollage peut aller bien au-delà des valeurs ci-dessous. Le pilote doit s'assurer de l'état de la piste pour effectuer un décollage en sécurité.

REMARQUE

La distance de roulement au décollage sur une piste en herbe rase et sèche augmente dans les proportions suivantes par rapport à une piste en dur (valeurs moyennes, voir ATTENTION page précédente) :

- herbe jusqu'à 5 cm : + 10%
- herbe entre 5 et 10 cm : + 15 %
- herbe de plus de 10 cm : au moins + 25%
- herbe de plus de 25 cm : ne pas décoller

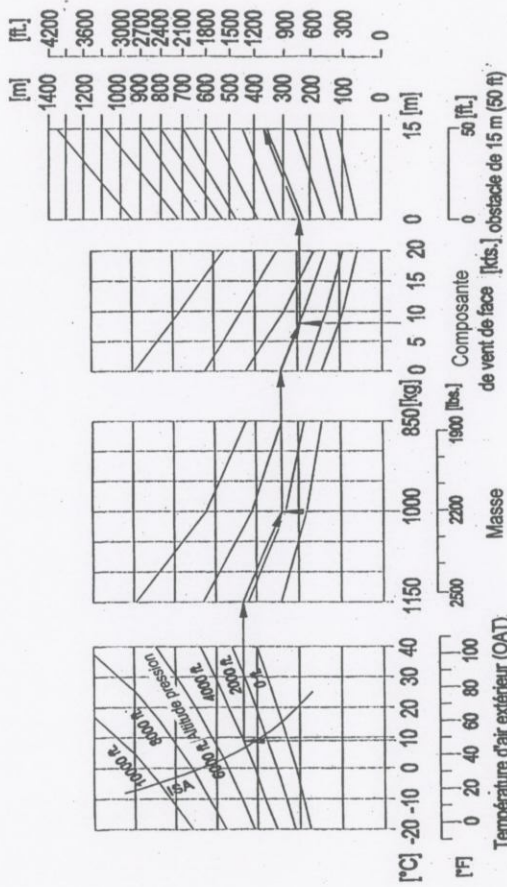
REMARQUE

Sur une piste en herbe mouillée, la distance de roulement au décollage augmente de 10% par rapport à une piste en herbe sèche

REMARQUE

Une pente ascendante de 2% (2 m pour 100 m ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance de décollage d'environ 10%. L'augmentation de la distance de roulement peut être plus importante.

DISTANCE DE DECOLLAGE



Exemple :

Altitude	4000	ft
Pression	8	°C
Température extérieure	1000	kg
Masse	8	kts
Composante de vent de face	15	m
		240	m environ
		370	m environ

Résultat :

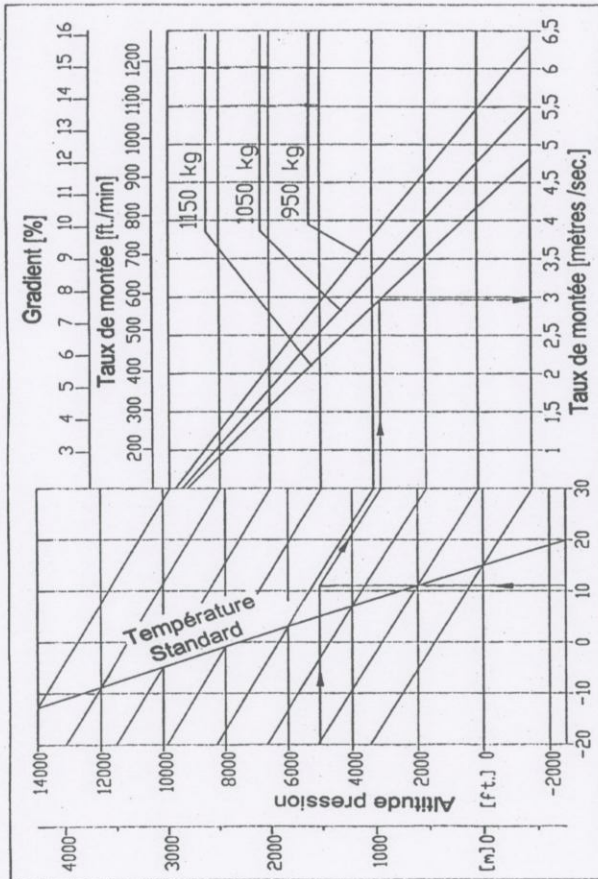
Roulement avant décollage	240	m environ
Distance de décollage avec passage des	370	m environ

5.3.7 PERFORMANCES EN MONTEE, MONTEE APRES DECOLLAGE

Conditions :

Manette des gaz.....: PUISSANCE MAX
Manette de pas d'hélice : 2400 RPM
Volets.....: T/O

Vitesse.....: 66 KIAS (1150 kg)
60 KIAS (1000 kg)
54 KIAS (850 kg)



Résultat :
: 591 ft/min
Taux de montée....

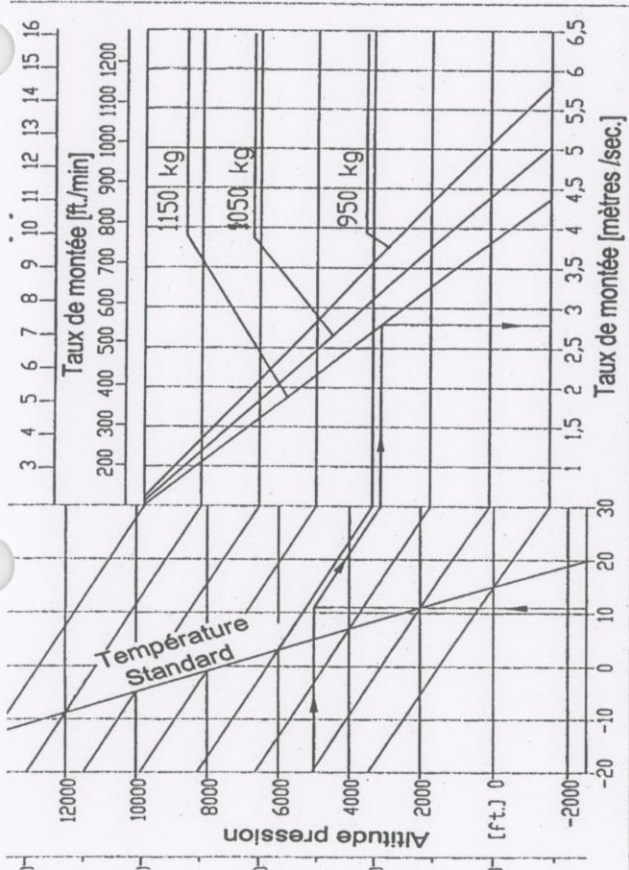
Exemple :
Altitude : 5000 ft
Température : 12 °C
Masse : 1150 kg

5.3.8 PERFORMANCES EN MONTEE, MONTEE EN CROISIERE

Conditions :

Manette des gaz.....: PUISSANCE MAX
Manette de pas d'hélice...: 2400 RPM
Volets.....: UP

Vitesse... : 73 KIAS (1150 kg)
68 KIAS (1000 kg)
60 KIAS (850 kg)

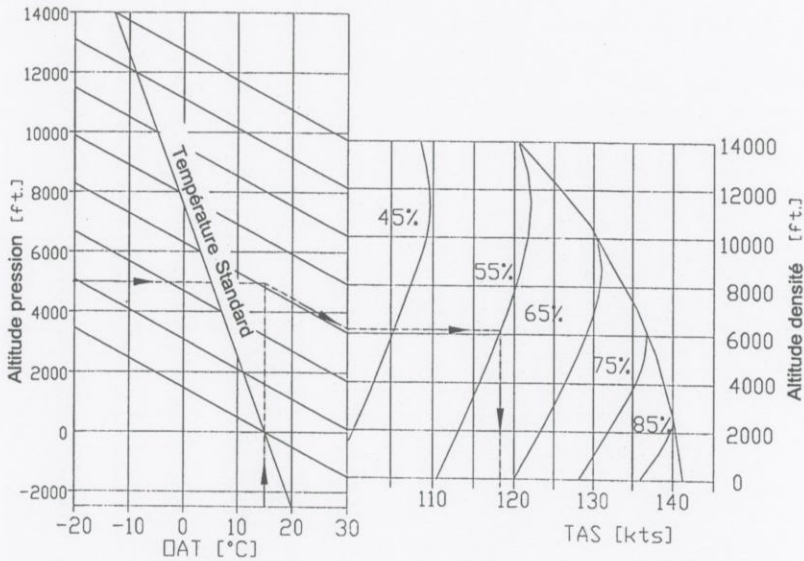


Résultat : 551 ft/min
Taux de montée....

Exemple :
Altitude : 5000 ft
Pression : 12°C
Température : 1150 kg
Masse

5.3.9 VITESSE DE CROISIERE (VITESSE VRAIE TAS)

Diagramme de calcul de la vitesse vraie (TAS) à la puissance choisie



Exemple : Altitude pression : 5000 ft
 Température : +15°C
 Puissance choisie : 55%

Résultat : Vitesse vraie : 118 kts

ATTENTION

Sans les carénages de roues la vitesse de croisière diminue d'environ 5%.

5.3.10 DISTANCE D'ATTERRISSAGE – VOLETS LDG

- Conditions:
- Manette des gaz : RALENTI
 - Manette de pas d'hélice : PLEIN PETIT PAS
 - Volets : LDG
 - Vitesse d'approche : 71 KIAS (1150 kg)
63 KIAS (1000 kg)
58 KIAS (850 kg)
 - Piste : plate, goudronnée

Valeurs pour ISA et MSL à 1150 kg	
Distance d'atterrissage avec franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft)	Environ 638 m
Distance de roulement	Environ 352 m

AVERTISSEMENT

Un mauvais état de l'aéronef, un écart des procédures indiquées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, vent défavorable, etc.) peuvent allonger considérablement la distance d'atterrissage.

ATTENTION

Pour un atterrissage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance d'atterrissage avec franchissement d'un obstacle de 15 m (50 ft).

ATTENTION

Les valeurs indiquées dans la REMARQUE suivante sont des valeurs moyennes. Sur sol humide ou sur une piste en herbe mouillée la distance d'atterrissage peut aller bien au-delà des valeurs ci-dessous. Le pilote doit s'assurer de l'état de la piste pour effectuer un atterrissage en sécurité.

REMARQUE

La distance de roulement à l'atterrissage sur une piste en herbe rase et sèche augmente dans les proportions suivantes par rapport à une piste en dur (valeurs moyennes, voir ATTENTION ci-dessus) :

- herbe jusqu'à 5 cm : + 5%
- herbe entre 5 et 10 cm : + 15%
- herbe de plus de 10 cm : au moins + 25%

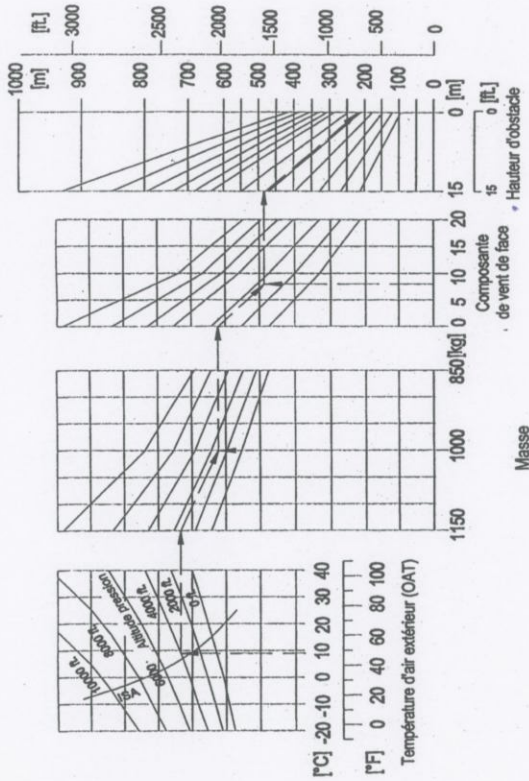
REMARQUE

Sur une piste en herbe mouillée, la distance de roulement à l'atterrissage augmente de 10% par rapport à une piste en herbe sèche

REMARQUE

Une pente descendante de 2% (2 m pour 100 m ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance d'atterrissage d'environ 10%. L'augmentation de la distance de roulement peut être plus importante.

PLANCE D'ATERRISSAGE - VOILETS LDG



Exemple:

Altitude pression 4000 ft
 Température extérieure (OAT) 8°C
 Masse 1000 kg
 Composante de vent de face 8 kts

Résultat:

Roulement après l'atterrissage..... Environ 480 m
 Environ 230 m

5.3.11 DISTANCE D' ATERRISSAGE – VOLETS UP

- Conditions:
- Manette des gaz : RALENTI
 - Manette de pas d'hélice : PLEIN PETIT PAS
 - Volets : UP
 - Vitesse d'approche : 71 KIAS (1150 kg)
63 KIAS (1000 kg)
58 KIAS (850 kg)
 - Piste : plate, goudronnée

Valeurs pour ISA et MSL à 1150 kg	
Distance d'atterrissage avec franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft)	Environ 775 m
Distance de roulement	Environ 471 m

AVERTISSEMENT

Un mauvais état de l'aéronef, un écart des procédures indiquées ainsi que des mauvaises conditions extérieures (pluie, vent de travers, vent défavorable, etc.) peuvent allonger considérablement la distance d'atterrissage.

ATTENTION

Pour un atterrissage en sécurité, la longueur de piste disponible doit être au moins égale à la distance de franchissement d'un obstacle de 15 mètres (50ft).

ATTENTION

Les valeurs indiquées dans la REMARQUE suivante sont des valeurs moyennes. Sur sol humide ou sur une piste en herbe mouillée la distance d'atterrissage peut aller bien au-delà des valeurs ci-dessous. Le pilote doit s'assurer de l'état de la piste pour effectuer un atterrissage en sécurité.

REMARQUE

La distance de roulement à l'atterrissage sur une piste en herbe rase et sèche augmente dans les proportions suivantes par rapport à une piste en dur (valeurs moyennes, voir ATTENTION ci-dessus) :

- herbe jusqu'à 5 cm : + 5%
- herbe entre 5 et 10 cm : + 15%
- herbe de plus de 10 cm : au moins + 25%

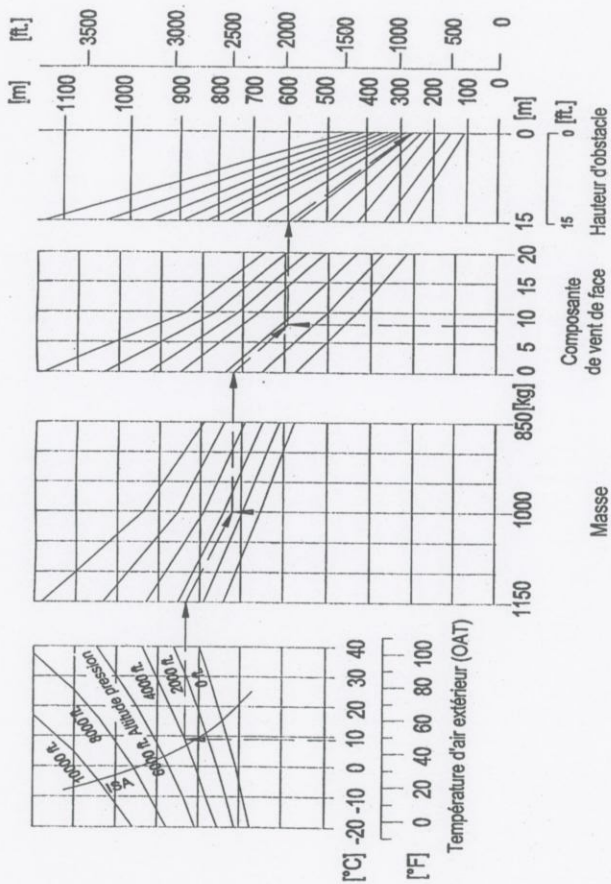
REMARQUE

Sur une piste en herbe mouillée, la distance de roulement à l'atterrissage augmente de 10% par rapport à une piste en herbe sèche

REMARQUE

Une pente descendante de 2% (2 m pour 100 m ou 2 ft pour 100 ft) augmente la distance d'atterrissage d'environ 10%. L'augmentation de la distance de roulement peut être plus importante.

DIST. D'ATERRISSAGE - VOILETS UP



Résultat:

Exemple: pression 4000 ft
 Masse 1000 kg
 face 8 kts
 Résultat: Environ 580 m
 D'atterrissage de après franchissement d'un obstacle de 15 m (50)

5.3.12 PENTE DE MONTEE APRES REMISE DE GAZ

Le DA 40 garde une pente montée constante de 7% dans les conditions suivantes:

- Masse : masse maximum (1150 kg)
- Puissance : décollage
- Volets : LDG
- Vitesse : 70 KIAS
- ISA, MSL

5.3.13 VALEURS DE BRUIT APPROUVEES

ICAO Annexe 16 chapitre 10 : 69,28 dB(A)

JAR- 36 Subpart C : 69.28 dB(A)

SECTION 6

MASSE ET CENTRAGE

	Pages
6.1 INTRODUCTION	6-2
6.2 PLAN DE REFERENCE	6-3
6.3 RELEVÉ DE MASSE ET DE CENTRAGE	6-3
6.4 MASSE EN VOL ET CENTRAGE	6-5
6.4.1 BRAS DE LEVIER	6-9
6.4.2 DIAGRAMME DE CHARGEMENT	6-10
6.4.3 DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE	6-11
6.4.4 PLAGÉ DE CENTRAGE AUTORISÉE	6-13
6.4.5 PLAGÉ DES MOMENTS AUTORISÉE	6-14
6.5 LISTE ET INVENTAIRE DE L'EQUIPEMENT	6-15

6.1. INTRODUCTION

Pour obtenir les performances, les qualités de vol et exploiter le DA40-180 en sécurité il doit être utilisé à l'intérieur de la plage de masse et de centrage .

Le pilote doit respecter les limitations de masse et de centrage et prévoir les modifications engendrées par la consommation de carburant en vol. La plage de centrage autorisée en vol est indiquée dans la section 2.

La procédure de pesée et la méthode de calcul du centrage sont indiquées dans cette section. Une liste complète des équipements approuvés pour cet avion (liste des équipements) et un inventaire de équipement monté lors de la pesée (inventaire de l'équipement) se trouvent en fin de section.

Avant livraison, la masse à vide et le centrage de l'avion sont déterminés. La masse à vide et le centrage correspondant sont inscrits sur le relevé de masse et de centrage de la section 6.3. RELEVÉ DE MASSE ET DE CENTRAGE.

REMARQUE

Après un changement d'équipement, la nouvelle masse à vide et le centrage correspondant doivent être déterminés par calcul ou pesée.

Après une réparation ou une nouvelle peinture, la masse à vide et le centrage correspondant doivent être déterminés par une pesée.

La masse, le centrage et le moment à vide doivent être consignés sur la fiche de masse et de centrage de la section 6.3.

REMARQUE

Se reporter à la section 1.6 UNITES DE MESURE pour la conversion des unités "SI" en unités "US" et vice versa.

6.2 PLAN DE REFERENCE

Le plan de référence (Datum Plane = DP) est un plan situé devant l'avion et perpendiculaire à son axe longitudinal. Il est vertical lorsque le bord supérieur d'une cale de pente 600:31 placée sur le fuselage devant la dérive est horizontal. Le plan de référence se situe 2,194 m en avant du bord d'attaque de la nervure d'emplanture à la jonction aile-fuselage.

6.3 FICHE DE MASSE ET DE CENTRAGE

La masse à vide et le centrage à vide correspondant établis avant la livraison de l'avion sont inscrits sur la première ligne du relevé de masse et de centrage. Chaque changement dans les équipements fixes et toutes les réparations affectant la masse à vide ou le centrage doivent être inscrits sur le relevé de masse et de centrage.

Pour le calcul de la masse totale et du centrage (ou moment) correspondant, la masse à vide et le centrage (moment) actuels tirés du relevé de masse et de centrage doivent toujours être utilisés.

Conditions pour déterminer la masse à vide de l'avion :

- équipement selon l'inventaire de l'équipement (voir section 6.5)
- inclus dans la masse à vide : liquide de frein, huile (7,6 litres = 8 qts), carburant inutilisable (4 litres = environ 1 US gal) .

Doc N° 6.01.01-F	Révision 7	15 juillet 2006	Page 6-3
------------------	------------	-----------------	----------

RELEVÉ DE MASSE ET DE CENTRAGE

(suivi des changements structurel ou d'équipement)

DA 40			N° de série :			Immatriculation :			Page n°		
			40.064			F-GNJR			1		
Date	Montage	Démontage	Changement de masse						Masse à vide actuelle		
			Addition (+)			Soustraction (-)					
			Masse $r_{i...1}$	Bras J- levier $r_{...1}$	Moment [kgm]	Masse $r_{i...1}$	Bras J- levier $r_{...1}$	Moment [kgm]	Masse $r_{i...1}$	Bras J- levier $r_{...1}$	Moment [kgm]
18/10/ 2001			Fabrication						783	2,448	1917,3
06/10/ 2006			/	/	/	/	/	/	783	2,448	1717,3

6.4 MASSE ET CENTRAGE EN VOL

Les informations suivantes vous permettront d'utiliser votre DA 40 à l'intérieur des limites de masse et de centrage autorisées. Pour le calcul de la masse en vol et du centrage correspondant, les tableaux et diagrammes suivants sont nécessaires.

- 6.4.1 BRAS DE LEVIER
- 6.4.2 DIAGRAMME DE CHARGEMENT
- 6.4.3 DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE
- 6.4.4 PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE
- 6.4.5 PLAGE DES MOMENTS AUTORISEE

Utilisation des diagrammes suivant le type de réservoirs ::

Masse à vide

Prendre sur le relevé de masse et de centrage de votre avion la masse à vide et le moment correspondant, puis les inscrire dans les cases appropriées des colonnes "Votre DA 40". du tableau 6.4.3 "DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE"

Huile

La différence entre la quantité d'huile dans le moteur (mesurer avec la jauge) et la quantité maximum est appelée "huile non rajoutée". Cette masse et ce moment sont comptés négativement. La masse à vide de l'avion est établie avec la quantité maximum d'huile dans le moteur; c'est pourquoi la masse de l'huile manquante doit être soustraite. Si l'avion vole avec la quantité maximum d'huile, noter zéro dans la case 2 "huile non rajoutée".

Dans notre exemple nous avons mesuré 6,0 qts d'huile sur la jauge. Nous avons ainsi 2 qts de moins que le maximum ce qui correspond à 1,9 litres. En multipliant cette quantité par la densité de 0,89 kilogramme par litre cela donne une masse "d'huile non rajoutée" de 1.7 kg.

Bagages

Le DA40 peut avoir différents modèles de compartiment à bagages :

- a) compartiment à bagages standard
- b) compartiment à bagages standard avec "tube à bagages"
- c) compartiment à bagages agrandi (OÄM40-163). Il est constitué d'une partie avant et arrière.

Suivant le modèle de compartiment à bagages installé les calculs suivants doivent être faits dans le tableau 6.4.3 DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE

- Pour les modèles a et b utiliser la ligne 5 du tableau; mettre 0 sur la ligne 6
- Pour le modèle c utiliser la ligne 6 du tableau; mettre 0 sur la ligne 5

Carburant

a) Réservoirs standard

Lire la quantité sur les indicateurs

REMARQUE

Suivant le type de jaugeurs installés la quantité maximale indiquée peut être de 15 ou 17 US gal (voir section 7.10). Quand la quantité maximum est indiquée, il peut y avoir jusqu'à 20 US gal dans le réservoir. Dans ce cas il faut mesurer la quantité exacte avec la jauge manuelle (voir section 7.10 CIRCUIT CARBURANT°

b) *Réservoirs Long range*

Lire la quantité sur les indicateurs

REMARQUE

A 16 US gal indiqués la quantité de carburant dans le réservoir auxiliaire peut être déterminée en mettant le contacteur AUX FUEL QTY sur la position RH ou LH. La quantité de carburant du réservoir auxiliaire doit être ajoutée aux 16 US gal.

Une quantité de carburant inférieure à 3US gal dans le réservoir auxiliaire ne peut pas être indiquée. Dans ce cas, la quantité exacte de carburant doit être déterminée avec la jauge manuelle (voir section 7.10 CIRCUIT CARBURANT)

ATTENTION

Réservoirs Long Range

La quantité correcte carburant est affichée 2 minutes après activation du contacteur

Moments

Multiplier la masse de chaque élément par son bras de levier respectif afin d'obtenir le moment de chaque élément et le reporter dans la case appropriée du tableau 6.4.3 "DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE".

Masse totale et centrage

4. Additionner les masses et les moments de chaque colonne. Le centrage est calculé en divisant le total des moments par la masse totale (utiliser la ligne 7 avec les réservoirs vides et la ligne 9 si l'avion est prêt à voler). Le résultat du centrage doit être à l'intérieur des limites.

ATTENTION

Les avions équipés de réservoirs Long Range ont une plage de centrage limitée.

Reporter la masse totale et le centrage sur le diagramme 6.4.4 "PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE" afin de vérifier visuellement si l'avion est dans la plage de centrage autorisée.

Méthode graphique :

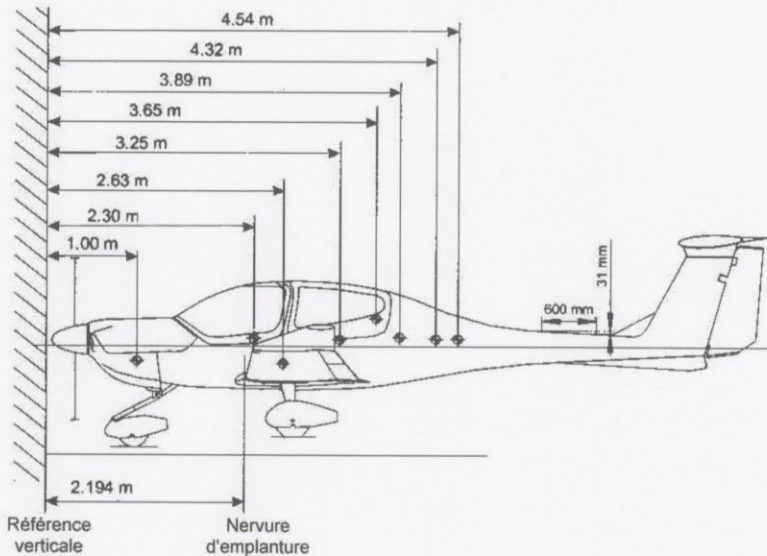
Les moments sont déterminés avec le diagramme 6.4.2 "DIAGRAMME DE CHARGEMENT". La masse et le moment de chaque item sont additionnés. Utiliser ensuite le diagramme 6.4.5 "MOMENTS AUTORISES" pour vérifier si le moment total et la masse totale sont dans la plage autorisée.

Les résultats trouvés avec la méthode graphique sont cependant imprécis. En cas de doute les résultats doivent être vérifiés en utilisant la méthode exacte donnée ci dessus.

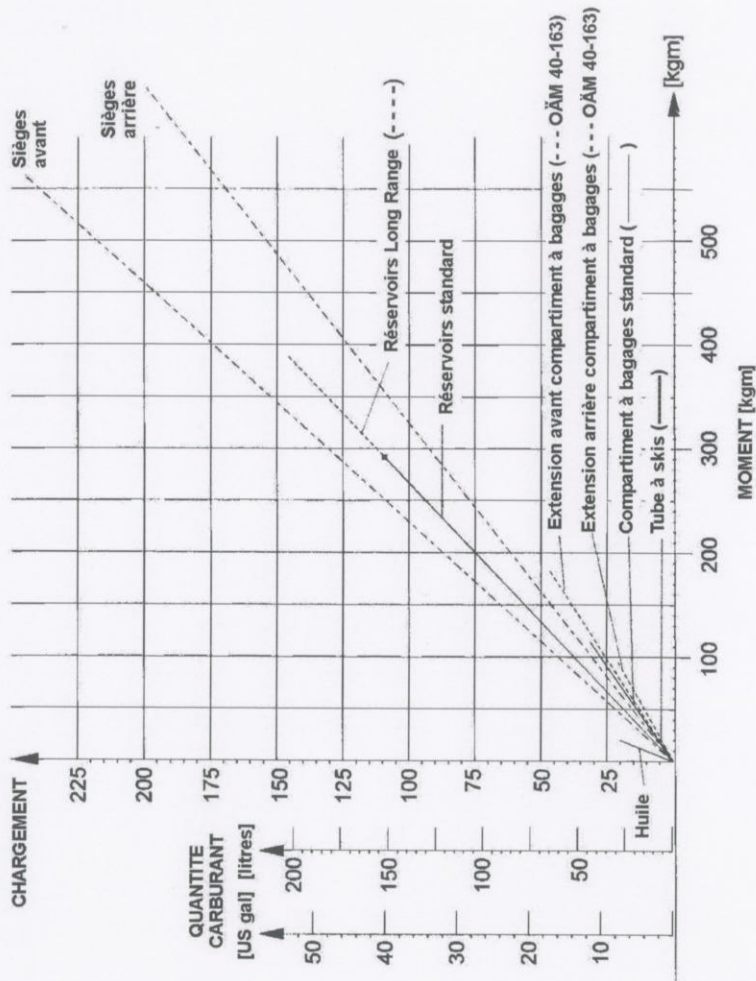
6.4.1 BRAS DE LEVIER

Les bras de levier les plus importants en arrière du plan de référence sont les suivants :

- Huile : 1,00 m
- Sièges avant : 2,30 m
- Sièges arrière : 3,25 m
- Réservoirs d'aile : 2,63 m (standard et Long range)
- Bagages : 3,65 m (compartiment à bagages standard)
- : 4,32 m (tube à bagages)
- : 3,89 (partie avant du compartiment à bagages agrandi)
- : 4,54 (partie arrière du compartiment à bagages agrandi)



6.4.2 DIAGRAMME DE CHARGEMENT



6.4.3 DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE

ATTENTION

Les avions équipés de réservoirs Long Range ont une plage de centrage limitée.

REMARQUE

La densité du carburant est de 0,72 kg/litre. La densité de l'huile moteur est de 0,89 kg/litre.

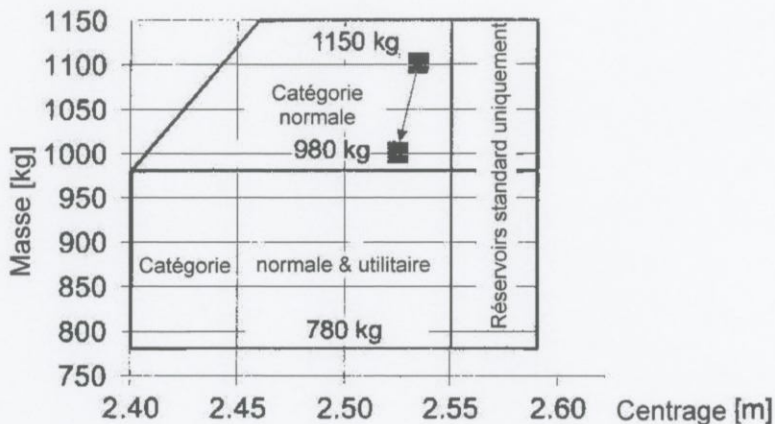
REMARQUE

Dans l'exemple suivant le réservoir n'est pas plein lors du décollage.

6.4.3 DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE

		DA 40 (exemple)		Votre DA 40	
		Masse [kg]	Moment [kgm]	Masse [kg]	Moment [kgm]
1.	Masse à vide (utiliser les valeurs du relevé de masse et de centrage)	735	1760		
2.	Huile non rajoutée Bras de levier 1,00 m	-1,7	-1.7		
3	Sièges avant Bras de levier 2,30 m	150	345		
4	Sièges arrière Bras de levier 3,25 m	75	243,8		
5	Bagages Bras de levier 3,65 m	0	0		
	Tube à bagages Bras de levier 4,32 m	0	0		
6	Bagages dans extension avant Bras de levier 3,89 m	27	105		
	Bagages dans extension arrière Bras de levier 4,54 m	18	81,7		
7	Masse totale et moment total avec les réservoirs vides (Total de 1 à 6)	1033,3	2533,8		
8	Carburant utilisable Bras de levier 2,63 m	99,4	261,4		
9	Masse totale et moment total avec le carburant (Total de 7 et 8)	1102,7	2795,2		
10	<p>Le total des moments des lignes 7 et 9 (2533,8 + 2795,2 kgm) doivent être divisés par les masses totales respectives (1033,3 et 1102,7 kg) puis reportés sur le diagramme 6.4.4 "PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE". Les centrages (respectivement 2,525 m et 2,535 m) et les masses de cet exemple étant à l'intérieur de la plage autorisée, ce devis de masse et de centrage est validé.</p>				

6.4.4 PLAGE DE CENTRAGE AUTORISEE



Le centrage montré dans le diagramme ci-dessus est celui de l'exemple du tableau 6.4.3 "DEVIS DE MASSE ET DE CENTRAGE".

Limite avant du centrage en vol :

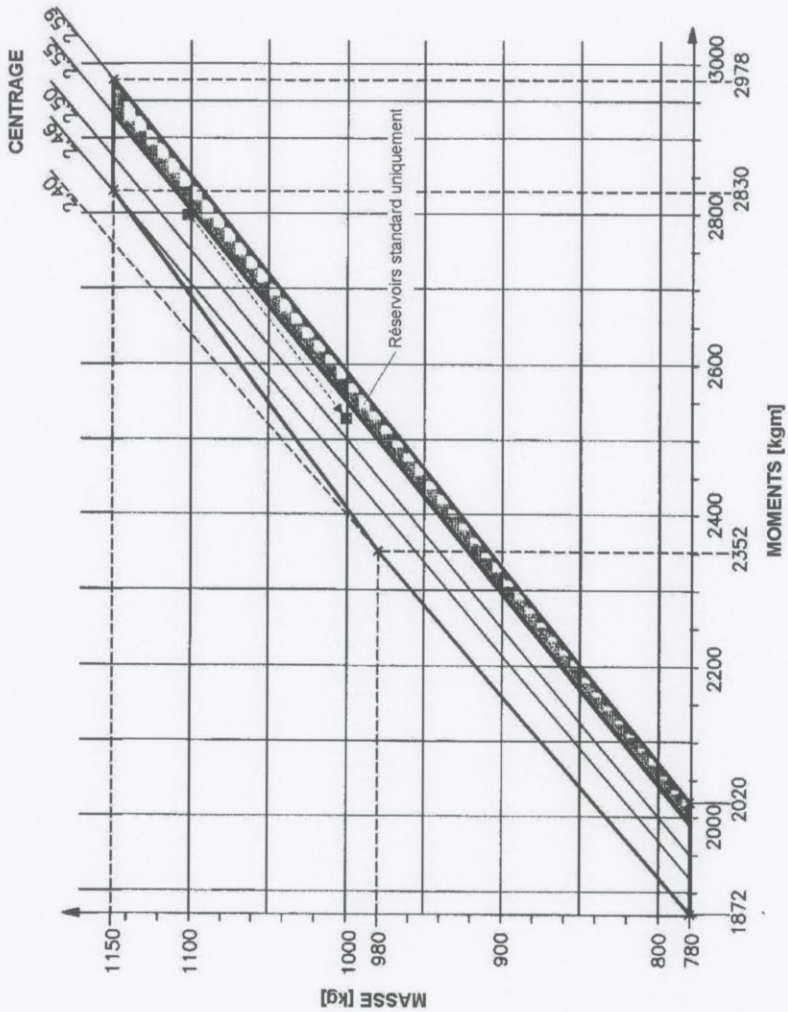
- 2,40 m en arrière du plan de référence de 780 kg à 980 kg.
- 2,46 m en arrière du plan de référence à 1150 kg.

La variation est linéaire entre ces valeurs.

Limite arrière du centrage en vol :

- 2,59.m en arrière du plan de référence (réservoirs standard)
- 2,55 en arrière du plan de référence (réservoirs Long Range)

6.4.5 PLAGE DES MOMENTS AUTORISEE



6.5 LISTE ET INVENTAIRE DE L'EQUIPEMENT

Tous les équipements indiqués dans la liste de l'équipement suivante peuvent être montés sur le DA 40.

Les équipements montés dans votre appareil sont cochés dans la colonne « installé » et constituent l'inventaire de l'équipement.

REMARQUE

Les équipements figurant dans la liste des équipements ci-dessous ne peuvent pas être installés de façon arbitraire. Le constructeur de l'avion doit être informé avant toute dépose ou modification des équipements, sauf si un élément est remplacé par un élément identique.

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
REFROIDISSEMENT AVIONIQUE					
Ventilateur	Cyclone 21-3 Port	CRB122253	Lone Star Aviation		X
Ventilateur	ACF 328	ACF 328	Sandia Aerospace		
COMMUNICATION					
Antenne COM 1	DMC 63-1/A		DM		X
Antenne COM 2	DMC63-2		DM		X
COM #1	KX 125	069-01028-1101	Bendix/King		
COM #1	KX 155A	069-01032-0201	Bendix King		X
COM #1	KX 165	063-01025-0025	Bendix/King		
COM #1	KX 165A	063-01033-0101	Bendix/King		X
COM #1	KX 165A/8,33 kHz	063-01033-0201	Bendix/King		
COM #1	GNS 430	011-00280-00	Garmin		
COM #1	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
COM #1	GNS 530	011-00550-00	Garmin		
COM #1	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
COM #2	KX 155A	069-01032-0201	Bendix King		
COM #2	GNS 430	011-00280-00	Garmin		
COM #2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
ALIMENTATION ELECTRIQUE					
Batterie	CB 24 –11 M (G243)		Concorde (GILL)		X
Batterie	RG24—11M		Concorde (GILL)		
Batterie	RG24—15M		Concorde (GILL)		
Pack de secours (28 éléments)	MN 1500AA		Duracell		X
Pack de secours (Lithium)		D41-2560-93-00	Excell		
Ampèremètre	VM 1000	4010050	Vision Microsystems		X
Capteur de débit d'alternateur	VM 1000	3010022	Vision Microsystems		X
Voltmètre	VM 1000	4010050	Vision Microsystems		X
Régulateur de tension		VR2000-28-1(D)	Electrosyst. Inc		
Prise de parc			DAI		X
Alternateur	ALU-8521LS	ALU-8521LS	Electrosyst. Inc		X
Convertisseur courant DC-AC	MD 26	MD 26-28	Mid Continent		
EQUIPEMENT					
Ceinture de sécurité pilote	5-01-1C0701-LH	000918	Schroth		X
Ceinture de sécurité copilote	5-01-1C0701-RH	000918	Schroth		X
Ceinture de sécurité pax D	5-01-1B0701-RH	000918	Schroth		X
Ceinture de sécurité pax G	5-01-1B0701-LH	000918	Schroth		X
Balise de détresse		JE2-NG	JOLLIET		
Balise de détresse		E-01	ACK		
Interrupteur déporté de balise de détresse		E0105	ACK		
Antenne de balise de détresse		E0109	ACK		
Balise de détresse	JE2-NG	JE2-1978-1NG	Jolliet		
Interrupteur déporté de balise de détresse		JE2-1978-16	Jolliet		
Antenne de balise de détresse		JE2-1978-73	Jolliet		
Défecteur entrée air ventilation		DA4-2157-00-00			
Accoudoir		DA4-5210-50-91			
Extension compartiment bagages (OAM 40-163)					
Filet à bagages (OAM 40-163)					
Plancher compartiment à bagages (OAM 40-164)					
COMMANDES DE VOL					
Avertisseur de décrochage		DAI-9031-00-00	DAI		X
Contacteur des volets (tableau de bord)	430550		DAI		X
Commande des volets	430555		DAI		X
EQUIPEMENT DE SECURITE					
Extincteur portable		HAL1	AIR TOTAL		X
Extincteur portable ¹⁾		A 620 T	Amerex		
Trousse de secours					X

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
CARBURANT					
Indicateur de quantité	VM 1000	4010028	Vision Microsystems		X
Sonde gauche	VM 1000	30100-11	Vision Microsystems		X
Sonde droite	VM 1000	30100-11	Vision Microsystems		X
Sonde gauche (réservoir aux.)	VM 1000	30100-50	Vision Microsystems		
Sonde droite (réservoir aux.)	VM 1000	30100-50	Vision Microsystems		
HYDRAULIQUE					
Maitre cylindre de frein		10-54	Cleveland		X
Vanne de frein de parc		60-5B	Cleveland		X
Frein complet		30-239	Cleveland		X
INDICATEUR/SYSTEME D'ENREGISTREMENT					
Chronomètre digital	LC-2	AT 420100	AstroTech		X
Chronomètre digital	803		Davtron		
Horamètre ³		85000-12	Hobbs		
Horamètre ³		85094-12	Hobbs		X
Panneau d'alarmes (système)		Sans	DAI		
Panneau d'alarmes ³	WW-IDC 001	SANS	White Wire		X
TRAIN D'ATTERRISSAGE					
Carénage roue train principal		DA4-3215-00-00	DAI		X
Speed kit train principal G		DA4-3219-01-00	DAI		
Speed kit train principal D		DA4-3219-02-00	DAI		
Carénage roue avant		DA4-3225-00-00	DAI		X
Speed kit roue avant		DA4-3229-00-00	DAI		
Carénage train avant		DA4-3227-00-00	DAI		
Point amarrage train avant		DA4-1001-00-00	DAI		
ECLAIRAGE					
Lecteur de carte (équipage)		W1461.0.010	Rivoret		X
Eclairage cabine		W1461.0.010	Rivoret		X
Variateur d'éclairage des instruments/avionique		WW-LCM-002	DAI		X
Eclairage du tableau de bord		DA4-3311-10-01	Quantaflex		X
Convertisseur d'éclairage du tableau de bord		APVL328-8-3-L-18QF	DAI		X
Feux à éclats et de position gauche	A600-PR-D-28	01-0790006-05	Wheelen		X
Feux à éclats et de position droit	A600-PG-D-28	01-0790006-07	Wheelen		X
Alimentation feux à éclats gauche et droit	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Wheelen		X
Phare de roulage	70346	01-0770346-05	Wheelen		X
Phare d'atterrissage	70346	01-0770346-03	Wheelen		X
Lampe électroluminescente	Quantaflex 1600		Quantaflex		X

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
NAVIGATION					
Prise Pitot/statique, réchauffée		DAI-9034-57-00	DAI		X
Sonde de réchauffage de prise Pitot/statique		DA4-3031-01-00	DAI		X
Altimètre inHg/mbar principal		5934PD-3	United Instruments		X
Altimètre inHg/mbar principal	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna		
2 ^{ème} altimètre inHg/mbar		5934PD-3	United Instruments		
2 ^{ème} altimètre inHg/mbar	LUN 1128	1128-14B6	Mikrotechna		
Variomètre		7000	United Instruments.		X
Variomètre	LUN 1144	1144-A4B4	Mikrotechna		
Anémomètre		8025	United Instruments		X
Anémomètre	LUN 1116	1116-B4B3	Mikrotechna		X
Indicateur de température extérieure		301F(C)	Davtron		X
Compas magnétique		C2400L4P	Airpath		X
Système de compas	KCS 55 A		Bendix King		
Gyro asservi	KG 102 A	060-00015-0000	Bendix/King		X
HSI	KI 525 A	066-03046-0007	Bendix/King		X
Asservissement (vertical)	KA 51B	071-01242-0001	Bendix/King		X
Asservissement (horizontal)	KA 51B	071-01242-06	Bendix/King		
Vanne de flux	KMT 112	071-01052-0000	Bendix/King		X
Gyro directionnel (indépendant)	AIM2051BLD	5050031-931	BF-Goodrich		
Horizon artificiel	AIM1100-28L(OF)	5040111-936	BF Goodrich		
Horizon artificiel	AIM1100-28L(K(OF)	5040111-938	BF Goodrich		X
Horizon artificiel	AIM1100-28L(K(2F)	5040111-941	BF Goodrich		
Indicateur de virage sans prise pour PA	1394T100-(3Z)		Mid Continent Instr.		
Indicateur de virage	1394T100-(12RZ)		Mid Continent Instr.		
Indicateur de virage	1394T100-(12RA)		Mid Continent Instr.		
Antenne Marker	C1102		Comant		
DME	KN 62A	066-01068-0004	Bendix/King		X
Antenne DME	KA 60	071-01174-0000	Bendix/King		X
Antenne DME	KA 60	071-01591-0001	Bendix/King		
Antenne DME	KA 61	071-00221-0010	Bendix/King		
Transpondeur ^u	KT76A	066-1062-10	B/K		
Transpondeur ^u	KT 76C	066-01156-0101	Bendix/King		X
Transpondeur ^u	GTX 327	011-00490-00	Garmin		
Transpondeur ^u	GTX 330	011-00455-00	Garmin		
Antenne transpondeur	KA60	071-01174-0000	Bendix/King		
Antenne transpondeur	KA60	071-01591-0001	Bendix/King		X
Antenne transpondeur	KA60	071-00221-0010	Bendix/King		
Alticodeur		D120-P2-T	TCI		
Système de données d'altitude	SAE5-35	305154-00	Sandia Aerospace		

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
NAVIGATION					
ADF	KR 87	066-01072-0004	Bendix/King		X
Antenne ADF	KA44B	071-001234-0000	Bendix/King		X
Indicateur ADF	KI 227	066-03063-0001	Bendix/King		X
Indicateur ADF	KI 227	066-03063-00	Bendix/King		
Coupleur d'antenne NAV	CI505		Comant		X
Coupleur d'antenne NAV/GS	CI507		Comant		
Coupleur d'antenne dual NAV/dual GS	CI 1125		Comant		
Antenne VOR/LOC/GS		CI157P	Comant		X
NAV/COM #1	KX125	069-01028-1101	Bendix/King		
Convertisseur de tension.NAV/COM #1	KA39	071-01041-0001	Bendix/King		
NAV/COM # 1	KX 155A	069-01032-0201	Bendix King		X
NAV/COM # 1	KX 165	063-01025-0025	Bendix/King		
NAV/COM # 1	KX 165A	063-01033-0101	Bendix/King		X
NAV/COM # 1	KX 165A/8,33 kHz	063-01033-0201	Bendix/King		
NAV/COM # 2	KX 155A	069-01032-0201	Bendix King		
NAV/COM/GPS # 1	GNS 430	011-00280-00	Garmin		
NAV/COM/GPS # 1	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
NAV/COM/GPS # 1	GNS 530	011-00550-00	Garmin		
NAV/COM/GPS # 1	GNS 530	011-00550-10	Garmin		
NAV/COM/GPS # 2	GNS 430	011-00280-10	Garmin		
NAV/COM/GPS #2	GNS 430	011-00280-00	Garmin		
CDI, VOR/LOC #1	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King		
CDI, VOR/LOC #2	KI 208	066-03056-0000	Bendix/King		X
CDI, VOR/LOC/GS #1	GI 106A	013-00049-01	Garmin		
CDI, VOR/LOC/GS #2	GI 106 A	013-00049-01	Garmin		
GPS ¹⁰	KLN 89 B	066-01148-0102	Bendix/King		
GPS ¹⁰	KLN 94	069-01034-0101	Bendix/King		X
Antenne GPS	KA 92	071-01553-0200	Bendix/King		X
Antenne GPS#1	GA56	011-00134-00	Garmin		
Antenne GPS#2	GA56	011-00134-00	Garmin		
Panneau annonceur GPS	MD41-1488		Mid Continent		
Contacteur GPS/PA	MD41-528		Mid Continent		X
Ecran multifonction/GPS	KMD150	066-01174-0101	Bendix/King		
Stormscope	WX-500	805-11500-001	L-3(Goodrich)		
Antenne stormscope	NY-163	805-10930-001	L-3(Goodrich)		
Ecran Strike Finder®	SF2000	2000-009	Insight		
Détecteur Strike Finder®	SF2000	2000-022	Insight		

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
MOTEUR	IO 360 M1 A		Textron Lycoming		X
COMMANDE ALIMENTATION CARBURANT MOTEUR					
Transmetteur de débit carburant	VM 1000	40 10032	Vision Microsystem		X
Transmetteur de pression carburant	VM 1000	30 10017	Vision Microsystem		X
ALLUMAGE MOTEUR¹¹					
Booster SlickStart	SS1001		Unison		X
Boîtier d'allumage Lasar	LC-1002-03	LC-1002-03	Unison		
Faisceau d'allumage Lasar	LH-1004-43		Unison		
Magnéto gauche/droite	4370/4347		Slick		X
magnéto gauche/droite	4770/4771		Slick		X
INSTRUMENTS MOTEUR					
Capteur de régime	VM 1000	3010005	Vision Microsystems		X
Capteur de pression d'admission	VM 1000	3010016	Vision Microsystems		X
Sondes de température culasse(4)	VM 1000	1020061	Vision Microsystems		X
Sonde de température de gaz d'échappement (EGT)	VM 1000	1020060	Vision Microsystems		X
Module de traitement des données (DPU) ¹²	DPU	4010067	Vision Microsystems		
Module de traitement des données (DPU) ¹²	DPU	4010081	Vision Microsystems		X
Afficheur intégré	VM 1000	4010050	Vision Microsystems		X
Platine interface entrée/sortie		3020003	Vision Microsystems		
Platine interface entrée/sortie		3020018	Vision Microsystems		X
HUILE MOTEUR					
Capteur de température d'huile	VM 1000	3010021	Vision Microsystems		X
Capteur de pression d'huile	VM 1000	3010018	Vision Microsystems		X
DEMARRAGE DU MOTEUR					
Démarrreur	149-24LS		SKYTEC		X

N° de série de l'avion : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Description	Type	P/N	Fabricant	S/N	Installé
HELICE					
Hélice	MTV-12-B/180-17		mt-Propeller		X
Hélice	MTV-12-B/180-17i		mt-Propeller		
Régulateur d'hélice	C-210776		Woodward		X
Régulateur d'hélice	MT-P420-10		mt-Propeller		
MANUEL DE VOL		6.01.01-F	DAI		X

- 1) L'extincteur Amerex est certifié UL (Underwriters Laboratories). Il peut être utilisé dans les avions immatriculés au Canada et aux USA. Pour les avions immatriculés dans d'autres pays consulter les autorités de navigabilité nationales.

Lieu:-----

Date:-----

Signature:-----

SECTION 7
DESCRIPTION DE L'AÉRONEF
ET DE SES SYSTEMES

	Pages
7.1. INTRODUCTION	7-2
7.2. CELLULE	7-2
7.3. COMMANDES DE VOL	7-3
7.4. TABLEAU DE BORD	7-8
7.5. TRAIN D'ATTERRISSAGE	7-11
7.6. SIEGES ET CEINTURES DE SECURITE	7-13
7.7. COMPARTIMENT A BAGAGES	7-13
7.8. VERRIERE, PORTE ARRIERE ET CABINE	7-15
7.9. GROUPE MOTOPROPULSEUR	7-17
7.9.1 MOTEUR, GENERALITES	7-17
7.9.2 COMMANDES DU GMP	7-18
7.9.3 HELICE	7-21
7.9.4 INSTRUMENTS MOTEUR	7-22
7.10. CIRCUIT CARBURANT	7-28
7.11. CIRCUIT ELECTRIQUE	7-37
7.11.1 GENERALITES	7-39
7.11.2 PANNEAU D'ALARMES DAI	7-43
7.11.3 PANNEAU D'ALARMES WHITE WIRE	7-47
7.12. CIRCUITS PITOT ET STATIQUE	7-52
7.13. AVERTISSEUR DE DECROCHAGE	7-52
7.14. AVIONIQUE	7-52

7.1. INTRODUCTION

La section 7 décrit l'aéronef, ses systèmes et leur utilisation.

Voir en section 9 ADDITIFS l'utilisation des équipements optionnels.

7.2. CELLULE

Fuselage

Le fuselage, en composite résine/fibre de verre est constitué de demi-coques en structure de type sandwich. Un matériau anti-feu est pris en sandwich entre une tôle de protection en acier inoxydable et la cloison pare-feu. Les deux cadres principaux sont en composite résine/fibre de verre et résine/fibre de carbone.

Ailes

Les ailes ont un longeron avant et un longeron arrière; chaque aile est constituée de 2 demi-coques de conception "fail-safe". Les ailes ainsi que les ailerons et les volets sont en composite résine/fibre de verre et résine/fibre de carbone et principalement de construction de type sandwich. Un réservoir de carburant en aluminium est installé dans chaque aile.

Empennages

Le DA 40 est équipé d'un empennage en "T" constitué de demi-coques en composite résine/fibre de verre. Les deux plans fixes sont constitués de deux longerons et d'une peau en composite. Les gouvernes de direction et de profondeur ont une structure de type sandwich.

7.3. COMMANDES DE VOL

Les ailerons, la gouverne de profondeur et les volets sont commandés par des bielles; la gouverne de direction est quant à elle commandée par des câbles. Les volets sont électriques. Les efforts à la profondeur sont compensés par un tab situé sur la gouverne de profondeur et actionné par un câble Bowden.

Ailerons

Construction : sandwich composite fibre de verre et fibre de carbone.

Charnières : Il y a 4 charnières en aluminium avec des axes verrouillés chacun par une goupille "Mécanindus". L'absence de la goupille peut mener à la perte de l'axe de la charnière et par conséquent à une perte de contrôle de l'avion.

Commande : L'aileron est connecté à une commande composée d'une rotule vissée sur une bielle en acier, le tout bloqué par un contre-écrou. Un vernis témoin est appliqué sur le montage. La détérioration du vernis indique que le montage a bougé et que le réglage a pu changer. La rotule est fixée à la chape d'aileron par un axe et un écrou lui-même sécurisé par un vernis témoin.

La chape de commande en aluminium est fixée sur l'aileron par 3 vis.

Volets

Construction : : sandwich composite fibre de verre et fibre de carbone

Charnières : Il y a 6 charnières en aluminium avec des axes verrouillés chacun par une goupille "Mécanindus". L'absence de la goupille peut amener à la perte de l'axe de charnière et par voie de conséquence à une perte de contrôle de l'avion. Un tube de torsion relie les volets gauche et droit ensemble par l'intermédiaire d'une ferrure en aluminium. Ce tube de torsion se trouve dans le fuselage.

Commande : Les volets sont connectés à une commande composée d'une rotule vissée sur une bielle en acier, le tout bloqué par un contre-écrou. Un vernis témoin est appliqué sur le montage. La détérioration du vernis indique que le montage a bougé et que le réglage a pu changer. La rotule est fixée à la chape d'aileron par un axe et un écrou lui même sécurisé par un vernis témoin. La chape de commande en aluminium est fixée sur le volet par 3 vis.

Les volets sont actionnés par un moteur électrique. Ils ont trois positions:

- Croisière (UP), complètement rentrés
- Décollage (TO)
- Atterrissage (LDG).

Les volets sont commandés par un contacteur à trois positions situé sur le tableau de bord. Les trois positions du contacteur correspondent aux trois positions des volets, la position du haut étant celle utilisée pour le vol de croisière. Quand on change la position du contacteur, les volets se déplacent automatiquement jusqu'à la position choisie. Les deux positions extrêmes [UP] et [LDG] sont équipées de contacteurs de fin de course pour éviter le dépassement du débattement.

Le système de rentrée des volets est protégé par un disjoncteur automatique qui peut également être utilisé manuellement.

Indicateur de position des volets

La position des volets est indiquée par trois lampes situées à côté du contacteur de positionnement.

Quand la lampe du haut (verte) est allumée, les volets sont en position croisière [UP].

Quand la lampe du milieu (blanche) est allumée, les volets sont en position décollage [T/O].

Quand la lampe du bas (blanche) est allumée, les volets sont en position atterrissage [LDG].

Quand deux lampes sont allumées simultanément, les volets sont en mouvement entre deux positions.

Profondeur

Construction : sandwich composite fibre de verre.

Charnières : 5 charnières

Commande : Bielles en acier

Deux des roulements de renvoi sont accessibles, pour une inspection visuelle, près de la charnière inférieure de direction. Le guignol de profondeur, ses roulements ainsi que la connexion de la bielle de profondeur peuvent être inspectés visuellement par le haut de la gouverne de direction.

Direction

Construction : sandwich composite fibre de verre

Charnières : Charnière supérieure : un boulon.

Charnière inférieure : le support de palier sert également de butée de direction. Il est fixé par 4 vis sur les tissus arrière du plan fixe vertical. La direction est accouplée par une ferrure fixée par 2 boulons. Les boulons et les écrous sont accessibles pour une inspection visuelle.

Commande : Câbles d'acier, les cosses-cœur de chaque extrémité sont connectées à la ferrure par des boulons.

Compensateur de profondeur

La commande de compensateur est une roue noire située sur la console centrale en arrière des commandes du GMP. Pour éviter une rotation intempestive, la roue de compensateur est équipée d'un système à friction. Le marquage T/O sur la roue indique la position décollage.

Rotation de la roue vers l'avant = action à piquer
Rotation de la roue vers l'arrière = action à piquer

Réglage du palonnier

REMARQUE

Le palonnier ne doit être réglé qu'au sol !

Pour déverrouiller le palonnier tirer la poignée noire en forme de T située sur la fixation arrière de ces derniers.:

Eloignement du palonnier :

Pousser sur le palonnier avec les talons tout en tirant la poignée. Relâcher la poignée, le verrouillage du palonniers doit être alors perceptible.

Rapprochement du palonnier :

Tirer le palonnier à l'aide de la poignée noire. Relâcher la poignée. Repousser le palonniers vers l'avant avec les pieds jusqu'au verrouillage.

7.4. TABLEAU DE BORD

Modèles de tableau de bord

Le DA 40 peut être équipé de l'un des nombreux tableaux de bord. C'est pourquoi 2 modèles seulement (VFR et IFR) sont décrits dans cette section. L'équipement installé dans un avion particulier est listé dans l'inventaire de l'équipement de la section 6.5. Le constructeur de l'avion doit être consulté avant la dépose ou l'installation d'un équipement sauf si un élément est remplacé par un élément identique.

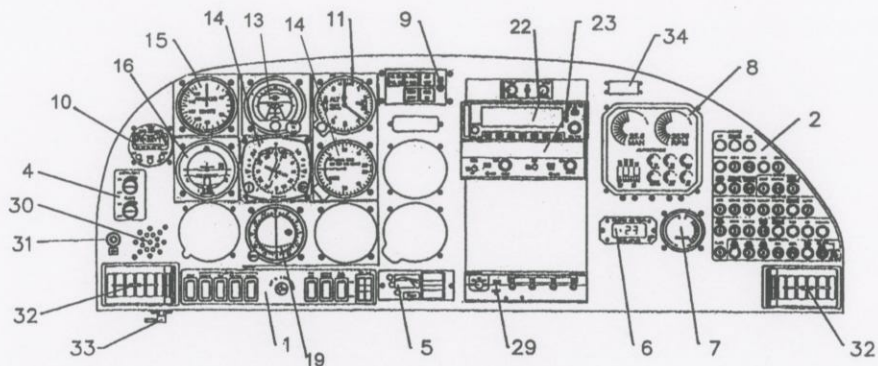


TABLEAU DE BORD VFR (exemple)

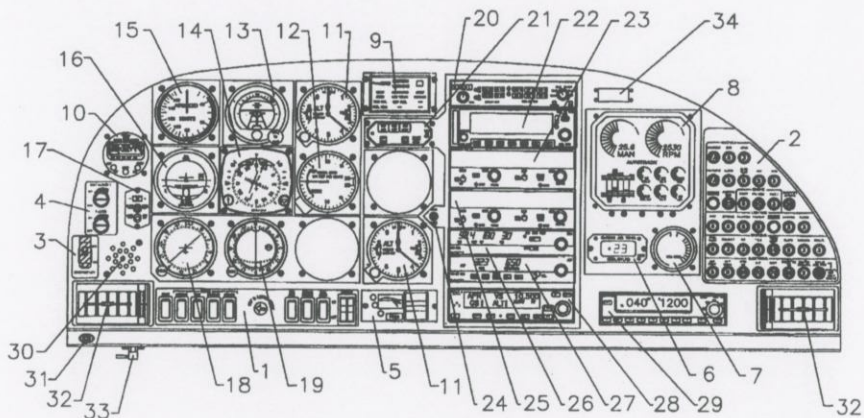


TABLEAU DE BORD IFR (exemple)

Instruments principaux et contrôles	
1 Contacteurs électriques et contact d'allumage	18 Indicateur ADF
2 Panneau des disjoncteurs *	19 Indicateur VOR
3 Contacteur de secours	20 Amplificateur audio/intercom/ markers
4 Boutons d'éclairage des instruments et du tableau de bord	21 Panneau d'annonces GPS
5 Contacteur de volets	22 GPS
6 Température d'air extérieur (OAT)	23 VHF/VOR 1
7 Jauge à carburant	24 Contacteur de commande DME
8 Instruments moteur	25 VHF/VOR 2
9 Voyants du panneau d'alarmes	26 DME
10 Chronomètre	27 Récepteur ADF
11 Altimètre	28 Pilote automatique (option)
12 Variomètre	29..Transpondeur
13 Horizon artificiel	30 Avertisseur de décrochage
14 HSI	31 Prise micro
15 Anémomètre	32 Buses d'aération
16 Bille aiguille	33 Vanne statique de secours (option)
17 Indicateur d'asservissement	34. Interrupteur de commande de la balise de détresse

*) voir désignations et abréviations des disjoncteurs en section 1.5 DEFINITIONS ET ABBREVIATIONS.

Aération cabine

La ventilation avant de la cabine est assurée par deux buses d'aération réglables (17) sur le tableau de bord. Des buses sont également placées sur l'arceau à droite et à gauche du dossier des sièges avant ainsi qu'au plafond au centre de la cabine. Ces buses s'ouvrent et se ferment en tournant.

7.5. TRAIN D' ATERRISSAGE

Le train principal se compose d'une lame de ressort d'acier. Le train avant non conjugué est amorti par des blocs en élastomère.

Les carénages de roue sont amovibles. Voler sans les carénages de roue diminue les performances dans certains domaines (voir la section 5).

Freins

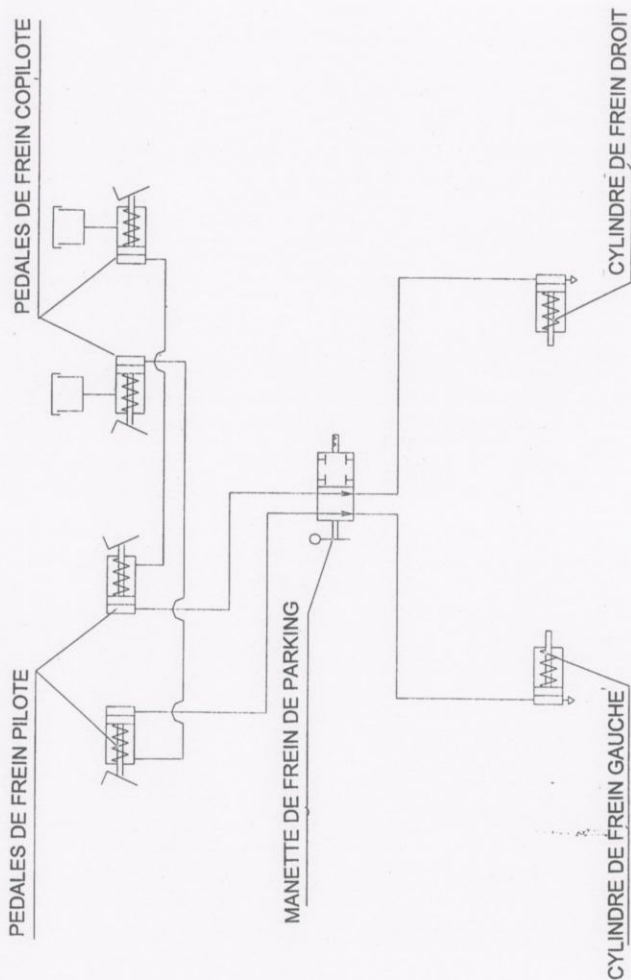
Freins à disques à commande hydraulique sur les roues principales. Les freins sont actionnés par la pointe des pieds, de façon indépendante à partir de la place pilote ou copilote.

Frein de parking

Un levier placé sur la petite console centrale sous le tableau de bord assure le freinage au parking. Il est en position haute quand les freins sont desserrés.

Pour mettre le frein de parking pousser le levier vers le bas dans l'encoche. Mettre le circuit en pression en appuyant à plusieurs reprises sur le haut des palonniers. Pour desserrer le frein de parking, repousser le levier vers le haut.

Schéma du circuit de freinage



7.6 SIEGES ET CEINTURES DE SECURITE

Pour augmenter la sécurité passive, les sièges sont construits en matériau hybride fibre de carbone/kevlar et composite résine/fibre de verre. Ils sont amovibles afin de permettre l'entretien et l'inspection des commandes situées au-dessous. Des soufflets de manche empêchent la chute de corps étrangers dans les commandes.

Les sièges, montés sur des blocs à absorption d'énergie, sont équipés de coussins amovibles.

Chaque siège est équipé d'une ceinture à 3 points d'ancrage. Les ceintures de sécurité sont attachées en encliquetant la boucle métallique dans l'attache noire. Pour détacher la ceinture, appuyer sur le bouton-poussoir rouge.

Le dossier des sièges arrière peut être avancé en tirant le verrouillage vers le haut.

7.7 COMPARTIMENT A BAGAGES

Bagages

Le DA 40 peut recevoir un de ces différents modèles de compartiment à bagages :

- a) compartiment à bagages standard
- b) compartiment à bagages standard avec "tube à bagages"
- c) compartiment à bagages agrandi (OÄM40-163). Il est constitué d'une partie avant et arrière.

L'emport de bagages est interdit sans filet à bagages.

Compartiment à bagages standard

Le compartiment à bagages est situé derrière les sièges arrière

Tube à bagages (si installé)

Le tube à bagages peut être installé sur la cloison arrière du compartiment à bagages. Il est fermé par un panneau en tissu.

Compartiment à bagages agrandi (OÄM40-163 et OÄM 40-164, si installé)

Le compartiment à bagages agrandi est constitué du compartiment à bagages standard derrière les sièges arrière et de l'extension montée entre le cadre du compartiment à bagages et le cadre du fuselage n°1.

L'extension possède un panneau qui peut être relevé pour empêcher les objets de glisser vers l'arrière ou rabaisé pour transporter des objets longs.

Le plancher peut être installé sur le fond du compartiment à bagages standard. Le plancher et le fond de l'extension forment une surface de chargement plane. Un support est prévu sous le plancher pour fixer la barre de remorquage. L'espace sous le plancher peut être utilisé pour ranger des petits objets comme le système de blocage des commandes ou la jauge manuelle.

L'import de bagages est interdit sans filet à bagages.

7.8. VERRIERE, PORTE ARRIERE ET CABINE

Verrière avant

Fermer la verrière avant en la tirant vers le bas, puis la verrouiller à l'aide de la poignée rouge située à gauche sur le cadre. En position verrouillée, des axes en acier pénètrent dans des blocs de polyéthylène.

Position "aération" : la verrière peut être maintenue entrouverte, grâce à une deuxième position des axes de verrouillage.

La verrière peut être fermée à clé de l'extérieur (option) grâce à une serrure située à gauche de la poignée d'ouverture, en tournant la clé dans le sens des aiguilles d'une montre. La verrière fermée à clé peut être ouverte de l'intérieur en tirant le levier à l'intérieur de la poignée d'ouverture.

ATTENTION

L'avion ne peut être utilisé avec la verrière entrouverte qu'au sol. Avant le décollage la verrière avant doit être complètement fermée et verrouillée, mais non fermée à clé.

La fenêtre sur le côté gauche de la verrière peut être utilisée pour augmenter la ventilation de la cabine ou en cas de mauvais temps comme fenêtre "tempête". Quelques numéros de série ont une seconde fenêtre sur le côté droit de la verrière

Porte arrière

La porte arrière est fermée de la même manière, en appuyant sur le cadre ou sur la poignée (si installée) et en la verrouillant avec la poignée rouge. Un vérin à gaz maintient la porte ouverte; par vent fort la porte doit être maintenue. La porte arrière est protégée contre les ouvertures intempestives par un levier supplémentaire.

La porte arrière peut être fermée à clé de l'extérieur (option) par une serrure située à gauche de la poignée d'ouverture en tournant la clé dans le sens des aiguilles d'une montre. On peut toutefois ouvrir de l'intérieur la porte fermée à clé en tirant le levier à l'intérieur de la poignée.

ATTENTION

Avant la mise en route la porte arrière doit être fermée et verrouillée mais non fermée à clé

Chauffage et ventilation

Deux leviers situés sur la petite console centrale sous le tableau de bord, permettent le réglage de la ventilation et du chauffage.

Levier gauche :	Vers le haut	= Chauffage en marche
	Vers le bas	= Chauffage coupé
Levier central : (distribution de l'air)	Vers le haut	= flux d'air vers la verrière (▲)
	Vers le bas	= flux d'air vers le plancher (▼)

7.9. GROUPE MOTOPROPULSEUR

7.9.1 MOTEUR, GENERALITES

Moteur LYCOMING IO-360-M1A : quatre temps, 4 cylindres à plat, refroidis par air, injection, échappement en-dessous.

Cylindrée : 5916 cm³ (360 in³)
Puissance maximum : 180 cv (134 kw) à 2700 RPM , niveau de la mer, ISA
Puissance maximum : 160 cv (119.3 kw) à 2400 RPM, niveau de la mer,
ISA
continue

Les équipements principaux situés à l'avant du moteur sont le régulateur d'hélice, le démarreur et l'alternateur. L'allumage (en option géré par un système électronique), les magnétos et la pompe à carburant mécanique sont à l'arrière du moteur. Le carburant est distribué par un système d'injection.

Pour plus d'informations voir le manuel d'entretien du moteur.

Les instruments de contrôle du moteur sont situés sur le coté droit du tableau de bord.

Le contacteur d'allumage fonctionne avec une clef. Pour mettre le contact la clef doit être tournée vers la droite, de la position OFF vers la position L-R-BOTH. En tournant la clef plus loin vers la droite sur la position START le démarreur est enclenché.

7.9.2 INSTRUMENTS DU GMP

La puissance du moteur est commandée au moyen de trois manettes, regroupées sur une large console centrale (elles sont également repérées par des pictogrammes sur leur support). 'Avant' et 'arrière' sont définis par rapport à la direction du vol.

Manette des gaz

Manette gauche avec une poignée noire

Cette manette règle la pression d'admission (PA). La manette est poussée à fond vers l'avant pour les hautes performances.

Manette en avant	= PLEINE PUISSANCE, PA élevée
Manette en arrière	= RALENTI, PA faible

Quand la pression d'admission est élevée, le mélange air carburant fourni au moteur est important, quand la pression d'admission est basse le mélange air carburant fourni au moteur est faible.

Manette de pas d'hélice

Manette centrale à bouton bleu

Manette en avant	= Régime hélice élevé, PLEIN PETIT PAS.
Manette vers l'arrière	= Régime hélice plus faible GRAND PAS.

Cette manette permet de commander le régulateur qui ajuste le pas de l'hélice et ainsi le régime hélice (RPM). Le régime hélice choisi est maintenu constant par le régulateur d'hélice indépendamment de la vitesse de l'avion et du réglage de la manette des gaz ("hélice à vitesse constante")

Le régulateur d'hélice est fixé sur l'avant du moteur. Il régule l'alimentation de l'huile moteur vers l'hélice. Le circuit d'huile du régulateur d'hélice fait partie intégrante du circuit d'huile moteur. En cas de panne du régulateur ou du circuit d'huile, les pales de l'hélice reviennent en plein petit pas (RPM maximum) pour permettre de continuer le vol.

ATTENTION

En cas de panne de régulateur ou de forte baisse de la pression d'huile, le régime hélice doit être ajusté avec la manette des gaz. Ne pas dépasser 2700 RPM.

ATTENTION

Les manettes des gaz et de pas d'hélice doivent être manœuvrées doucement, de manière à ne pas provoquer des sursrégimes et des variations de régime trop rapides. Les pales en bois sont légères et elles favorisent davantage les variations rapides de régime que les pales métalliques

Manette de richesse

- Manette droite à bouton rouge avec un verrouillage permettant d'éviter les déplacements involontaires.

Cette manette sert à régler la proportion du mélange air/carburant fourni au moteur.

Manette en avant = Mélange RICHE (en carburant)

Manette en arrière = Mélange PAUVRE (en carburant)

Quand la manette est en butée avant, le mélange est enrichi pour des performances élevées ce qui contribue aussi au refroidissement du moteur.

En croisière, le mélange doit être appauvri de manière à rechercher le meilleur rapport air/carburant. La procédure d'appauvrissement est donnée dans la section 4.

Pour arrêter le moteur la manette de richesse doit être tirée en butée arrière. De l'air est admis uniquement dans les cylindres et le moteur s'étouffe . En arrêtant le moteur de cette manière il n'y a plus de carburant dans les cylindres.

Entrée d'air moteur de secours (Alternate Air)

En cas de perte de pression d'admission causée par le givrage ou le colmatage du filtre à air, il y a la possibilité de prélever de l'air dans le compartiment moteur. Le levier de commande de l'entrée d'air de secours se trouve sous le tableau de bord à gauche de la console centrale. Pour ouvrir l'entrée d'air de secours tirer le levier vers l'arrière. En vol normal l'entée d'air de secours est fermée, la manette étant poussée vers l'avant.

Pictogramme sur le levier repoussé vers l'avant :

ENTREE D'AIR SECOURS

ou

ALTERNATE AIR

Pictogramme visible quand le levier est tiré vers l'arrière :

**ENTREE D'AIR SECOURS
MARCHE**

ou

**ALTERNATE AIR
ON**

7.9.3 HELICE

Le DA 40-180 est équipé d'une hélice tripale, à vitesse constante mt-Propeller MTV 12 B/180-17 ou MTV 12 B/180-17 f à pas variable hydraulique. Les pales en composite bois ont un revêtement en fibre de verre. Leur bord d'attaque est protégé par un blindage en acier et, près du moyeu de l'hélice, par une bande de protection adhésive en polyuréthane. Ces pales d'un poids faible diminuent les vibrations.

REMARQUE

Les hauts régimes doivent être évités au parking autant que possible, car les pales peuvent être endommagées par des pierres. Pour cette raison les essais moteur et hélice doivent être effectués sur une zone sans terre ou gravillons.

ATTENTION

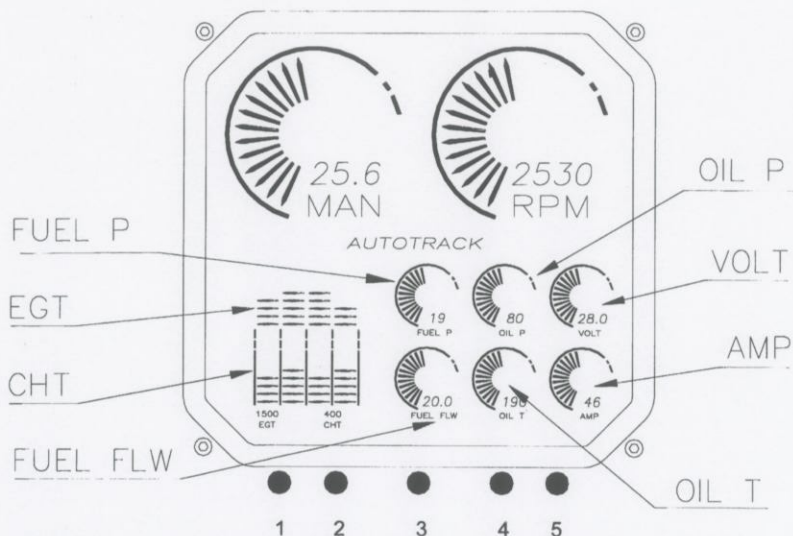
Ne jamais tourner l'hélice à la main avec le contact d'allumage sur L, R ou BOTH, car cela peut causer de graves blessures.

Ne jamais démarrer l'avion à la main !

Régulateur d'hélice

Un régulateur Woodward C-210776 ou mt-Propeller MT-P420-10 (OAM 40-070) peut être installé.

7.9.4 INSTRUMENTS MOTEUR



Bouton 1 : Mode "pauvre"

Bouton 2 : Mode température des gaz d'échappement / température culasses.

Bouton 3 : Mode de suivi automatique.(Autotrack)

Bouton 4 : Mode calcul du carburant.

Bouton 5 : Enregistrement des paramètres moteur.

Le bouton 3 permet aussi de changer mode d'affichage lors de la mise sous tension de l'instrument.

Mode d'affichage par barres ou aiguilles

Si, lors de la mise sous tension de l'instrument, le bouton 3 reste enfoncé pendant que l'auto-test s'effectue et que les valeurs actuelles s'affichent, le type d'affichage peut être choisi. Dans le premier cas les valeurs sont indiquées sur des instruments ronds avec une aiguille comme sur des instruments classiques, alors que dans l'autre cas les instruments ronds se remplissent de barres d'affichage jusqu'à la valeur mesurée. Il appartient au pilote de choisir la présentation.

Indications sur les instruments moteur Vision Microsystems VM 1000.

Désignation	Indication	Unité
MAN	Pression d'admission	inHg
RPM	Régime hélice	RPM
EGT	Température des gaz d'échappement	°F
CHT	Température culasses	°F
FUEL P	Pression carburant	psi
FUEL FLW	Débit carburant	US gal/hr
OIL P	Pression d'huile	psi
OIL T	Température d'huile	°F
VOLT	Tension	V
AMP	Intensité	A

Bouton 1 - Mode pauvre.

A la mise sous tension de l'unité, le mode normal s'affiche. La température de chaque culasse (CHT) est affichée grâce à de petites barres entre les marques de secteur colorées. Au-dessus de la CHT, la température des gaz d'échappement (EGT) est affichée pour chaque cylindre par un autre groupe de petites barres digitales.

En cas de panne d'une sonde de température, son indicateur n'affiche rien. Si l'affichage d'une température cylindre clignote, le cylindre en question est trop chaud ou bien il refroidit trop rapidement (choc thermique).

En appuyant sur le bouton 1, l'affichage passe en mode "pauvre". Ceci est confirmé par l'apparition de deux demi barres à droite et à gauche des blocs d'affichage.

Dans ce mode toutes les barres qui servaient à l'indication de température culasse sont désormais uniquement utilisées pour l'indication de la température des gaz d'échappement. Une barre représente 10°F. Si les colonnes sont complètement pleines avant d'appauvrir, appuyer une deux fois sur le bouton 1 pour que les barres s'affichent de nouveau à partir du bas des colonnes.

Quand une colonne d'affichage clignote, le cylindre concerné a atteint la température de gaz d'échappement la plus élevée. Ce point sera marqué par une barre seule qui servira de référence pour enrichir le mélange. L'indication numérique peut être employée en plus.

Bouton 2 : Mode température des gaz d'échappement /température culasses

En utilisant ce bouton, une indication numérique de la température des gaz d'échappement et des culasses apparaît sous la représentation graphique. Ce bouton permet également de faire défiler l'affichage individuel des températures de la culasse et des gaz d'échappement de chaque cylindre. Le numéro du cylindre s'affiche, puis sa température et l'afficheur passe automatiquement au cylindre suivant. Une fois que les quatre cylindres ont été affichés, l'afficheur revient en mode automatique qui indique le numéro du cylindre ayant la température de gaz d'échappement la plus élevée, ainsi que le numéro du cylindre le plus chaud. Les températures sont affichées en alternance.

Bouton 3 : Mode de suivi automatique.(Autotrack)

En mode de suivi automatique, les changements des valeurs moteur sont affichées. En appuyant pendant le vol sur le bouton 3, les variations des valeurs courantes sont affichées, le cadran circulaire concerné et l'indication "AUTOTRACK" se mettent à clignoter.

Pour quitter ce mode, appuyer sur le bouton 3. Ce mode est automatiquement quitté si une valeur critique est affichée.

Bouton 4 : Mode calcul du carburant.

En appuyant sur le bouton 4 l'affichage passe du débit carburant (FUEL FLW) à une indication numérique au-dessous. Il y a 4 modes d'affichage qui sont sélectionnés par des pressions successives sur le bouton 4 :

REM : Ce mode affiche la quantité restante de carburant en US gal. L'indication varie par tranche de 0,1 US gal. Cette fonction est valable uniquement quand le mode ADD (Add up fuel : ajouter du carburant) a précédemment été activé.

HRS : Ce mode indique le temps de vol restant (en heures) sur la base du débit de carburant affiché. Les chiffres varient par dixième d'heure. Cette fonction est active uniquement quand le mode ADD (Add up fuel : ajouter du carburant) - a précédemment été activé.

BRN : Ce mode affiche la quantité de carburant utilisée depuis que l'équipement est allumé. L'indication varie par tranche de 0,1 US gal

ADD : Ce mode peut être utilisé après le ravitaillement en carburant pour entrer dans le calculateur la quantité de carburant embarquée. Pour utiliser le mode REM et HRS, le calculateur doit être mis à jour de la quantité de carburant embarquée. 10 US gal sont ajoutés en appuyant sur le bouton 3 tandis que 1 US gal est ajouté au total en appuyant sur le bouton 5. La quantité est validée en appuyant sur le bouton 4. De cette manière, la quantité entrée dans ADD est ajoutée au total précédant du mode REM. Pour vérifier la quantité de carburant appuyer sur le bouton 4 jusqu'à ce que REM soit affiché.

Si on a trop ajouté, ne pas appuyer sur le bouton 4 pour confirmation. Après 20 secondes le calculateur quitte automatiquement le mode ADD.

ATTENTION

Une mauvaise utilisation du calculateur dans le mode calcul du carburant donne des indications erronées en mode REM - carburant restant - et en mode HRS - temps de vol restant. Avant d'utiliser en vol le mode calcul du carburant, le pilote doit être certain d'avoir compris le fonctionnement et l'utilisation de cet équipement. De plus, l'utilisation du calculateur ne doit pas se substituer calcul de consommation en vol préparé par le pilote.

Bouton 5 : Enregistrement des paramètres moteur

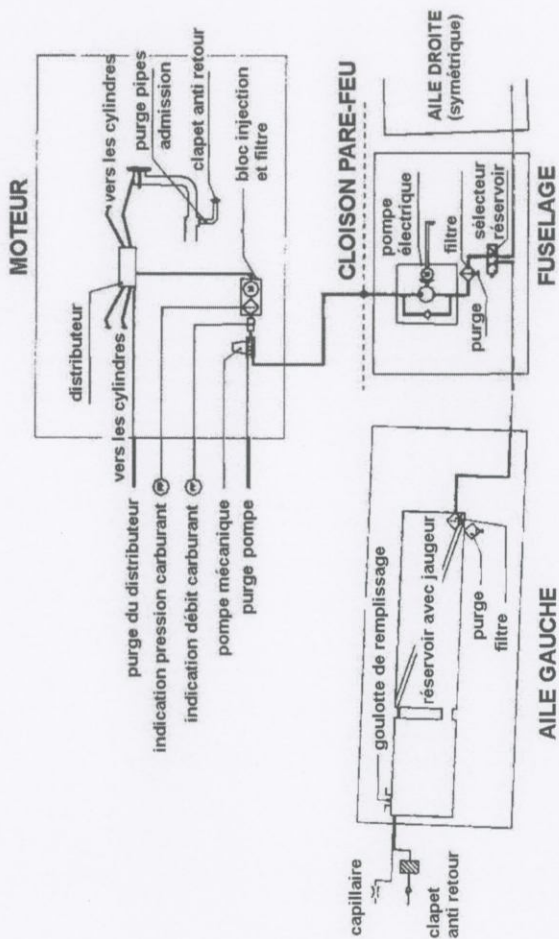
Une pression sur le bouton 5 active l'enregistreur des paramètres moteur. Les valeurs affichées sont les valeurs minima enregistrées pendant le fonctionnement, comme la tension la plus basse, la pression carburant la plus basse, etc. L'indicateur RPM affiche le nombre total d'heures de fonctionnement.

En appuyant une deuxième fois sur le bouton 5 les valeurs maxima enregistrées pendant le fonctionnement sont affichées. En appuyant une troisième fois sur le bouton 5 on quitte le mode enregistreur et l'affichage revient sur le mode d'origine. S'il n'y a pas de pression sur le bouton 5 pendant environ 20 secondes, l'affichage revient automatiquement sur le mode d'origine.

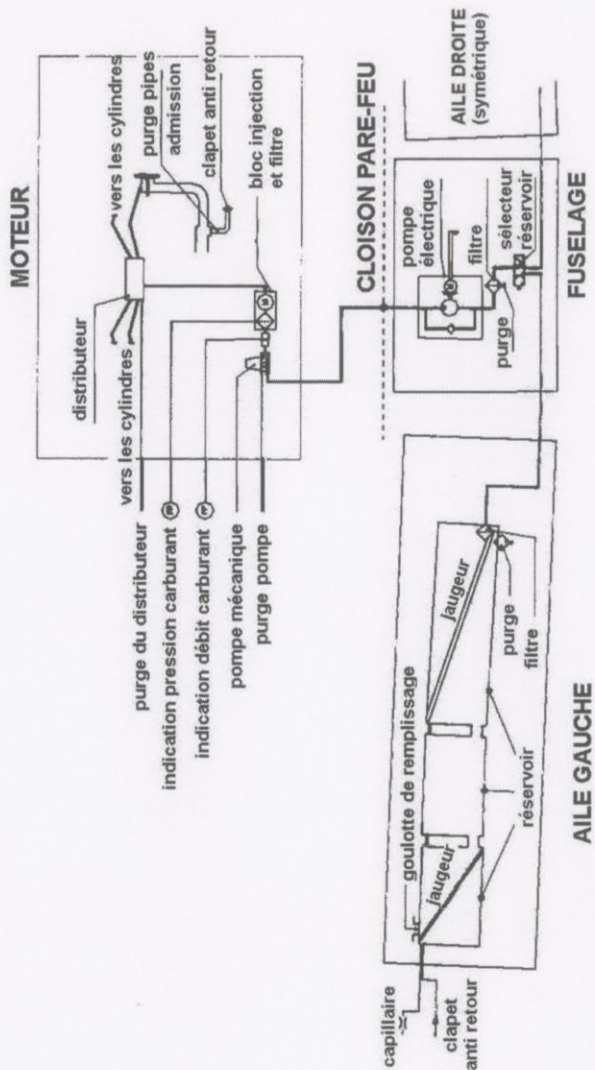
Les valeurs de cet enregistreur peuvent être consultées seulement pendant ou immédiatement après le vol. A chaque nouveau vol les données précédentes sont effacées.

7.10 CIRCUIT CARBURANT

a) Réservoirs standard



b) Réservoirs Long Range



Pompes à carburant

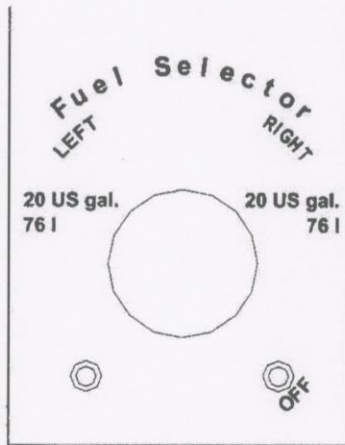
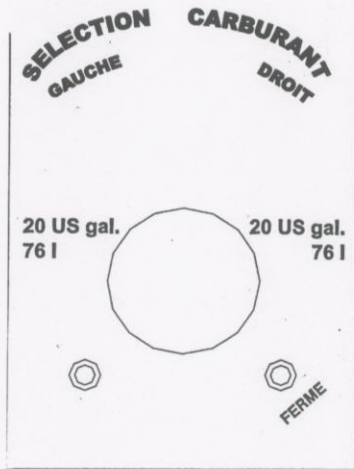
Le circuit carburant est équipé d'une pompe mécanique et d'une pompe électrique. L'alimentation principale est fournie par la pompe mécanique.

La pompe électrique sert de pompe auxiliaire et de pompe de secours; elle ne doit pas fonctionner en permanence. Elle est mise en marche par le contacteur FUEL PUMP dans la rangée de contacteurs en bas à gauche du tableau de bord. Elle est vérifiée pendant la mise en route du moteur et utilisée par sécurité pendant les décollages et les atterrissages, puis au moment du changement de réservoir. Elle est également utilisée en cas de baisse de pression de carburant.

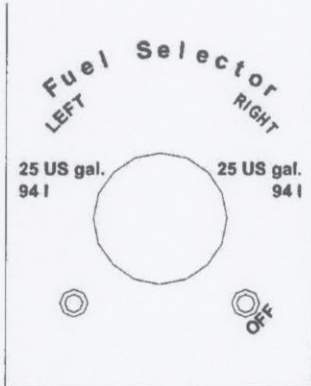
Sélecteur de réservoirs de carburant.

Le sélecteur est situé sur la console centrale. Les différentes positions sont, réservoir gauche (LEFT), réservoir droit (RIGHT) et fermé (OFF). Le sélecteur de réservoir est fermé en le tournant vers la droite tout en le tirant vers le haut. Cette double manœuvre permet d'éviter la fermeture par inadvertance du sélecteur de carburant

a) Réservoirs standard



b) Réservoirs Long Range



Réservoirs de carburant

Dans chaque aile il y a 2 réservoirs en aluminium qui sont reliés par une tuyauterie souple et qui disposent de deux tuyauteries de mise à l'air libre indépendantes. Les sorties des mises à l'air libre se trouvent sous les ailes à environ 2 mètres des saumons. Une sortie fonctionne comme un capillaire, les deux servent à équilibrer la pression dans les réservoirs et sont une sécurité en cas de panne de l'une des deux. L'autre est un clapet anti-retour qui permet à l'air de pénétrer dans le réservoir, mais qui l'empêche d'en sortir.

Un filtre rigide (filtre long) est monté à la sortie de chaque réservoir. Une purge se trouve au point le plus bas. Un décanteur est situé au point le plus bas du circuit de carburant. La purge du décanteur sert à éliminer l'eau et les sédiments accumulés dans le circuit de carburant. Cette purge se trouve sous le fuselage à 30 cm en avant du bord d'attaque l'aile.

Jauges carburant

a) Réservoirs standard

Un jaugeur capacitif mesure la quantité restante dans chaque réservoir. Quand la jauge indique zéro, il ne reste que le carburant inutilisable. La capacité totale de chaque réservoir est de 20 US gal (environ 76 litres). La quantité maximum indiquée est de 15 US gal (jusqu'au n° de série 40.054) ou de 17 US gal (n° de série 40.055 et suivants). L'indication est correcte jusqu'à cette quantité. Pour une quantité réelle supérieure à 15 US gal / 17 US gal, les jauges indiquent toujours 15 US gal/17 US gal.

REMARQUE

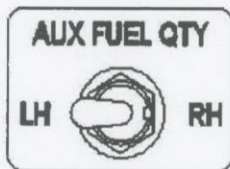
Quand les jauges à carburant indiquent 15 US gal/17 US gal, la quantité réelle de carburant doit être mesurée avec la jauge manuelle. Si cette mesure n'est pas effectuée, la quantité devant être prise en compte pour le vol est de 15 US gal/17 US gal.

b) Réservoirs Long Range

Un jaugeur capacitif supplémentaire mesure la quantité restante dans chaque réservoir Long Range. Quand la jauge indique zéro, il ne reste que le carburant inutilisable. La capacité totale de chaque réservoir est de 25 US gal (environ 94 litres).

Les jaugeurs standard mesurent la quantité jusqu'à 16 US gal. Elle est indiquée par tranche de 1 US gal sur les parties droite et gauche de l'indicateur.

Les jaugeurs supplémentaires mesurent la quantité entre 16 US gal et 25 US gal. Elle est indiquée numériquement au centre de l'indicateur par tranche de 3 US gal (de 0 à 3 US gal) et de 1 US gallon (au-delà de 3 US gal jusqu'à la quantité maximum de 9 US gal. Le côté devant être affiché est sélectionné par le sélecteur AUX FUEL QTY (voir ci-dessous) près de l'indicateur. Les quantités à droite et à gauche de l'indicateur (de 0 US gal au maximum 16 US gal) ne sont pas affectées par la position LH ou RH du sélecteur AUX FUEL QTY.

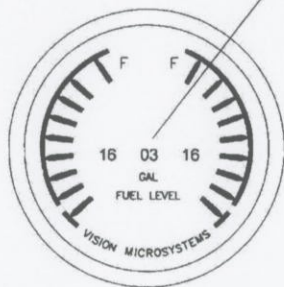


La quantité exacte de carburant dans chaque réservoir est la somme de l'indication centrale et de l'indication latérale correspondante.

ATTENTION

La quantité exacte de carburant est affichée 2 minutes après activation du sélecteur

Affichage de la quantité de carburant supplémentaire entre 16 US gal et 25 US gal du réservoir sélectionné par le sélecteur FUEL QTY



La jauge manuelle permet de déterminer la quantité exacte de carburant contenue dans un réservoir pendant la visite prévol. Elle fonctionne suivant le principe des vases communicants. La forme de cet appareil s'adapte au profil de l'aile. Il possède une découpe qui vient épouser les barrettes de décrochage du bord d'attaque de l'aile. Sa position exacte est marquée par une échancrure sur la barrette de décrochage. Quand le connecteur métallique est raccordé à la purge de réservoir, la quantité de carburant contenue dans le réservoir se lit sur le tube vertical.

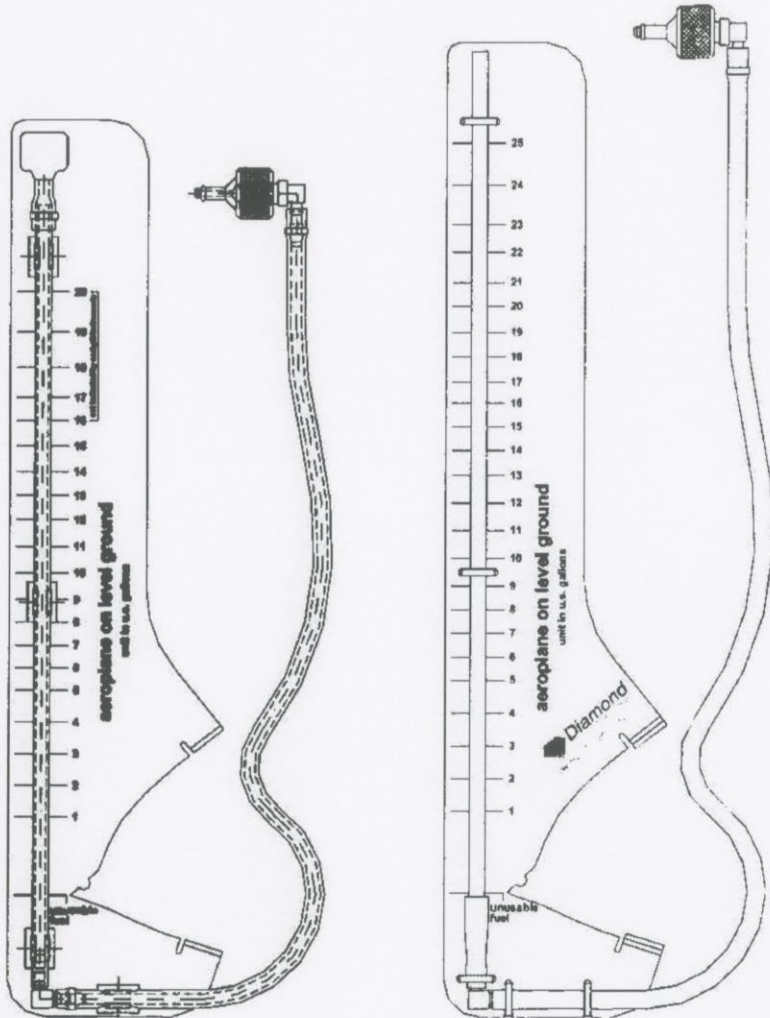
Pour obtenir une indication exacte l'avion doit être sur un sol plat et le bouchon du réservoir doit avoir été ouvert auparavant.

Cet appareil se range dans la pochette au dos du siège pilote

ATTENTION

Il y a un modèle de jauge manuelle pour les réservoirs standard et un autre pour les réservoirs Long Range. L'utilisation du mauvais modèle donnera une indication fausse

Jauge manuelle



a) Réservoirs standard

b) Réservoirs Long range

7.11 CIRCUIT ELECTRIQUE

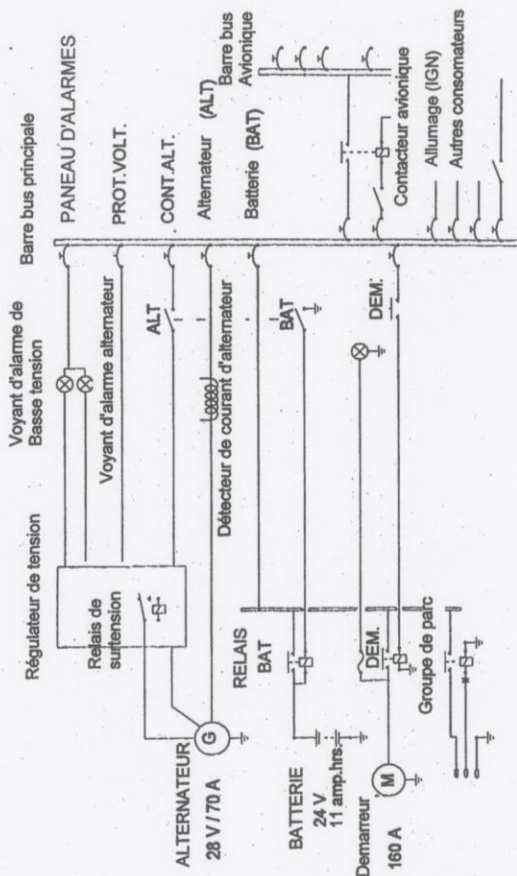


Schéma simplifié pour les n° de série

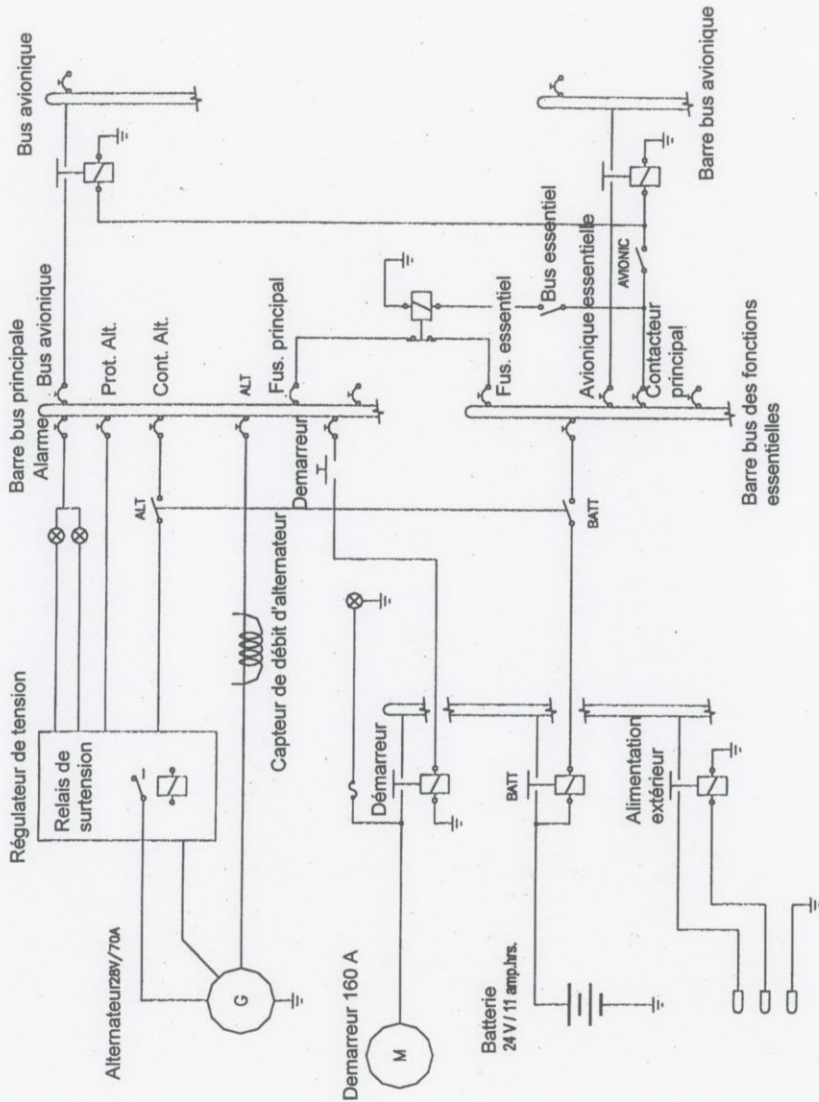


Schéma simplifié pour
acteur de fonctions

7.11.1 GENERALITES

Le DA 40 est équipé d'un circuit électrique courant continu 28 volts qui peut se subdiviser en :

- Génération électrique
- Stockage
- Distribution
- Consommation

Génération électrique

Un alternateur de 70 ampères est monté à l'avant du moteur. Il est entraîné par une courroie trapézoïdale et recharge la batterie. En cas de panne d'alternateur, la batterie alimente le circuit. Les deux sources d'énergie électrique étant indépendantes, une panne électrique totale est très peu probable.

Stockage

Une batterie au plomb-acide de 10 ampères/heure, ou plus suivant le modèle, est installée à droite dans le compartiment moteur. La batterie est reliée au circuit électrique par l'intermédiaire du disjoncteur principal de 70 ampères.

En plus une batterie sèche non rechargeable ou un pack piles au lithium est installé sur le DA 40 IFR. Ils servent d'alimentation supplémentaire pour l'horizon artificiel et l'éclairage du tableau de bord. Quand le contacteur de secours est sur marche (ON) ces deux équipements sont alimentés pendant 1 heure et 30 minutes indépendamment de toutes les autres servitudes électriques.

Distribution

Le courant électrique est distribué par une "barre bus principale" et, si installée, par une "barre bus essentielle".

Contact général (ALT/BAT)

Le contact général se divise en deux parties, le contacteur général (ALT) à gauche et le contacteur général (BAT) à droite. Les deux parties enclenchées ensemble, forment le contact général.

Servitudes électriques

Les servitudes électriques (ex. radio, pompe électrique, feux de position, etc.) sont connectés à la barre bus principale par l'intermédiaire de disjoncteurs automatiques.

Les abréviations et désignations utilisées pour identifier les disjoncteurs sont expliquées dans la section 1.5 DEFINITIONS ET ABREVIATIONS.

Allumage

La version de base du DA 40 est équipée du système d'allumage SlickSTART. Ce système améliore le démarrage du moteur en fournissant aux bougies plus de puissance pendant la séquence de démarrage. Après démarrage l'allumage est commandé traditionnellement par les magnétos.

Le DA 40 peut être équipé d'un système de gestion électronique de l'allumage (LASAR). Ce système mesure la pression d'admission et le régime. Il utilise ces paramètres pour optimiser le point d'allumage. Ce système rend le moteur plus souple et améliore les mises en route. Si ce système électronique n'est pas en fonction, le voyant de fonction reste allumé et les magnétos fonctionnent en direct. Lorsque le moteur tourne sur une seule magnéto, par exemple pendant la sélection magnéto, l'allumage n'est pas géré par le système électronique et le voyant de contrôle doit s'allumer. Pour la remise en route du moteur en vol sans système de gestion électronique, le régime moteur doit être supérieur à 500 RPM. L'allumage par magnéto est indépendant du circuit électrique de bord. Il garantit donc le fonctionnement du moteur en cas de panne d'alimentation électrique.

Voltmètre.

Le voltmètre affiche la tension de la barre-bus principale. Si l'alternateur est en fonctionnement, sa tension est affichée, autrement la tension de la batterie est affichée.

Ampèremètre

L'ampèremètre affiche la charge de l'alternateur.

Phares d'atterrissage et de roulage

Les phares d'atterrissage et de roulage sont montés dans l'aile gauche. Ils sont commandés chacun par un contacteur LANDING (atterrissage) ou TAXI (roulage) situé sur la rangée de contacteurs du tableau de bord.

Feux de position et feux à éclats

Un combiné feu de position - feu à éclats est installé sur chaque saumon. Chaque système est commandé par un contacteur (POSITION ou STROBE) situé sur la rangée de contacteurs du tableau de bord.

Eclairage du tableau de bord

Un éclairage bi-directionnel est monté sous la casquette du tableau de bord. Il éclaire le tableau de bord ainsi que les manettes, les contacteurs, etc. Grâce à un potentiomètre sur la gauche du tableau de bord (FLOOD) cet éclairage peut être mis en service et son intensité peut être réglée.

Eclairage des instruments

Grâce à un potentiomètre (INSTRUMENT) sur la gauche du tableau de bord l'éclairage interne des instruments peut être mis en service et son intensité peut être réglée.

Réchauffage Pitot

La prise Pitot alimente les circuits de pression statique et totale. Elle est réchauffée par une résistance électrique. Un contact thermique dans la prise Pitot maintient la température constante automatiquement et par sécurité un fusible thermique est monté dans cette prise Pitot. Si ce fusible thermique entre en action, le réchauffage Pitot ne peut plus être allumé, l'alarme réchauffage Pitot s'allume. Dans ce cas le système doit subir une opération d'entretien.

REMARQUE

L'alarme de réchauffage Pitot reste allumée si le réchauffage Pitot est coupé.

7.11.2 PANNEAU D'ALARMES DAI (VOYANTS D'ALARME, D'ALERTE ET D'ETAT)

Il y a deux modèles de panneau d'alarmes ("DAI" et "White Wire"). Le modèle "DAI" décrit ci-dessous peut être identifié par ses voyants en forme de carré.

Test du panneau d'alarmes

Pendant la visite prévol les voyants du panneau d'alarme doivent être testés en appuyant sur le bouton de test afin de vérifier que tous les voyants fonctionnent. Tous les voyants doivent être opérationnels.

Alarme d'alternateur (ALT)

Le voyant d'alarme d'alternateur de couleur rouge s'allume en cas de panne d'alternateur. Dans ce cas l'unique source d'énergie électrique est la batterie.

La procédure à suivre en cas d'alarme d'alternateur est indiquée dans la section 3.7.2 PANNE ELECTRIQUE.

Alerte de basse tension (VOLT)

Le voyant d'alerte de basse tension de couleur ambre s'allume quand la tension descend au-dessous de 24 volts. Il s'éteint lorsque la tension dépasse 25 volts. Ce voyant est ambre.

La procédure à suivre en cas d'alerte de basse tension est indiquée dans la section 4B.3 PANNE ELECTRIQUE.

Alarme de pression carburant (FUEL PR)

Le voyant d'alarme de pression de carburant de couleur rouge s'allume quand la pression descend au-dessous de 14 psi.

Alerte de faible niveau de carburant (L FUEL et R FUEL)

Chaque réservoir dispose d'un voyant d'alerte de faible niveau de couleur ambre. Il commence à s'allumer quand le niveau de carburant devient faible et il s'allume en permanence quand la quantité de carburant utilisable descend au-dessous de 3 US gal (± 1 US gal). L'indication est calibrée pour le vol en palier à inclinaison nulle. Un voyant peut s'allumer en vol lors d'un virage dérapé ou lors d'un virage au sol.

Alarme de pression d'huile (OIL PR)

Le voyant d'alarme de pression d'huile de couleur rouge s'allume quand la pression descend au-dessous de 25 psi.

La procédure à suivre en cas d'alarme de pression d'huile est indiquée dans la section 3.2.3 PANNE MOTEUR EN VOL.

Alarme DOOR

Un voyant d'alarme rouge s'allume quand la verrière et/ou la porte arrière n'est pas fermée et verrouillée.

La procédure à suivre en cas d'allumage du voyant DOOR est indiquée en section 3.7.4 ALARME "DOOR" ALLUMÉE

Alarme de porte (DOOR)

Le voyant d'alarme de porte de couleur rouge s'allume quand la verrière avant ou la porte arrière (ou les deux) n'est pas fermée et verrouillée.

Etat de l'allumage (ING)

Ce voyant sert seulement si le système de gestion électronique de l'allumage est installé.

Le voyant d'état de l'allumage de couleur blanche s'allume quand le système de gestion électronique de l'allumage ne fonctionne pas. Dans ce cas les magnétos fonctionnent de manière conventionnelle.

La procédure à suivre en cas d'apparition du voyant d'état d'allumage est indiquée dans la section 4B.3 PANNE ELECTRIQUE.

Alarme de démarreur (START)

Le voyant d'alarme de démarreur de couleur rouge s'allume lorsque le démarreur fonctionne ou qu'il reste enclenché. Cela arrive quand le pignon du démarreur reste engagé dans la couronne de démarreur.

La procédure à suivre en cas d'alarme de démarreur est indiquée dans la section 3.7.2 PANNE ELECTRIQUE.

Alerte de réchauffage Pitot.(PITOT)

Le voyant d'alerte de réchauffage Pitot de couleur ambre est allumé quand le système de réchauffage n'est pas mis en marche ou quand ce système est en panne.

Une utilisation prolongée du réchauffage Pitot au sol peut également provoquer l'allumage de son voyant d'alerte. Dans ce cas il indique le fonctionnement du contact thermique qui évite la surchauffe du réchauffage Pitot au sol. C'est un fonctionnement normal du système. Après une période de refroidissement, le système de réchauffage s'enclenche automatiquement.

7.11.3 PANNEAU D'ALARMES WHITE WIRE (VOYANTS D'ALARME, D'ALERTE ET D'ETAT)

Il y a deux variantes de panneau d'alarmes ("DAI" et le "White Wire"). La variante "White Wire" décrite ci-dessous peut être identifiée par la surface lisse du panneau et le logo "White Wire" en haut à droite de l'instrument.

Test du panneau d'alarmes

Lors de la visite prévol les voyants du panneau d'alarmes doivent être testés. Cette fonction est automatique après la mise sur marche (ON) du contacteur batterie. Tous les voyants clignotent et le signal sonore est coupé. En appuyant sur le bouton de test "acknowledge", les voyants s'éteignent et un signal sonore retentit. Ce test permet la vérification du microprocesseur, des voyants et du signal sonore.

Le pilote peut effectuer un test supplémentaire en maintenant enfoncé le bouton "acknowledge" pendant 2 secondes. Tous les voyants se mettent à clignoter et le signal sonore retentit continuellement.

Message d'alarme (WARNING)

Une alarme est indiquée par un signal sonore continu (audible dans l'intercom). Le message "WARNING" de couleur rouge clignote et le voyant rouge associé au système affecté s'allume.

En appuyant sur le bouton "acknowledge" qui s'allume maintenant en vert, le signal sonore s'arrête, et le message WARNING s'éteint. Le voyant associé au système affecté ne clignote plus mais reste constamment allumé.

Message d'alerte (CAUTION)

Une alerte est indiquée par un signal sonore momentané (audible dans l'intercom). Le MESSAGE "CAUTION" de couleur ambre clignote et le voyant ambre associé au système affecté clignote.

En appuyant sur le bouton "acknowledge" qui s'allume maintenant en vert le signal sonore s'arrête et le message CAUTION s'éteint. Le voyant associé au système affecté ne clignote plus mais reste constamment allumé.

L'alerte de faible niveau de carburant fonctionne de manière légèrement différente (fonction étendue) comme indiqué ci-dessous.

Alarme d'alternateur (ALTERNATOR)

L'alarme d'alternateur fonctionne en cas de panne d'alternateur. La seule source d'énergie électrique restante est la batterie.

La procédure à suivre en cas d'alarme d'alternateur est indiquée dans la section 3.7.2 PANNE ELECTRIQUE.

Alerte de basse tension (LOW VOLTS)

L'alarme de basse tension fonctionne quand la tension descend au-dessous de 24 volts. Elle s'arrête quand la tension de bord remonte au-dessus de 25 volts.

La procédure à suivre en cas d'alerte de basse tension est indiquée dans la section 4B.3 PANNE ELECTRIQUE.

Alarme de pression carburant (FUEL PRESS)

L'alarme de pression carburant fonctionne quand la pression descend au-dessous de 14 psi.

Alarme de faible niveau de carburant (LOW FUEL)

Dès que le niveau de carburant utilisable *dans un réservoir* descend au-dessous de 3 US gal (± 1 US gal) une alerte fonctionne (signal sonore momentané, message "CAUTION" clignotant, voyant "LOW FUEL" clignotant). L'alarme se termine de façon habituelle en appuyant sur le bouton "acknowledge"; le message "CAUTION" s'éteint, le voyant "LOW FUEL" reste allumé continuellement.

Dès que la quantité de carburant *dans le deuxième réservoir* descend également au-dessous de 3 US gal (± 1 US gal), une alerte apparaît de manière différente. Un signal sonore *continu* est audible dans l'intercom, le message ambre "CAUTION" clignote et le voyant ambre "LOW FUEL" clignote également.

En appuyant sur le bouton "acknowledge", qui s'allume en vert maintenant, le signal sonore s'arrête et le message "CAUTION" s'éteint. Le voyant "LOW FUEL" continue à clignoter.

L'indication est calibrée pour le vol en palier à inclinaison nulle. L'alerte peut se déclencher pendant un virage en glissade ou dérapage et au sol lors d'un virage.

Alarme de pression d'huile (OIL PRESS)

L'alarme de pression d'huile fonctionne quand la pression d'huile descend au-dessous de 25 psi.

La procédure à suivre en cas d'alarme de pression d'huile est indiquée dans la section 3.2.3 PANNE MOTEUR EN VOL.

Alarme de porte et de verrière (DOORS)

L'alarme de porte et de verrière fonctionne quand la verrière avant et/ou la porte arrière n'est pas fermée ou verrouillée.

La procédure à suivre en cas d'allumage du voyant DOORS est indiquée en section 3.7.4 ALARME "DOOR" ALLUMÉE

Etat de l'allumage (IGN)

Ce voyant sert uniquement quand le système de gestion électronique de l'allumage est installé.

Ce voyant de couleur blanche s'allume quand le système de gestion électronique de l'allumage ne fonctionne pas. Dans ce cas l'allumage classique par magnéto fonctionne.

Les messages "WARNING", "CAUTION" et l'alerte sonore ne seront pas activés.

La procédure à suivre en cas d'apparition du voyant d'état de l'allumage est indiquée dans la section 4B.3 PANNE ELECTRIQUE.

Alarme de démarreur (START)

L'alarme de démarreur fonctionne lorsque le démarreur reste enclenché. Cela arrive quand le pignon du démarreur reste engagé dans la couronne de démarreur.

Pendant l'utilisation du démarreur, le voyant START s'allume également. Dans ce cas le message WARNING et le signal sonore ne sont pas activés.

La procédure à suivre en cas d'alarme de démarreur est indiquée dans la section 3.7.2 PANNE ELECTRIQUE.

Alerte réchauffage Pitot (PITOT)

L'alerte Pitot fonctionne quand le réchauffage Pitot n'est pas en marche ou quand il y a une panne du système de réchauffage Pitot.

Le message CAUTION peut aussi apparaître lors d'une utilisation prolongée au sol du réchauffage Pitot. C'est une fonction normale du système. Après une période de refroidissement le système sera automatiquement reconnecté.

Alarme de compensateur (TRIM FAIL)

Le panneau d'alarmes "White Wire" du DA 40 est prévu pour l'installation d'un pilote automatique. Quand un pilote automatique est installé et prêt à fonctionner, le voyant TRIM FAIL indique une panne du système de compensateur automatique du pilote automatique. Pour plus de détails, se reporter à l'additif A13 de la section 9 (si le PA est installé).

Voyants inutilisés

Le panneau d'alarmes "White Wire" dispose de deux voyants supplémentaires pour une utilisation future. Ces voyants ne sont pas utilisés pour le moment.

7.12 CIRCUITS PITOT ET STATIQUE

La pression totale est mesurée sur le bord d'attaque de la prise Pitot située sous l'aile gauche. La pression statique est mesurée par deux orifices à la base et à l'arrière de la même prise. Des filtres protègent le circuit de la condensation et de la poussière; ils sont accessibles par l'emplanture de l'aile. La prise Pitot-statique est à réchauffage électrique.

De plus, certains n° de série disposent d'une vanne statique de secours installée sous le tableau de bord. Elle permet d'utiliser la pression statique cabine en cas de panne des circuits Pitot et statique.

7.13 AVERTISSEUR DE DECROCHAGE.

Si la vitesse descend en dessous de 1,1 fois la vitesse de décrochage, l'avertisseur de décrochage situé sur le tableau de bord retentit. Le son de l'avertisseur devient de plus en plus fort au fur et à mesure que l'on se rapproche de la vitesse de décrochage. La dépression régnant à l'orifice sur le bord d'attaque de l'aile gauche alimente par l'intermédiaire d'une tuyauterie une petite trompette. L'orifice est entouré d'un rond rouge.

7.14 AVIONIQUE

Les équipements radio et navigation sont situés au centre du tableau de bord. Chaque manche est équipé d'un alternat. Il y a 4 prises de casque entre les deux sièges avant.

SECTION 8

MANUTENTION PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

	Page
8.1 INTRODUCTION	8-2
8.2 PÉRIODICITÉ DES VISITES.....	8-2
8.3 MODIFICATIONS OU REPARATIONS	8-3
8.4 MANUTENTION AU SOL, TRANSPORT ROUTIER.....	8-3
8.4.1 MANUTENTION AU SOL SANS BARRE DE REMORQUAGE.	8-3
8.4.2 MANUTENTION AU SOL AVEC BARRE DE REMORQUAGE	8-3
8.4.3 STATIONNEMENT	8-5
8.4.4 AMARRAGE	8-7
8.4.5 MISE SUR CHANDELLES	8-7
8.4.6 ALIGNEMENT	8-7
8.4.7 TRANSPORT ROUTIER	8-8
8.5 NETTOYAGE ET ENTRETIEN.....	8-9
8.5.1 SURFACES PEINTES.....	8-9
8.5.2 VERRIERE ET PORTE ARRIERE	8-10
8.5.3 HELICE	8-10
8.5.4 MOTEUR	8-10
8.5.5 CABINE	8-11
8.6 DEGIVRAGE AU SOL.....	8-12

8.1 INTRODUCTION

La section 8 contient les procédures de manutention au sol et d'entretien recommandées par le constructeur. Le manuel d'entretien (Doc N° 6.02.01) donne la liste de certaines exigences en matière d'inspection et d'entretien qui doivent être respectées si l'on veut que l'aéronef conserve les performances et la fiabilité qu'il avait à sa sortie d'usine.

8.2 PÉRIODICITÉ DES VISITES

Les travaux d'entretien sur le moteur et l'hélice doivent être faits suivant la dernière révision des Operator's Manuals, les Service Instructions, Service Letters et Service Bulletins de Lycoming et de mt-Propeller. Les inspections de la cellule doivent être effectuées suivant la dernière révision des check-lists/manuels du constructeur.

ATTENTION

Une inspection particulière est exigée après:

- atterrissage dur.
- choc sur l'hélice.
- feu moteur.
- foudroiement.
- autres malfunctions et dommages.

Les inspections particulières sont décrites dans le manuel d'entretien (Doc.N° 6.02.01; section 05-50).

8.3 MODIFICATIONS OU REPARATIONS

Les modifications ou réparations de l'avion doivent être réalisées suivant les indications du manuel d'entretien (doc. N°. 6.02.01.) et uniquement par du personnel qualifié.

8.4 MANUTENTION AU SOL, TRANSPORT ROUTIER

8.4.1 MANUTENTION AU SOL SANS BARRE DE REMORQUAGE

Les déplacements vers l'avant se font en tirant l'avion près du moyeu de l'hélice. La roulette de nez suit les mouvements de l'aéronef. Pour déplacer l'aéronef en arrière appuyer sur la queue jusqu'à ce que la roue avant ne touche plus le sol. Cette méthode peut également être utilisée pour tourner l'aéronef sur place.

8.4.2 MANUTENTION AU SOL AVEC BARRE DE REMORQUAGE

Pour pousser ou tirer l'avion au sol, il est recommandé d'utiliser une barre de manœuvre qui est disponible chez le constructeur. La barre de manœuvre est rangée à part. Elle doit être engagée dans les trous prévus du carénage de train avant comme montré sur la photo ci-dessous. Les pions de blocage doivent être complètement engagés.

AVERTISSEMENT

La barre de remorquage doit être retirée avant la mise en route du moteur

ATTENTION

La barre de remorquage ne doit être utilisée que pour déplacer l'avion à la main. Retirer la barre de remorquage après avoir déplacé l'avion.

REMARQUE

En poussant l'avion en arrière, la barre de manœuvre doit être maintenue fermement pour prévenir un braquage intempestif de la roue avant.



8.4.3 STATIONNEMENT.

Pour une courte immobilisation sur l'aire de stationnement, l'aéronef doit être orienté face au vent, frein de parking serré et volets rentrés. Pour une durée de stationnement indéterminée avec des conditions de vent incertaines, l'aéronef doit être amarré au sol ou rentré dans un hangar. Le stationnement dans un hangar est recommandé.

Verrouillage des gouvernes

Le constructeur fournit un système de verrouillage des gouvernes qui permet de bloquer les commandes de vol. Il est recommandé d'utiliser ce système quand l'avion est stationné à l'extérieur, sinon les gouvernes peuvent battre violemment contre les butées en cas de fort vent arrière ce qui peut provoquer des jeux excessifs et des dommages.

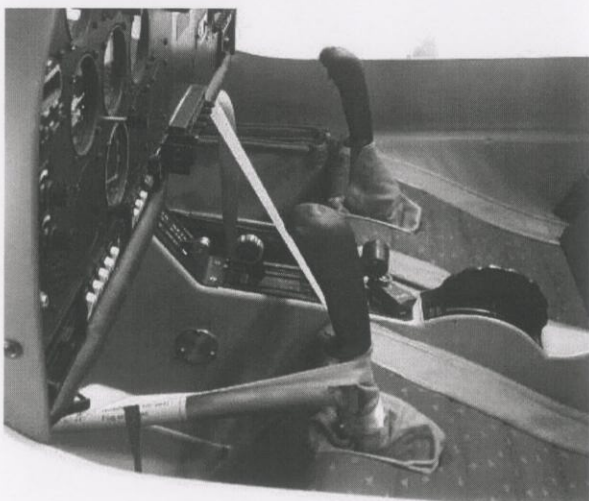
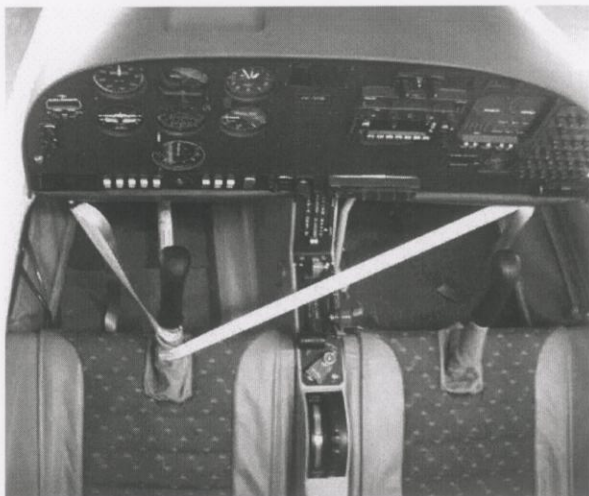
AVERTISSEMENT

Le verrouillage des commandes de vol doit être retiré avant le vol

Le verrouillage des commandes de vol est installé comme indiqué ci-dessous :

1. Rapprocher à fond les palonniers.
2. Engager les crochets de la barre de verrouillage dans les pédales.
3. Appuyer le manche contre l'extrémité de la barre, entourer le manche avec la sangle (1 tour)
4. Attacher la sangle sous le tableau de bord et la tendre.

Pour enlever le verrouillage des commandes de vol, inverser la séquence.



8.4.4 AMARRAGE

La quille d'étambot de l'aéronef possède un trou qui peut être utilisé pour amarrer l'aéronef au sol. Des anneaux d'amarrage de dimension métrique M8 peuvent également être vissés près des saumons.

8.4.5 MISE SUR CHANDELLES

Les points de levage du DA 40 se situent de chaque côté sous la nervure d'emplanture ainsi qu'à l'étambot.

8.4.6 ALIGNEMENT

Pour aligner l'avion, appuyer sur le fuselage au pied de la dérive jusqu'à ce que la roulette de nez se soulève. Le DA 40 peut ainsi pivoter autour du train principal. Après avoir aligné l'avion correctement, la roulette de nez peut être reposée doucement sur le sol.

8.4.7 TRANSPORT ROUTIER

Pour le transport de l'aéronef par la route il est recommandé d'utiliser une remorque. Tous les éléments de l'aéronef doivent être stockés sur des supports capitonnés et être attachés pour éviter tout déplacement pendant le transport.

1. *Fuselage*

Le fuselage doit être sur ses roues. Il doit être correctement attaché pour éviter tout déplacement d'avant en arrière ou vers le haut. Il faut aussi s'assurer qu'il y a suffisamment d'espace autour de l'hélice pour qu'elle ne soit pas endommagée si le fuselage bouge pendant le transport.

2. *Ailes*

Les deux ailes doivent être démontées du fuselage. Pour éviter toute détérioration, les ailes doivent être stockées verticalement sur le bord d'attaque, la nervure d'emplanture positionnée dans un support profilé et capitonné de 400 mm de hauteur au minimum. L'extrémité de l'aile (à environ 3 m de la nervure d'emplanture) doit être posée dans un support profilé et capitonné d'au moins 300 mm de hauteur.

Les ailes doivent être attachées pour éviter de glisser vers l'arrière.

3. *Plan fixe horizontal*

La profondeur doit être posée à plat dans la remorque et attachée avec des sangles, ou bien placée verticalement sur le bord d'attaque sur un support profilé. Toutes les surfaces de contact doivent être protégées avec de la moquette ou du plastique à bulles.

8.5 NETTOYAGE ET ENTRETIEN

ATTENTION

L'appareil doit toujours être propre. Une surface brillante protège des effets de surchauffe dus à l'ensoleillement

ATTENTION

La saleté dégrade les performances de l'avion

8.5.1 SURFACES PEINTES

Le DA 40-180 est entièrement recouvert d'une peinture résistante blanche à deux composants. Néanmoins, l'aéronef doit être protégé de l'humidité et la condensation. Pour une période d'immobilisation prolongée il est recommandé de mettre l'avion dans un hangar. L'aéronef ne doit pas séjourner trop longtemps à l'extérieur. Retirer l'eau accumulée et mettre les éléments dans un endroit sec et les retourner plusieurs fois.

La poussière, les insectes, etc. peuvent être retirés avec de l'eau claire et, si nécessaire, avec un détergent doux. Pour les taches récalcitrantes utiliser un nettoyant pour peinture automobile. Nettoyer l'avion après chaque journée de vol pour que les salissures ne s'incrustent pas.

Les traces d'huile, de gaz d'échappement etc. sous le fuselage peuvent être enlevées avec un détergent à froid. Vérifier avant de commencer que le détergent n'abîme pas la peinture. Protéger la peinture de l'avion avec des produits de l'automobile sans silicone

8.5.2 VERRIERE ET PORTE ARRIERE

Verrière et porte arrière doivent être nettoyées avec du PLEXICLEAR ou tout autre nettoyant pour plexiglas; sinon utiliser de l'eau tiède. Finir avec une peau de chamois propre ou un chiffon doux. Ne pas frotter ou polisher à sec le plexiglas.

8.5.3 HELICE

Les dommages et pannes doivent être inspectés par un personnel qualifié.

Surface

Le fabricant utilise de la peinture polyuréthane ou acrylique résistante à presque tous les solvants. Les pales peuvent être traitées avec des produits nettoyants ou de protection de l'automobile. Dans tous les cas, il faut éviter la pénétration d'humidité dans le bois. En cas de doute, consulter une personne qualifiée.

8.5.4 MOTEUR

Le nettoyage du moteur fait partie des inspections programmées.

ATTENTION

Ne pas utiliser de détergents acides(par exemple nettoyant automobile pour roues) pour nettoyer le système d'échappement

8.5.5 CABINE

La cabine doit être nettoyée avec un aspirateur. Tous les objets libres (crayons, sacs, etc.) doivent être soigneusement rangés.

Tous les instruments peuvent être nettoyés avec un chiffon doux et sec. Les surfaces en plastique peuvent être essuyées avec un chiffon humide sans produit nettoyant.

Les sièges et garnitures en cuir doivent être protégés avec un produit pour cuir dans les 3 mois après la sortie d'usine puis tous les 3 à 6 mois. Nettoyer le cuir avec un produit de nettoyage doux pour cuir et avec une brosse douce pour cuir.

Les fenêtres en verre acrylique laissent passer les rayons ultraviolets du soleil.

8.6 DEGIVRAGE AU SOL

Les liquides de dégivrage autorisés sont les suivants :

Fabricant	Nom
<u>Kilfrost</u>	TKS 80
Aeroshell	Compound 07
	AL-5 (DTD 406B)

1. Retirer la neige de l'avion en utilisant une brosse douce.
2. Pulvériser le liquide de dégivrage sur les surfaces couvertes de glace à l'aide d'un appareil approprié.
3. Essuyer avec un morceau de tissu doux.

SECTION 9

ADDITIFS

	Page
9.1 INTRODUCTION.....	9-2
9.2 LISTE DES ADDITIFS	9-3

9.1 INTRODUCTION

La section 9 contient des informations sur les équipements supplémentaires (optionnels) du DA 40.

Sauf indication contraire, les procédures données dans les additifs doivent être appliquées en plus des procédures données dans la partie principale du manuel de vol de l'avion.

Tous les additifs approuvés sont listés dans cette section.

Ce manuel de vol contient les additifs correspondant exactement à l'équipement monté suivant l'inventaire de la section 6.5.

9.2 LISTE DES ADDITIFS

Avion S/N : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009		
Additif N°	Titre	Rev. N°	Date	Applicable		
				OUI	NON	
A1	COM/NAV, KX 125 Bendix/King	1	20/04/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
A2	Intercomm, PM 1000 II PS Engineering, Inc.	2	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
A3	Transpondeur, KT76 A Bendix/King	1	20/04/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
A4	GPS, KLN 89B Bendix/King	1	20/04/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	
A5	CDI, KI208 Bendix/King	1	20/04/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
A6	GPS, KLN 94 (VFR) Bendix/King	2	09/09/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
A7	Amplificateur/Intercom/ Indicateur Marker, KMA 28 Bendix/King	1	20/04/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
A8	COM/NAV, KX 155A et KX 165 A Bendix/King	2	03/10/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

Avion S/N : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Additif N°	Titre	Rev. N°	Date	Applicable	
				OUI	OUI
A9	ADF, KR 87 Bendix/King	2	17/02/2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A10	DME, KN 62A Bendix/King	2	17/02/2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A11	Système de compas, KCS 55A Bendix/King	4	15/03/2005	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A12	Transpondeur, KT76 C Bendix/King	2	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A13	Pilote automatique KAP 140 Bendix/King	2	15/03/2005	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A14	GPS, KLN 94 (IFR) Bendix/King	3	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A15	Panneau d'annonces GPS, MD 41 Mid-Continent	2	15/03/2005	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A 17	COM/NAV/GPS, GNS 430 Garmin	3	22/06/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 18	Boite de mélange, GMA 430 Garmin	3	22/06/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 19	Transpondeur, GTX 327 Garmin	1	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>

Avion S/N : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Additif N°	Titre	Rev. N°	Date	Applicable	
				OUI	NON
A 20	CDI, GI 106A Garmin	1	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 21	COM/NAV/GPS, GNS 530 Garmin	1	15/03/2002	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 22	Strike Finder, SF 2000 Insight	0	10/10/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A 23	Boîtier d'annonces GPS MD41-1488/1484 MID CONTINENT	1	20/12/2002	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A24	Stormscope, Wx500 Goodrich	2	28/02/2003	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 25	Boite de mélange, GMA 430 (VFR) Garmin	2	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A 26	COM/NAV/GPS, GNS 430 (VFR) Garmin	0	02/08/2002	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A27	Contact COM sol n°2	0	05/04/2002	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
A29	Transpondeur, GTX 330 Garmin	0	25/06/2003	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Avion S/N : 40.064 Immatriculation : F-GNJR Date : 19/10/2009

Additif N°	Titre	Rev. N°	Date	Applicable	
				OUI	NON
E1	Chronomètre digital, LC-2 Astro tech	1	20/04/2001	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E2	Horizon artificiel AIM 1100-28L (0F) DIA BF Goodrich	2	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
E3	Horizon artificiel AIM 1100-28LK (0F) DIA BF Goodrich	2	15/03/2005	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
E4	Chronomètre digital, 803 Davtron	1	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
E7	Défecteur d'entrée d'air de ventilation	1	27/04/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>

Avion S/N : 40.064		Immatriculation : F-GNJR		Date : 19/10/2009	
Additif N°	Titre	Rev. N°	Date	Applicable	
				OUI	NON
O1	Utilisation comme remorqueur	1	28/11/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
O2	Kit hiver	0	26/11/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
S1	Balise de détresse, E-01 ACK	2	15/03/2005	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
S2	Balise de détresse, JE2-NG JOLLIET	0	01/06/2001	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>

Page laissée blanche intentionnellement



Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF A5
AU MANUEL DE VOL DA 40****INDICATEUR VOR (CDI)
KI 208
BENDIX/KING**

Manuel de vol : 6.01.01-F
Date de l'édition originale de l'additif : 26 septembre 2000
Modification de conception : OÄM 40-058/b

Cet additif a été approuvé le 02 juillet 2001 pour les JAA par les autorités de navigabilité autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes (JAA JC/VP)

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUTRICHE

Page 9-A5-0

Doc N° 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-A5-0
------------------	------------	---------------	-------------

DA 40

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A5-1 9-A5-2 9-A5-3	20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A5-4	20 avril 2001
6	9-A5-5	20 avril 2001
7	9-A5-5 9-A5-6 9-A5-7	20 avril 2001
8	9-A5-8	20 avril 2001

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A5-4
2. LIMITATIONS	9-A5-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A5-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A5-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A5-4
5. PERFORMANCES	9-A5-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A5-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A5-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A5-8

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsqu'il est équipé de l'indicateur VOR KI 208 (CDI - Course Deviation Indicator) Bendix/King. Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion.

Cet additif fait partie du manuel de vol et doit y rester tant que le Bendix/King KI 208 est installé.

2. LIMITATIONS

Il n'y a pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Il n'y a pas de changement à la section 3 du manuel de vol.

4A. PROCEDURES NORMALES

Il n'y a pas de changement à la section 4A du manuel de vol

4B. PROCEDURE DE SECOURS

Il n'y a pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Il n'y a pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du KI 208, les changements de masse et de centrage à vide doivent être enregistrés suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol du DA 40.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

GENERALITES

FONCTIONS DE L'INDICATEUR

SELECTEUR OMNIDIRECTIONNEL (OBS)

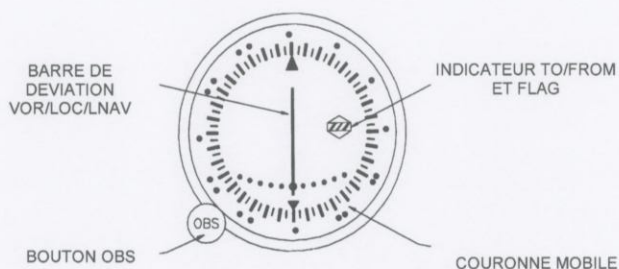
Le bouton OBS fait tourner la couronne sur la radiale désirée. La radiale inverse est indiquée sous l'index inférieur.

INDICATEUR DE DEVIATION VOR/LOC/LNAV

La déviation de l'aiguille de l'indicateur indique l'écart par rapport à la radiale VOR/LNAV sélectionnée ou à l'axe du localizer. En utilisation normale l'aiguille dévie du côté de la radiale sélectionnée. L'écart est linéaire en utilisation LNAV et non pas angulaire comme en utilisation VOR.

Le drapeau d'alarme (flag) de l'indicateur est entièrement visible quand le signal du VOR, LNAV ou du LOC est invalide. L'indication TO/FROM du VOR/LNAV indique la direction en rapprochement (TO) ou en éloignement (FROM) d'une balise VOR ou d'un point tournant LNAV.

DA 40



UTILISATION DU VOR

Afficher la fréquence de la balise VOR désirée avec les boutons de l'émetteur/récepteur NAV. Ajuster le volume pour identifier correctement la balise ou écouter les bulletins FSS.

Pour intercepter une radiale VOR choisie (en éloignement de la balise) et la suivre, tourner le bouton de l'OBS pour placer la radiale désirée sous l'index supérieur. Prendre le cap magnétique de la radiale sélectionnée plus un angle d'interception de 45°, ce qui est un angle suffisant pour intercepter la radiale sélectionnée. L'angle d'interception doit être réduit progressivement quand l'aiguille approche du centre de l'indicateur pour éviter de dépasser la radiale sélectionnée.

Pour déterminer le cap magnétique vers une station VOR tourner le bouton de l'OBS jusqu'à ce que l'indicateur TO/FROM pointe vers le haut et que l'aiguille de déviation soit centrée. Puis lire la radiale 'TO' sous l'index supérieur et prendre approximativement le cap magnétique jusqu'à la station. Si l'aiguille de dévie vers la droite, le cap de l'avion doit être corrigé de 5° ou 10° vers la droite. De la même façon, si l'aiguille dévie vers la gauche, le cap de l'avion doit être corrigé vers la gauche. Pour maintenir l'aiguille au centre, il peut être nécessaire de corriger le cap de l'avion en fonction de la dérive.

UTILISATION DU LNAV

Si l'OBS du KI 208 est connecté au LNAV, la radiale pour rejoindre le point tournant est sélectionnée en utilisant le bouton OBS sur le KI 208. Quand le LNAV est en mode LEG, la sélection de la radiale est automatiquement donnée par le LNAV. Pour intercepter une radiale LNAV, il faut prendre un cap magnétique permettant un angle d'interception de 45° avec la radiale. Il faut réduire l'angle d'interception progressivement quand l'aiguille de déviation approche du centre afin de ne pas dépasser la radiale. L'échelle des déviations dépend du mode LNAV en cours. L'écart est linéaire en utilisation LNAV alors qu'il est angulaire en utilisation VOR.

UTILISATION DU LOCALIZER

Les circuits du localizer sont automatiquement activés quand une fréquence ILS est sélectionnée sur l'émetteur/récepteur NAV. En ajustant le niveau sonore du récepteur NAV, le localizer peut être identifié et dans certains cas on peut recevoir l'ATIS. Le drapeau localizer disparaît et l'indicateur 'TO' apparaît ce qui indique la validité du signal reçu.

Diriger l'appareil de façon à ce que l'aiguille de l'indicateur soit centrée. Si l'on va vers la station, corriger vers l'aiguille et si on s'éloigne, corriger du côté opposé à l'aiguille.

La largeur d'un axe localizer est faible comparée à une radiale VOR et requiert de plus petites corrections pour conserver l'aiguille centrée. Lors de l'interception d'un axe localizer, commencer à virer dès que l'aiguille quitte sa butée.

Un moyen rapide pour se souvenir de l'axe du localizer est de l'afficher sur la couronne de l'OBS.

Doc N° 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-A5-7
------------------	------------	---------------	-------------

8 MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Il n'y a pas de changement à la section 8 du manuel de vol du DA 40.



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

ADDITIF A7
AU MANUEL DE VOL DA 40
BOITE DE MELANGE
KMA 28
BENDIX/KING

Manuel de vol : 6.01.01-F
Date de l'édition originale de l'additif : 01 mars 2001
Modification de conception : OÄM 40-067

Cet additif a été approuvé le 02 juillet 2001 pour les JAA par les autorités de navigabilité autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes (JAA JC/VP)

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUTRICHE

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A7-1 9-A7-2 9-A7-3	20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001
1, 2, 3, 4A, 4B	9-A7-4	20 avril 2001
5, 6	9-A7-5	20 avril 2001
7	9-A7-5 9-A7-6 9-A7-7 9-A7-8 9-A7-9 9-A7-10 9-A7-11 9-A7-12	20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001 20 avril 2001
8	9-A7-12	20 avril 2001

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A7-4
2. LIMITATIONS	9-A7-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A7-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A7-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A7-4
5. PERFORMANCES	9-A7-5
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A7-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A7-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A7-12

1. GENERALITES**2. LIMITATIONS**

Pas de changements.

3. PROCEDURES D'URGENCE

S'il y a une coupure d'alimentation, le KMA 28 se met automatiquement en mode urgence. Dans ce mode, le pilote est directement connecté à la COM 1. Ceci permet de communiquer sans se soucier de l'état du KMA 28. Si l'alimentation est interrompue ou si l'unité est mise sur OFF, le KMA 28 se met en mode urgence.

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement.

4B. PROCEDURE ANORMALES

Pas de changement.

5. PERFORMANCES

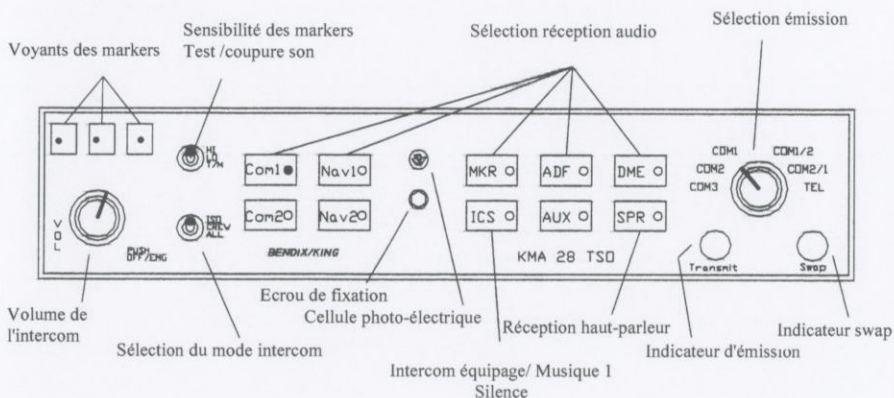
Pas de changement.

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du KMA 28, le changement de masse et de centrage à vide doit être enregistré suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol de l'avion.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE



UTILISATION

SELECTION DE LA RECEPTION

La réception se fait à l'aide des 2 touches non verrouillables COM 1 et COM 2 et de 6 autres touches verrouillables comportant un voyant.

Comme le sélecteur rotatif commande l'émetteur qui est entendu, les touches COM 1 et COM2 ne restent pas enfoncées lorsqu'elles sont sélectionnées. C'est une fonction automatique. Vous entendez toujours la réception de l'émetteur sélectionné par le sélecteur rotatif.

L'utilisateur peut identifier quels récepteurs sont sélectionnés en regardant quelles LED vertes sont allumées. Les touches Nav1, Nav2, DME, MKR (Marker), ADF, AUX (auxiliaire) et SPR (haut-parleur) sont verrouillables. Quand on enfonce une de ces touches, elle reste enfoncée. Quand on appuie à nouveau dessus, elle revient et le récepteur correspondant n'est plus actif.

Son 'BIP'

Le KMA 28 est équipé d'un 'BIP' électronique qui permet une confirmation sonore quand on se sert des touches. Pour activer le "bip", pousser et maintenir les deux touches COM 1 et COM 2 à la fois pendant 5 secondes puis relâcher. Répéter cette opération pour enlever le bip.

Haut parleur

La touche SPR est la touche haut-parleur. Quand elle est enfoncée, elle permet d'entendre dans le haut parleur toutes les réceptions audio.

BOUTON DE MISE EN MARCHE / UTILISATION D'URGENCE

La mise en route de l'unité s'effectue en poussant le bouton du volume. Dans la position OFF ou en mode d'urgence, le pilote est directement connecté à la COM 1. Les communications s'effectuent alors indépendamment de l'état de l'unité. Si l'alimentation est interrompue ou si l'unité est mise sur OFF, le KMA 28 se met en mode d'urgence.

Le bouton de mise en route commande aussi le panneau de sélection de réception, l'intercom, et la réception des markers. Sauf si le sélecteur MIC est sur COM 3, il y a toujours une des deux LED COM 1 ou COM 2 allumées.

SELECTION DE L'EMISSION

Quand le bouton rotatif de sélection de l'émission est sur COM 1, le pilote et le copilote sont connectés à l'émetteur COM 1. Seule la personne qui appuie sur l'alternat émet par la radio de l'avion. En tournant le sélecteur rotatif sur COM 2, le pilote et le copilote seront sur COM 2.

Le KMA 28 donne la priorité au micro du pilote. Si le copilote est en train de transmettre au moment où le pilote appuie sur l'alternat de son micro, le message du pilote passera sur l'émetteur COM sélectionné.

En tournant à fond le sélecteur rotatif en sens inverse des aiguilles d'une montre le pilote et le copilote sont placés sur COM 3. La réception COM 3 se fait automatiquement dans le casque (ou le haut parleur si sélectionné). Le récepteur COM 1 et/ou COM 2 peuvent être sélectionnés pour écouter ces émetteurs.

Le KMA 28 à un mode de sélection automatique. L'émetteur sélectionné est automatiquement entendu dans le casque et le haut parleur. Vous pouvez contrôler cette fonction en passant de COM 1 à COM 2 et en vérifiant si le voyant allumé passe de COM 1 à COM 2. Cela confirme que le pilote reçoit toujours sur la fréquence où il émet.

Lors de l'émission, la LED de la touche COM 1 ou COM 2 va clignoter comme indication supplémentaire sur l'émetteur sélectionné.

N° Doc 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-A7-7
------------------	------------	---------------	-------------

Quand vous tournez le sélecteur rotatif de l'émission de COM 1 vers COM 2 alors que la touche de réception COM 2 a été sélectionnée, la réception de la COM 1 continue. Ceci évite au pilote de repasser en réception COM 1 s'il le désire.

Quand vous tournez le sélecteur rotatif de l'émission de COM 1 vers COM 2 alors que la touche de réception COM 2 n'a pas été sélectionnée, la réception de la COM 1 ne se fait plus. En résumé la sélection de l'émission n'affecte pas la sélection de la réception COM.

Mode séparation ("SPLIT")

En tournant le sélecteur rotatif sur COM 1/COM 2, le KMA 28 se met en mode séparation. Ceci place le pilote sur COM 1 et le copilote sur COM 2. Un exemple d'utilisation est lorsque le pilote veut parler au contrôle aérien pendant que le copilote est en train de parler sur une fréquence de surveillance. Mais il y a des limites à cette utilisation comme on peut le voir dessous.

Passer à COM 2/COM 1 inverse la sélection radio en mode séparation. Le pilote va être en COM 2 et le copilote en COM 1.

REMARQUE

En raison de la nature des signaux de communication VHF et des plages restreintes d'utilisation en aviation générale, il est fort probable qu'il y ait des recouvrements en mode séparation. Particulièrement sur des fréquences adjacentes. De plus si la radio installée utilise un système d'inter verrouillage d'émission, le mode séparation peut ne pas fonctionner correctement sauf si le système de verrouillage est désactivé.

REMARQUE

Le mode séparation ne coupe pas les autres récepteurs sélectionnés (Nav, ADF, etc) et les autres entrées non sélectionnées.

Intercom en mode séparation

En mode séparation, le pilote et le copilote sont isolés l'un de l'autre sur l'intercom. Ils peuvent utiliser en même temps leur radio respective. En appuyant sur la touche ICS en mode séparation l'intercom entre le pilote et le copilote va être activé. Ceci permet l'intercommunication de l'équipage quand il le désire. En appuyant une nouvelle fois sur la touche ICS la fonction intercom équipage est désactivée.

INTERCOM*Squelch IntelliVox™*

Le réglage du squelch IntelliVox™ n'est pas nécessaire. Grâce à 3 dispositifs indépendants de traitement des signaux le bruit ambiant des 6 micros est constamment analysé. Seule la voix passe, les autres signaux sont bloqués. Quand quelqu'un parle, seul son micro est ouvert, ce qui lui permet de communiquer sur l'intercom.

Le système est fait pour bloquer les sons continus. Si quelqu'un fredonne ou siffle, son signal sera bloqué au bout de quelques instants.

Pour un meilleur résultat, le micro du casque doit être placé à moins de 0,5 cm de vos lèvres, de préférence contre elles. Il est aussi préférable de garder le micro en dehors d'un courant d'air direct. Si vous déplacez votre tête dans un courant d'air, l'IntelliVox™ va s'ouvrir momentanément, c'est normal.

Réglage du volume de l'intercom

Le bouton de réglage du volume ajuste l'intensité sonore de l'intercom pour le pilote et le copilote uniquement. Ce bouton n'agit pas sur le volume des radios sélectionnées ou sur le volume de l'intercom des passagers.

Il faut ajuster le volume des radios et de l'intercom pour un niveau d'écoute confortable pour le pilote. Le casque Telex Echelon possède un réglage du volume intégré, ce qui permet aux passagers de régler le volume sur leur casque.

Modes intercom

Le sélecteur de mode intercom en bas à gauche a 3 positions. Il permet au pilote de le mettre sur la position qui convient le mieux à la situation dans le cockpit.

ISO (position haute): le pilote est isolé de l'intercom et il est connecté uniquement aux radios de l'avion. Il peut entendre les radios de l'avion (et sa propre voix pendant l'émission). Le copilote va entendre les passagers dans l'intercom et réciproquement. Mais aucun d'entre eux n'entendra les signaux radio ou les messages du pilote.

ADL (position du milieu) : tous les occupants entendent les radios et l'intercom.

CREW (position basse): le pilote et le copilote sont connectés sur un canal de l'intercom et ont l'accès exclusif aux radios de l'avion. Les passagers peuvent continuer à parler entre eux sans interrompre les communications de l'équipage.

Chaque fois que le KMA 28 est soit sur COM 1/COM 2 ou bien sur COM 2/COM 1 (mode séparation) l'intercom du pilote et du copilote est commandé avec la touche ICS. Les passagers peuvent communiquer entre eux mais ils n'entendent pas les communications radio de l'avion.

N° Doc 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-A7-10
------------------	------------	---------------	--------------

Mode	Le pilote entend	Le copilote entend	Les passagers entendent	Commentaires
ISO	La voix du pilote pendant l'émission	Le copilote et les passagers	Les passagers et le copilote	Ce mode permet au pilote de communiquer sans être gêné par la conversation du copilote et des passagers qui peuvent continuer à parler ensemble.
ALL	Pilote Copilote Communications radio Passagers	Copilote Pilote Communications radio Passagers	Passagers Pilote Copilote Communications radio	Dans ce mode tous les occupants entendent les communications radios et peuvent parler ensemble.
CREW	Pilote Copilote Communications radio	Copilote Pilote Communications radio	Passagers	Ce mode permet au pilote et au copilote de se concentrer sur le vol tandis que les passagers parlent entre eux sans gêner l'équipage.

UTILISATION DES VOYANTS DES MARKERS

Le récepteur des markers utilise des indicateurs visuel et auditif pour vous alerter quand l'avion passe au-dessus d'un émetteur 75 MHz.

Le son provenant du récepteur des markers peut être entendu en enfonçant la touche MKR.

Un sélecteur à 3 positions permet de régler la sensibilité du récepteur de tester le fonctionnement des voyants. Utiliser d'abord la sensibilité haute en position HIGH . Elle permet d'entendre l'outer marker à un mile environ. Puis sélectionner la sensibilité basse en position LOW pour localiser le marker avec plus de précision. Quand les markers sont utilisés exclusivement pour l'approche, de nombreux pilotes choisissent de mettre le sélecteur sur LOW.

La position basse non verrouillable est nommée T/M (Test/Mute – Test/Silence). Elle allume simultanément les 3 voyants pour confirmer leur bon fonctionnement.

La position T/M est aussi une fonction silence pour la réception des markers. Pousser le sélecteur pendant la réception du signal d'un marker va temporairement couper le son. Il n'y a rien à faire ensuite pour entendre le prochain marker.

8 MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement.

**ADDITIF A9
AU MANUEL DE VOL DA 40 (D)**

**ADF
KR 87
BENDIX / KING**

Date de l'édition originale : 01 Mars 2001

Le supplément initial a été approuvé le 18/06/2003 pour les JAA par les autorités de navigabilité Autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes, (JAA JC/NP) Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais approuvé par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG).

Visa DGAC :

4 OCT. 2004



SERVAIN Sébastien
Ingénieur de Marque de Navigabilité

N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-0
N° Doc 6.01.05-F			

0.1 LISTE DES REVISIONS

Rév N°	Raison	Section	Page	Date de révision	Approbation	
1		Toutes	Toutes	20 Avr 2001		
2		Toutes	Toutes	17 Fév 2003		

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-1
I N° Doc 6.01.05-F			

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A9-1	17 Fev 2003
	9-A9-2	17 Fev 2003
	9-A9-3	17 Fev 2003
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A9-4	17 Fev 2003
6	9-A9-5	17 Fev 2003
7	9-A9-5	17 Fev 2003
	9-A9-6	17 Fev 2003
	9-A9-7	17 Fev 2003
	9-A9-8	17 Fev 2003
	9-A9-9	17 Fev 2003
	9-A9-10	17 Fev 2003
	9-A9-11	17 Fev 2003
	9-A9-12	17 Fev 2003
	9-A9-13	17 Fev 2003
8	9-A9-13	17 Fev 2003

N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-2
N° Doc 6.01.05-F			

TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A9-4
2. LIMITATIONS	9-A9-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A9-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A9-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A9-4
5. PERFORMANCES	9-A9-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A9-5
7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A9-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A9-13

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-3
I N° Doc 6.01.05-F			

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à une utilisation efficace de l'avion lorsqu'il est équipé de l'ADF KR 87.

Les informations contenues dans cet additif doivent être utilisées avec le manuel de vol. Cet additif fait partie intégrante du manuel de vol et doit rester dans celui-ci tant que l'ADF KR 87 est installé.

2. LIMITATIONS

Pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pas de changement à la section 3 du manuel de vol.

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement à la section 4A du manuel de vol

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-4
I N° Doc 6.01.05-F			

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation de l'ADF KR 87, les changements de masse et de centrage à vide doivent être inscrits sur la fiche de masse et de centrage de la section 6 du manuel de vol.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

L'ADF digital Bendix/King est un radiogoniomètre numérique intégré au tableau de bord. Il est conçu pour fournir un réglage par incrément de 1 KHz dans une gamme de fréquence de 200 à 1799 kilohertz et élimine le besoin de commutation manuelle de bande de fréquence. Le système est composé d'un récepteur, d'un chronomètre électronique intégré, d'un indicateur de relèvement ainsi que d'une antenne combinée de boucle et de sens KA44. Les commandes et les affichages de l'ADF digital Bendix/King sont montrés et décrits dans la figure ci-dessous.

L'ADF digital Bendix/King peut être utilisé pour un relèvement de la position, pour des procédures de retour vers une balise ainsi que pour une réception audio de signaux d'amplitude modulée (AM)

L'affichage de fréquence « flip-flop » permet de passer de la fréquence active à la fréquence en attente» en appuyant sur le bouton de transfert de fréquence. (FRQ). Les deux fréquences présélectionnées sont stockées dans un circuit de mémoire non-volatile (aucune source d'énergie nécessaire) et montrées sur un afficheur numérique à réglage de luminosité automatique. La fréquence active est affichée sans interruption dans la fenêtre gauche, alors que la fenêtre droite affichera soit la fréquence en attente soit l'affichage choisi sur le chronomètre électronique intégré.

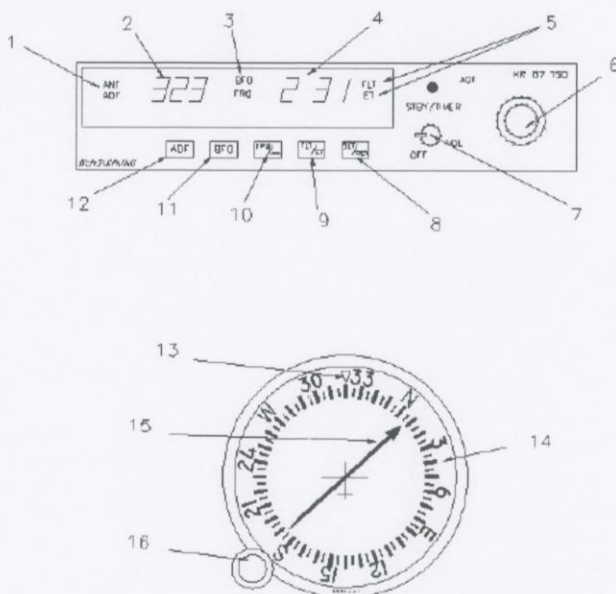
Le chronomètre électronique intégré a deux fonctions de synchronisation séparées et indépendantes :

- Un chronomètre automatique qui se met en route à chaque fois que l'unité est allumée. Ce chronomètre fonctionne jusqu'à 59 heures et 59 minutes.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-5
I N° Doc 6.01.05-F			

- Un indicateur de temps écoulé en mode chronomètre ou compte à rebours. Celui-ci fonctionne jusqu'à 59 minutes et 59 secondes.

Quand un intervalle de temps a été programmé et que le compte à rebours atteint 00:00, l'affichage clignote pendant 15 secondes. Comme le chronomètre automatique et l'indicateur de temps écoulé opèrent indépendamment, il est possible de visualiser l'un sans arrêter l'autre. Les commandes à boutons-poussoirs et l'indicateur de relèvement sont retro-éclairés. L'intensité est commandée par le potentiomètre d'éclairage des instruments.



1. INDICATEUR DE MODE ANT/ADF : Le mode antenne (ANT) est sélectionné par la position non enfoncée du bouton ADF. Ce mode améliore la réception audio et est habituellement employé pour l'identification d'une station.

L'indicateur de relèvement (aiguille de l'indicateur) est désactivé et va se mettre dans une position à 90°. Le mode radiogoniomètre automatique (ADF) se sélectionne en mettant le bouton ADF en position enfoncée. Ce mode active l'indicateur de relèvement qui indiquera alors la direction de la station en fonction du cap de l'avion.

2. **AFFICHAGE DE LA FREQUENCE ACTIVE** : La fréquence à laquelle l'ADF est connecté est affichée ici. La fréquence peut être changée directement quand l'une ou l'autre des fonctions de chronomètre est choisie.
3. **INDICATEUR BFO (oscillateur de fréquence de battement)** : Le mode BFO, qui est activé et indiqué quand le bouton BFO est enfoncé, permet d'entendre le code morse associé à l'onde porteuse.

REMARQUE

Les signaux CW (code morse) ne sont pas modulés et aucun son ne sera entendu sans l'utilisation du BFO. Ce type de signal n'est pas utilisé en navigation aérienne aux Etats-Unis d'Amérique. Il est utilisé dans certains autres pays ainsi que pour les radiophares marins.

4. **INDICATEUR DE FREQUENCE STANDBY, DE TEMPS DE VOL OU DE TEMPS ECOULE** : Lorsque FRQ est affiché, la fréquence en attente est affichée dans la partie droite de l'afficheur. La fréquence en attente est sélectionnée en utilisant les boutons de sélection de fréquence. La fréquence en attente peut être mise en fréquence active appuyant sur le bouton de transfert de fréquence. Soit la fréquence en attente, soit le temps de vol, soit le temps écoulé peuvent être affichés à cet endroit. Le temps de vol et le temps écoulé sont affichés en remplacement de la fréquence en attente qui reste en mémoire et peut être rappelée à tout moment en appuyant sur le bouton FRQ. Le temps de vol et le temps écoulé peuvent être affichés alternativement en enfonçant le bouton FLT/ET.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-7
I N° Doc 6.01.05-F			

5. INDICATEUR DE TEMPS DE VOL OU DE TEMPS ECOULE : soit le mode temps écoulé (ET), soit le mode temps de vol (FLT) peuvent être indiqués ici.
6. BOUTONS DE SELECTION DE FREQUENCE : sélectionnent la fréquence en attente lorsque FRQ est affiché et sélectionnent directement la fréquence active lorsque l'une ou l'autre des fonctions du chronomètre est sélectionnée. Les boutons de sélection de fréquence peuvent être tournés dans le sens des aiguilles d'une montre ou dans le sens inverse des aiguilles d'une montre. Lorsqu'il est tiré, le petit bouton permet de régler les unités. Lorsqu'il est poussé, il permet de régler les dizaines. Le bouton externe règle les centaines puis les milliers jusqu'à 1799 kHz. Ces boutons sont aussi utilisés pour régler le temps désiré lorsque le chronomètre est utilisé en mode compte à rebours.
7. INTERRUPTEUR ON/OFF / CONTROLE DU VOLUME (ON/OFF/VOL) : commande la mise sous tension et le niveau de sortie audio. Une rotation dans le sens horaire depuis la position OFF permet la mise sous tension du récepteur; une rotation plus importante dans le sens horaire augmente le volume sonore. La coupure audio met la sortie audio en sourdine si le récepteur ne reçoit pas de station utilisable.
8. BOUTON DE REGLAGE ET DE REMISE A ZERO DU TEMPS ECOULE (SET/RST) : en appuyant sur ce bouton le temps écoulé est remis à zéro, que celui-ci soit affiché ou non.
9. BOUTON DE SELECTION DE MODE TEMPS DE VOL / TEMPS ECOULE (FLT/ET) : Lorsqu'il est pressé, il sélectionne alternativement le mode temps de vol et le mode temps écoulé.
10. BOUTON DE TRANSFERT DE FREQUENCE (FRQ) : en appuyant sur ce bouton les fréquence actives et en attente sont échangées. La fréquence en attente devient active et l'ancienne fréquence active passe en attente.
11. BOUTON ADF : sélectionne soit le mode ANT, soit le mode ADF. Le mode ANT est sélectionné quand le bouton est non enfoncé. Le mode ADF est sélectionné quand le bouton est en position enfoncée.
12. LIGNE DE FOI : Indique le cap magnétique de l'avion.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-8
I N° Doc 6.01.05-F			

13. ROSE COMPAS: Rose compas asservie. reçoit des informations de cap du système de compas asservi KCS 55A.
14. INDICATEUR DE RELEVEMENT : indique le relèvement magnétique de la station
15. BOUTON SYNC : la rose compas est synchronisée à la rose compas du HSI en tournant le bouton SYNC jusqu'à ce que le cap corresponde à celui du HSI.

UTILISATION DU KR87

MISE SOUS TENSION

16. Tourner le bouton ON/OFF/VOL dans le sens horaire depuis la position OFF. L'unité est mise sous tension et prête à être utilisée. La rotation de cette commande ajuste également le volume sonore. Le KR87 dispose d'une coupure audio. La sortie audio est mise en sourdine si le récepteur ne reçoit pas de station utilisable.

SELECTION DE FREQUENCE

La fréquence active (celle sur laquelle l'ADF est réglé) est toujours affichée sur la partie gauche de l'afficheur. Une fréquence en attente est affichée sur la partie droite quand FRQ est indiqué. La fréquence en attente est placée en mémoire lorsque les modes temps de vol (FLT) ou temps écoulé (ET) sont sélectionnés.

Quand FRQ est indiqué, une fréquence en attente peut être sélectionnée en utilisant les boutons de sélection de fréquence qui peuvent être tournés soit dans le sens horaire, soit dans le sens anti-horaire. Tirer le petit bouton intérieur pour régler les unités. Pousser le petit bouton intérieur pour régler les dizaines. Le bouton extérieur règle les centaines et les milliers jusqu'à 1799.

La fréquence en attente peut être affichée dans la fenêtre active en appuyant sur le bouton FRQ. Les fréquences actives et en attente peuvent être échangées. La nouvelle fréquence devient active et l'ancienne fréquence active passe en standby.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-9
I N° Doc 6.01.05-F			

MODES D'UTILISATION

Le mode antenne (ANT) est sélectionné et affiché quand le bouton ADF est non enfoncé. ANT fournit une réception audio de la station connectée améliorée et est habituellement utilisé pour l'identification. L'indicateur de relèvement de l'indicateur KI 227 sera alors désactivé. Il va tourner de 90° et rester dans cette position pendant la réception ANT.

Le mode ADF est sélectionné et affiché lorsque le bouton ADF est en position enfoncée. ADF active l'indicateur de relèvement de l'indicateur KI 227. L'aiguille pointe alors en direction de la station par rapport au cap de l'avion. La rose compas du KI 227 peut être tournée comme désirée en utilisant le bouton de sélection de cap.

REMARQUE

L'indicateur KI 227 possède une rose compas asservie. Le cap magnétique de l'avion sera sous la ligne de foi. L'indication de cette rose compas doit être comparée avec celle du KI 225A (instrument maître) de temps en temps. Vérifier spécialement après des virages serrés et des virages au roulage. Si une anomalie entre les deux lectures est constatée, la rose compas du KI 227 doit être synchronisée avec celle du KI 525 A en tournant le bouton SYNC sur l'indicateur.

Certaines stations ne sont pas modulées et utilisent une porteuse interrompue pour l'identification. Le mode BFO qui est activé et affiché lorsque le bouton BFO est enfoncé, permet à l'onde porteuse et à l'émission en code morse qui lui est associée d'être entendues.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-10
I N° Doc 6.01.05-F			

TEST ADF (PREVOL OU EN VOL)

Sélectionner le mode ANT afin de placer l'indicateur de relèvement en position à 90°. S'assurer que l'unité est connectée à une fréquence utilisable.

Maintenant sélectionner le mode ADF. L'aiguille doit pointer immédiatement vers la station. Une lenteur excessive, des hésitations ou une inversion indiquent un signal trop faible ou un dysfonctionnement du système.

UTILISATION DES CHRONOMETRES

Le chronomètre est automatiquement remis à zéro à chaque coupure du système soit par l'interrupteur principal AVIONIC MASTER, soit par l'interrupteur de l'unité. Le temps de vol et le temps écoulé sont affichés et indiqués alternativement en appuyant sur le bouton FLT/ET. Le compteur temps de vol continue à tourner jusqu'à ce que l'unité soit coupée. Le temps écoulé peut être remis à zéro en appuyant sur le bouton SET/RST. Il recommencera alors à chronométrer.

REMARQUE

Le fait d'appuyer sur le bouton SET/RST remettra le compteur temps écoulé à zéro que ce dernier soit affiché ou non.

Le compteur temps écoulé possède aussi un mode compte à rebours. Pour entrer en mode compte à rebours, le bouton SET/RST doit être enfoncé pendant environ 2 secondes ou jusqu'à ce que l'affichage ET commence à clignoter. Il est maintenant réglé en mode ET et un temps jusqu'à 59 minutes et 59 secondes peut être pré-réglé avec les boutons concentriques.

Le temps pré-réglé restera affiché et demeurera inchangé jusqu'à ce que le bouton SET/RST soit de nouveau enfoncé. Le compte à rebours commence alors depuis le temps pré-réglé. Quand le compteur atteint zéro, il redémarre à compter chronologiquement, l'affichage clignote pendant 15 secondes et une alarme sonore est activée pendant environ 1 seconde.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-11
I N° Doc 6.01.05-F			

REMARQUE

La fréquence en attente qui est en mémoire pendant que le temps de vol ou le temps écoulé sont affichés peut être rappelée en appuyant sur le bouton FRQ puis transférée en fréquence active en appuyant une seconde fois sur le bouton FRQ.

Lorsque FLT ou ET est affiché, la fréquence active sur la partie gauche de l'afficheur peut être changée en utilisant les boutons de sélection de fréquence, sans effet sur la fréquence en attente en mémoire ni sur les autres modes. Ce dispositif est particulièrement utile lorsque l'on cherche des stations dont la fréquence est inconnue.

RELEVEMENTS ADF INCORRECTS DUS AUX PHENOMENES DE FREQUENCE RADIO

CHEVAUCHEMENT DE STATIONS

Aux Etats-Unis, la FCC, qui attribue les fréquences radio AM, assigne occasionnellement la même fréquence à plus d'une station dans le même secteur. Certaines conditions, comme l'effet de nuit peuvent créer un chevauchement de telles stations. Cela doit être pris en considération lorsque l'on utilise des stations émettant en AM pour la navigation.

Les taches solaires et les phénomènes atmosphériques peuvent de temps en temps perturber la réception de sorte que les signaux de deux stations sur la même fréquence se recouvrent. Pour cette raison, il est toujours prudent de faire une identification sans équivoque de la station sélectionnée en commutant le sélecteur de fonction sur ANT et en écoutant l'identifiant de la station.

ORAGES ELECTRIQUES

A proximité des orages électriques, l'aiguille de l'indicateur ADF tend à balancer de la station sélectionnée vers les décharges électriques. La localisation de ces orages peut être une information utile mais le comportement erratique de l'aiguille doit être pris en considération.

EFFET DE NUIT

Il existe une perturbation particulièrement forte juste après le coucher du soleil et juste après l'aube. Un indicateur ADF peut balancer de façon erratique à ces heures. Se connecter, si possible, à la station la plus puissante et à la fréquence la plus basse. Si ce n'est pas possible, prendre la moyenne des oscillations de l'aiguille pour déterminer le relèvement relatif de la station.

EFFET DE MONTAGNE

Les ondes radio se réfléchissant sur la surface des montagnes peuvent causer une fluctuation de l'aiguille ou montrer un relèvement erroné. Cela doit être pris en considération lorsque l'on prend des relèvements en terrain montagneux.

RÉFRACTION CÔTIÈRE

Les ondes radio peuvent être réfléchies lorsque elles passent de la terre à la mer ou lorsque qu'elles sont parallèles à la côte. Cela doit être pris en considération dans les secteurs côtiers.

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement à la section 8 du manuel de vol.

I N° Doc 6.01.01-F	Rév.2	17 Février 2003	Page n° 9-A9-13
I N° Doc 6.01.05-F			

**ADDITIF A10
AU MANUEL DE VOL DA 40 (D)**

**DME
KN 62A
BENDIX / KING**

Date de l'édition originale : 01 Mars 2001

Le supplément initial a été approuvé le 18/06/2003 pour les JAA par les autorités de navigabilité Autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes, (JAA JC/VP) Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais approuvé par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG).

Visa DGAC :

04 OCT. 2004



SERVAIN Sébastien
Ingénieur de Marque de Navigabilité

N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-1
N° Doc 6.01.05-F			

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A10-1	17 Fev 2003
	9-A10-2	17 Fev 2003
	9-A10-3	17 Fev 2003
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A10-4	17 Fev 2003
6	9-A10-5	17 Fev 2003
7	9-A10-5	17 Fev 2003
	9-A10-6	17 Fev 2003
	9-A10-7	17 Fev 2003
	9-A10-8	17 Fev 2003
8	9-A10-8	17 Fev 2003

I N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-3
I N° Doc 6.01.05-F			

TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A10-4
2. LIMITATIONS OPERATIONNELLES.....	9-A10-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A10-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A10-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A10-4
5. PERFORMANCES	9-A10-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A10-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A10-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A10-8

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à une utilisation efficace de l'avion, lorsqu'il est équipé du DME KN 62A.

Les informations contenues dans cet additif doivent être utilisées en même temps que le manuel de vol. Cet additif fait partie intégrante du manuel de vol et doit rester dans celui-ci tant que le DME KN 62A est installé.

2. LIMITATIONS

Pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pas de changement à la section 3 du manuel de vol.

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement à la section 4A du manuel de vol

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

I N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-5
I N° Doc 6.01.05-F			

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du DME KN 62A, les changements de masse et de centrage à vide doivent être inscrits sur la fiche de masse et de centrage de la section 6 du manuel de vol.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

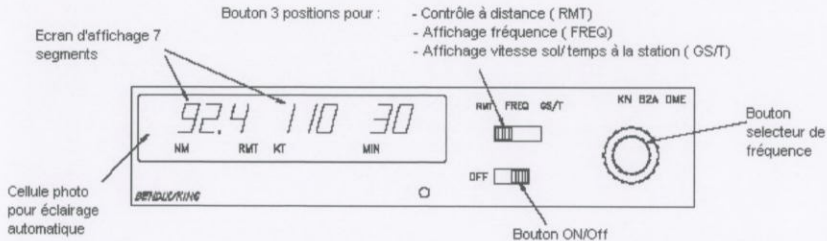
Les commandes de panneau avant du KN 62A se composent d'un commutateur "ON/OFF", d'un commutateur de fonction, et des boutons de sélecteur de fréquence. Le commutateur de fonction détermine à la fois l'information affichée et la source de connexion du KN 62A. En mode remote (RMT), le KN 62A est connecté à un instrument externe, et l'affichage montre la distance, la vitesse, et le temps à la station. En mode fréquence (FREQ), le KN 62A est connecté à ses propres boutons de choix de fréquence, et l'affichage montre la distance et la fréquence. En mode vitesse sol / temps à la station (GS/T), le KN 62A garde la dernière fréquence choisie et montre la distance, la vitesse, et le temps à la station.

Le dispositif de garde de fréquence en mode GS/T est nécessaire pour éviter une reconnexion accidentelle du DME lorsque la fréquence n'est pas affichée. Pour éviter d'afficher des informations fausses, le KN 62A affichera des tirets et restera en mode recherche toutes les fois que le courant est rétabli ou momentanément interrompu en mode GS/T. L'utilisation normale est rétablie en passant en mode FREQ ou RMT.

Lorsque le KN 62A est connecté à une station sol, la distance est affichée est arrondie au dixième de nautique le plus proche de 0 à 99,9 NM et arrondie au nautique le plus proche de 100 à 389 NM. La vitesse sol affichée est arrondie au nœud le plus proche de 0 à 999 Kt. Le temps à la station affiché est arrondi à la minute la plus proche de 0 à 99 mn.

I N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-6
I N° Doc 6.01.05-F			

L'affichage indique également 99 minutes pour tous les temps à la station calculés supérieurs à 99 mn. Lorsque le KN62A est en mode recherche des tirets apparaissent à la place de la distance, de la vitesse et du temps à la station. Un circuit obscurcissant automatique ajuste l'éclat de l'affichage pour compenser des changements de lumière ambiante. L'obscurcissement est commandé par une cellule photoélectrique montée derrière le panneau avant à la gauche de l'affichage. L'éclairage de l'instrument est connecté et contrôlé directement par le système d'éclairage de l'avion.



UTILISATION

Un commutateur 3 positions sélectionne simultanément les informations affichées ainsi que les sources de données.

Placer le commutateur de fonction sur fréquence (FREQ). L'unité est alors connecté avec ses deux boutons sélecteurs de fréquence propres. Le plus petit des deux boutons a une position « in » et une position « out ». En position « in » il permet de changer la fréquence par incrément de 0.1 Mhz (0.0, 0.1, 0.2 etc...). En position « out » il rajoute 0.05 Mhz à la fréquence et permet de changer par incrément de 0.1 Mhz (0.05, 0.15, 0.25 etc...). Le fait de repasser en position « in » soustrait 0.05 Mhz à la fréquence affichée. Le plus gros bouton permet de changer les chiffres « avant la virgule » de la fréquence (1Mhz, 10 Mhz). En mode FREQ, l'unité affiche la distance et la fréquence sélectionnée.

N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-7
N° Doc 6.01.05-F			

Bouger le bouton en position Vitesse sol / temps à la station (GS/T). L'unité va garder en interne la fréquence sélectionnée et afficher la distance, la vitesse sol et le temps à la station.

Le fait de tourner le sélecteur de fréquences n'aura aucun effet sur l'affichage parce que le DME est en « frequency hold » (fréquence en mémoire). Le dispositif « frequency hold » en mode GS/T évite les reconnections accidentelles du DME lorsque la fréquence n'est pas affichée.

Placer le bouton en position remote (RMT) et votre DME sera connecté sur la fréquence NAV du NAV1 ou du NAV2 en fonction de la position du switch « DME remote ». Le temps de recherche est d'environ une seconde. Lorsque l'unité s'est connectée à une station sol, elle affiche alors, la distance, la vitesse sol et le temps à la station.

Avant d'être connectée, des tirets seront affichés.

Notez que vous pouvez avoir 2 fréquences disponibles à tout moment. (Une sélection à distance sur le récepteur NAV et une sélection en interne dans l'unité de contrôle.)

NOTES OPERATIONNELLES

Le KN 62A dispose d'une sortie audio utilisée pour identifier la station DME au sol reçue. Le niveau audio est préréglé à l'usine, mais peut être facilement ajusté par la couverture supérieure.

L'unité convertit électroniquement en distance le temps écoulé requis par les signaux pour voyager vers et depuis la station au sol. Cette distance est alors indiquée en milles nautiques sur l'affichage de Distance / Temps à la station. Cette distance, communément appelée distance de visée, ne doit pas être confondue avec la distance au sol à la station. La différence entre la distance au sol et la distance de visée est plus faible à basse altitude et à longue distance. Si la distance est au moins égale à 3 fois l'altitude ou plus, l'erreur est négligeable.

I N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-8
I N° Doc 6.01.05-F			

La portée effective du DME dépend de plusieurs facteurs, le plus important étant l'altitude de l'avion. Les autres facteurs sont l'emplacement et l'altitude de la station, la puissance de l'émetteur DME et la sensibilité du récepteur.

Le dispositif de vitesse sol mesure le changement de la distance de visée du DME en fonction du temps. Cette vitesse est affichée de 0 à 999 kt par incrément de 1 kt. Pour obtenir une vitesse précise, l'avion doit être sur une route directe de ou vers la station. Pour obtenir un temps à la station précis, l'avion doit être sur une route directe vers la station.

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement à la section 8 du manuel de vol.

I N° Doc 6.01.01-F	Révision 2	17 février 2003	Page n° 9-A10-9
I N° Doc 6.01.05-F			

**ADDITIF A11
AU MANUEL DE VOL DA 40 (D)**

**COMPASS SYSTEM
KCS 55A
BENDIX/KING**

Date de l'édition originale : 01 Mars 2001

Le supplément initial a été approuvé le 18/06/2003 pour les JAA par les autorités de navigabilité Autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes, (JAA JC/VP) Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais approuvé par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG).

Visa DGAC :

04 OCT. 2004



SERVAIN Sébastien
Ingénieur de Marque de Navigabilité

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-0
--	------------	--------------	-----------------

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A11-1	15 mars 2005
	9-A11-2	15 mars 2005
	9-A11-3	15 mars 2005
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A11-4	15 mars 2005
6	9-A11-5	15 mars 2005
7	9-A11-5	15 mars 2005
	9-A11-6	15 mars 2005
	9-A11-7	15 mars 2005
	9-A11-8	15 mars 2005
	9-A11-9	15 mars 2005
	9-A11-10	15 mars 2005
	9-A11-11	15 mars 2005
	9-A11-12	15 mars 2005
9-A11-13	15 mars 2005	
9-A11-14	15 mars 2005	
8	9-A11-14	15 mars 2005

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-2
--	------------	--------------	-----------------

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A11-4
2. LIMITATIONS	9-A11-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A11-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A11-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A11-4
5. PERFORMANCES	9-A11-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A11-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A11-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A11-14

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-3
--	------------	--------------	-----------------

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion, lorsqu'il est équipé du système de compas KCS 55A. Les informations contenues dans le présent additif doivent être utilisées avec le manuel de vol

Cet additif fait partie du manuel de vol et doit y être inséré lorsque le système de compas KCS 55A est installé.

2. LIMITATIONS

Pas de changement

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pas de changement

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement

5. PERFORMANCES

Pas de changement

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-4
--	------------	--------------	-----------------

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du système de compas KCS 55A, le changement de masse et de centrage à vide doit être inscrit sur la fiche de masse et de centrage de la section 6 du manuel de vol de l'avion.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

Le système de compas KCS 55A comprend l'unité de compensation et de contrôle d'asservissement KA51B, la vanne de flux KMT112, le gyroscope directionnel KG102 ainsi que l'indicateur de navigation KI525A.

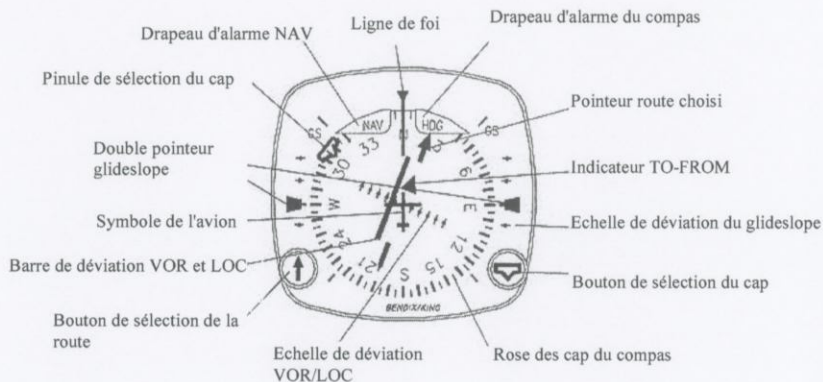
Le HSI KI 525A combine les fonctions d'affichage du gyro directionnel standard ainsi que les informations VOR/LOC/Glideslope de l'indicateur de déviation de route (CDI) afin de donner au pilote une présentation unique de sa situation de navigation horizontale. Ceci simplifie grandement l'alignement, l'interception et le suivi de navigation tout en éliminant le besoin de coordination entre deux instruments séparés.

Le système de compas KCS 55A a la possibilité d'indiquer alternativement les informations du NAV #1 ou du GPS. Ceci est combiné avec l'unité de contrôle d'indication MD 41 du GPS (voir additif A15 au manuel de vol du DA40). Cette unité permet de sélectionner les informations du NAV#1 ou du GPS vers le KCS 55A. Pour un contrôle immédiat de l'information de navigation du KCS55A, les informations de navigation doivent également être affichées sur le NAV #1 ou sur le GPS.

Si un GNS 430 ou un GNS 530 est installé, l'information de navigation provient directement du GNS 430 ou du GNS 530. Le panneau annonceur GPS MD41-1488/1484 (voir additif A23) affiche l'état de l'information sélectionnée.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-5
--	------------	--------------	-----------------

INDICATEUR KI 525A



L'indicateur de navigation KI 525A est l'afficheur du système de compas KCS 55A. Il remplace le gyro directionnel standard et le CDI dans les instruments de l'avion; il combine l'asservissement de cap et les informations de VOR/LOC/Glideslope en un seul affichage compact. En fournissant une représentation visuelle simple et complète du cap et de la position de l'avion en relation avec la route désirée, la charge de travail de navigation pour le pilote est considérablement réduite.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-6
--	------------	--------------	-----------------

DESCRIPTION DE L'INDICATEUR ET DES FONCTIONS D'AFFICHAGE

Rose du compas

En réponse aux informations du gyro directionnel, la rose tourne de façon à ce que le cap de l'avion soit toujours en haut sous le repère de la ligne de foi de l'avion.

Ligne de foi de l'avion

La ligne de foi de l'avion est représentée par une marque blanche fixe en haut de l'affichage, elle indique le cap magnétique de l'avion sur la rose du compas.

Symbole de l'avion

Le symbole de l'avion est une représentation fixe de l'avion. Cet avion miniature pointe toujours vers le haut de l'affichage et la ligne de foi.

Pointeur de la route choisie

Cette flèche est en deux parties, la "tête" indique la route VOR ou Localizer désirée et la "queue" indique la route inverse. Ce pointeur se règle en tournant le bouton de sélection de route.

Bouton de sélection de route

Le bouton de sélection de route sert à tourner le pointeur de route vers la route désirée sur la rose compas. Ce bouton correspond à l'OBS (omni bearing selector) sur un indicateur NAV standard.

Déviation LOC et VOR/RNAV

Cette barre correspond à l'aiguille droite/gauche sur un CDI standard. Quand l'avion est précisément sur le radial VOR ou sur une route Localizer, la section centrale est alignée sur le pointeur de route sélectionné et la barre est alors positionnée sous le symbole de l'avion. Lorsque l'on est à l'écart de la route ou si l'on approche d'une nouvelle route, la barre va bouger d'un côté ou de l'autre. Comme l'affichage du VOR et du Localizer tourne avec la rose compas, la relation angulaire entre la barre de déviation et le symbole de l'avion affiche la position symbolique de l'avion en fonction de la route sélectionnée.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-7
--	------------	--------------	-----------------

Echelle de déviation

Lorsque l'on est réglé sur une fréquence VOR, chaque point blanc représente 2° de déviation à gauche ou à droite de la route. Lorsque l'on est réglé sur une fréquence Localizer, la déviation est de ½° par point. (lorsque des données GPS sont sélectionnées pour la présentation, se référer au manuel du pilote pour le récepteur GPS concerné)

Pinule de sélection du cap

Un curseur mobile orange sur l'extérieur de l'affichage, sert en premier lieu à choisir le cap vers le lequel vous voulez voler. Ce cap désiré est couplé au pilote automatique KAP140 pour fournir la fonction "sélection de cap".

Bouton de sélection du cap

Il sert à tourner la pinule de sélection de cap sur un point désiré de la rose compas.

Indicateur TO-FROM

Un triangle blanc proche du centre de l'affichage indique (en référence avec les réglages de l'OBS) si la route sélectionnée est en TO ou FROM pour une station VOR choisi ou un point de route RNAV.

Double pointeur Glideslope

Des pointeurs gris de chaque coté de l'affichage apparaissent quand un signal glideslope valide est reçu, les pointeurs disparaissent quand le signal n'est plus valide. Pendant une approche ILS, ces pointeurs représentent l'orientation verticale de l'avion par rapport au faisceau central du glideslope (en d'autres termes, si les pointeurs sont au-dessus de la marque centrale, l'avion est sous le glide). Quand on est aligné sur le glideslope, les pointeurs s'alignent avec la marque centrale sur l'échelle glideslope.

Echelle de déviation glideslope

Chaque point blanc de chaque coté de l'affichage, en conjonction avec les pointeurs glideslope, indique "au-dessus", "au-dessous" ou "sur" le glideslope lors d'une approche ILS.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-8
--	------------	--------------	-----------------

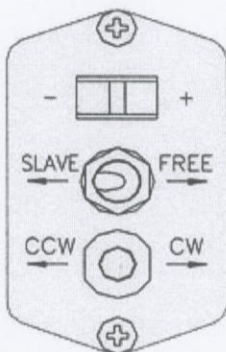
Drapeau d'alarme compas

Un drapeau rouge sur lequel est indiqué "HDG" (heading) devient visible dans la partie supérieure droite du quadrant, si l'alimentation électrique n'est pas bonne ou si le gyro directionnel n'est pas à sa vitesse normale. Toutefois des dysfonctionnements du compas peuvent arriver et ne pas être annoncés par le drapeau "HDG". C'est pourquoi il faut régulièrement le comparer avec le compas standby.

Drapeau d'alarme NAV

Un drapeau rouge nommé "NAV" devient visible dans la partie supérieure gauche du cadran tant qu'un signal valide n'est pas reçu.

REGLEUR D'ASSERVISSEMENT (KA 51B)



Ce régulateur indique toute différence entre le cap affiché et le cap magnétique. Un décalage à droite ou vers le haut indique une erreur horaire de la rose compas. Un décalage à gauche ou vers le bas indique une erreur anti-horaire de la rose compas. Toutefois quand l'avion tourne et la rose compas aussi, il est normal pour ce régulateur de montrer une déflexion entière d'un côté ou l'autre.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-9
--	------------	--------------	-----------------

REMARQUE

En niveau de vol il est normal pour l'aiguille du régleur de continuellement bouger d'un coté ou l'autre et d'être en butée lors d'un virage. Si l'aiguille reste en butée, droite ou gauche, on peut utiliser le mode gyro. libre pour la centrer, de la manière suivante:

- S *Interrupteur gyro. asservie et libre* – Quand l'interrupteur est en position SLAVE, le système est en mode gyro. asservi. Quand l'interrupteur est sur la position AUTO le système est en mode gyro. libre.
- S *Ajustement horaire* – Quand le système est en mode gyro. libre, maintenir l'interrupteur de cap manuel sur la position CW, ceci fera tourner la rose compas vers la droite et élimine l'erreur gauche de la rose compas.
- S *Ajustement anti-horaire* - Quand le système est en mode gyro. libre, maintenez l'interrupteur de cap manuel sur la position CCW, ceci fera tourner la rose compas vers la gauche et élimine l'erreur droite de la rose compas.

VANNE DE FLUX KMT 112

L'unité perçoit la direction du champ magnétique terrestre et transmet cette information à travers le circuit d'asservissement vers le gyro. directionnel lequel est ainsi automatiquement corrigé des précessions ou 'glissements'. Ce capteur est monté dans l'aile droite pour diminuer les éventuelles interférences magnétiques.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-10
--	------------	--------------	------------------

GYRO. DIRECTIONNEL KG 102A

Le gyro. directionnel fournit la stabilisation gyro. au système et contient les circuit d'asservissement nécessaires pour l'utilisation du système. Ce capteur est monté séparé par rapport à l'afficheur.

INSTRUCTIONS D'UTILISATION

1. Dès que l'alimentation est fournie au système KCS 55A, et tant que le gyro. n'est pas à sa vitesse normale, un drapeau rouge nommé "HDG" reste visible dans la partie supérieure droite du cadran de l'indicateur KI 525A. En utilisation, ce drapeau d'alarme devient visible quand l'alimentation fournie est inadéquate ou que le gyro. ne tourne plus à la bonne vitesse.
2. Avec la mise en route du système KCS 55A et si le gyro est à sa vitesse normale, le drapeau rouge "HDG" doit disparaître.
3. Si le système KCS 55A est en mode gyro. asservi, la rose compas va être automatiquement asservie vers le cap magnétique de l'avion au taux de 180°/minute. (dès la mise en route, les mouvements de la rose compas deviennent visibles). L'asservissement rapide continue jusqu'à ce que le cap magnétique indiqué soit correct. Ensuite le taux d'asservissement sera de 3°/minute pour garder le système aligné avec le champ magnétique terrestre. Sous certaines conditions il est possible que le système arrête l'asservissement à 180° du cap correct. Si ceci apparaît, utiliser l'interrupteur 'SLAVE' (d'asservissement) sur le KA 51B sur la position 'AUTO' (libre). Tourner la rose compas de + ou - 10 ° depuis la position incorrecte en utilisant le bouton manuel et retourner ensuite à l'utilisation asservie (SLAVE). Le système sera alors asservi au cap correct.
4. Pour l'utilisation en gyro. libre, vérifier le compas magnétique pour déterminer le cap magnétique correct de l'avion. Utiliser alors le bouton d'asservissement manuel pour aligner le système sur le champ magnétique terrestre. Des vérifications périodiques avec le compas sont recommandées pour vérifier et corriger la précession du gyro.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-11
--	------------	--------------	------------------

5. Jusqu'à ce qu'un signal de navigation valide soit reçu par le système NAV, un drapeau rouge nommé "NAV" est visible dans la partie supérieure gauche du quadrant de l'indicateur KI 525A. En utilisation, ce drapeau d'alarme est visible seulement lorsque le signal de navigation reçu est invalide.
6. Pour la navigation normale de ou vers un VOR ou un VORTAC, régler le récepteur NAV sur la fréquence du VOR ou VORTAC voulue, alors le drapeau d'alarme (NAV) disparaîtra si le signal reçu est valide.
7. Tourner le bouton de sélection de route pour positionner le curseur de route sur la route VOR désirée.
8. La barre de déviation VOR représente la route sélectionnée. Le rapport entre cette barre et le symbole de l'avion dans le centre de l'instrument représente la relation entre la route choisie et le cap magnétique de l'avion. (en d'autres termes, si le symbole de l'avion indiqué sur l'afficheur approche la barre de déviation à 45 °, c'est que votre avion approche de la route sélectionnée à cet angle).
9. Pour préparer une approche ILS, régler le récepteur NAV sur la fréquence localiser désirée. Si le signal reçu est alors valide, le drapeau d'alarme "NAV" disparaîtra.
10. Pour une approche « front course » ou « back course », tournez le bouton de sélection de route pour régler le pointeur de route sur la route localiser. Comme en navigation normale (#6 ci-dessus), la barre de déviation LOC représente la route voulue. La relation entre cette barre et le symbole de l'avion est donnée par une image vraie de la position de votre avion en rapport avec la route localiser. Toujours régler le pointeur de route sur la route localiser permet de fournir une déviation correcte de la barre en approche « front course » ou « back course ».
11. Le pointeur de déviation du glideslope peut devenir visible de chaque côté de l'afficheur quand un signal valide glideslope est reçu. S'ils n'apparaissent pas cela signifie qu'aucun signal valide n'est reçu.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-12
--	------------	--------------	------------------

12. Le pointeur glideslope indique la position relative du faisceau glideslope et de l'avion. (en d'autres termes si le pointeur est au-dessous de la marque centrale cela signifie que l'avion est sous le glideslope).

CIRCONSTANCES ANORMALES

Si le drapeau d'alarme (HDG) apparaît pendant l'utilisation, c'est que la rose compas indique une erreur. L'alimentation peut être supprimée du gyro. directionnel KG 102A en tirant sur le breaker de circuit nommé DG. La route choisie, la barre de déviation VOR/LOC, le drapeau NAV, et l'indicateur TO/FROM restent en opération.

Si le drapeau d'alarme (NAV) apparaît en utilisation, il y a plusieurs possibilités :

- (1) le récepteur NAV n'est pas en marche,
- (2) le récepteur NAV est mal réglé,
- (3) la station sol VOR ou LOC au sol a un dysfonctionnement,
- (4) l'avion est hors de portée d'une station sol, ou
- (5) le récepteur NAV de l'avion ne fonctionne pas correctement. (la rose compas continue d'afficher le cap magnétique de l'avion même si aucun signal NAV valide n'est reçu).

Si les pointeurs glideslope restent invisibles lors d'une approche ILS, cela signifie que le récepteur glideslope de l'avion ou la station sol glideslope ne fonctionne pas correctement. Le glideslope est généralement inutilisable lors d'approche en « back course ». (les routes VOR et LOC continuent à être affichées normalement même si aucun signal valide du glideslope n'est reçu).

Une déflexion importante et continue du régleur d'asservissement ou une grosse anomalie entre le compas magnétique et la rose compas du KI 525A indique une panne du système d'asservissement.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-13
--	------------	--------------	------------------

Si une panne d'asservissement apparaît, l'interrupteur SLAVE / FREE doit être mis sur le mode gyro. Libre (FREE). Alors en utilisant les corrections horaires ou anti-horaires, le compas peut être tourné pour corriger le cap comme indiqué sur le compas secours. Le système KCS 55A continue de fonctionner normalement sauf pour les informations de cap provenant uniquement du gyro. directionnel KG 102A. Il n'y a alors pas de correction automatique et des ajustements périodiques manuels doivent être fait en comparaison avec le compas.

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ENTRETIEN

Pas de changement

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.05-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 4	25 mars 2005	Page n° 9-A11-14
--	------------	--------------	------------------



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Le supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF A13
AU MANUEL DE VOL
DA 40, DA 40 F**

**PILOTE AUTOMATIQUE
KAP 140
BENDIX/KING**

Document N° : 6.01.01-F, 6.01.02-F

Date d'édition : 01 mars 2001

Cet additif a été vérifié pour l'EASA par les autorités de l'aviation civile autrichienne Austro Control, en tant qu'autorité de certification primaire, conformément aux procédures de certification, et approuvé par l'EASA sous le n° 2005-3345.

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUTRICHE

0.1 LISTE DES REVISIONS

Rév N°.	Objet	Section	Page	Date de révision	Date d'approbation
1	MÄM 40-099 Nouveau P/N du calculateur du P.A.	Toutes	Toutes sauf page 9-A13-0	26 mai 2003	06 juin 2003
2	Révision 0 du manuel de vol DA 40 F	Toutes	Toutes	15 mars 2005	18 avril 2005 EASA N° 2005-3345

Doc N° 6.01.01-F Doc N° 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page 9-A13-1
--------------------------------------	------------	--------------	--------------

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A13-1	15 mars 2005
	9-A13-2	15 mars 2005
	9-A13-3	15 mars 2005
	9-A13-4	15 mars 2005
1	9-A13-5	15 mars 2005
2	Appr. 9-A13-6	15 mars 2005
	Appr. 9-A13-7	15 mars 2005
3	9-A13-8	15 mars 2005
	9-A13-9	15 mars 2005
	9-A13-10	15 mars 2005
	9-A13-11	15 mars 2005

Section	Page	Date
4A	9-A13-11	15 mars 2005
	9-A13-12	15 mars 2005
	9-A13-13	15 mars 2005
	9-A13-14	15 mars 2005
	9-A13-15	15 mars 2005
	9-A13-16	15 mars 2005
	9-A13-17	15 mars 2005
	9-A13-18	15 mars 2005
	9-A13-19	15 mars 2005
	9-A13-20	15 mars 2005
	9-A13-21	15 mars 2005
	9-A13-22	15 mars 2005
	9-A13-23	15 mars 2005
4B	9-A13-23	15 mars 2005
	9-A13-24	15 mars 2005
	9-A13-25	15 mars 2005
	9-A13-26	15 mars 2005
5, 6	9-A13-27	15 mars 2005
7	9-A13-27	15 mars 2005
	9-A13-28	15 mars 2005
	9-A13-29	15 mars 2005
	9-A13-30	15 mars 2005
	9-A13-31	15 mars 2005
	9-A13-32	15 mars 2005
	9-A13-33	15 mars 2005
	9-A13-34	15 mars 2005
9-A13-35	15 mars 2005	
8	9-A13-36	15 mars 2005

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A13-5
2. LIMITATIONS	9-A13-6
3. PROCEDURES D'URGENCE	9-A13-8
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A13-11
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A13-23
5. PERFORMANCES	9-A13-27
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A13-27
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES.....	9-A13-27
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN.....	9-A13-36

1. GENERALITES

Cet additif fournit les informations nécessaires à une utilisation efficace de l'avion lorsque le pilote automatique KAP 140 est installé. Les informations contenues dans ce document doivent être utilisées conjointement avec celles du manuel complet.

Cet additif fait partie du manuel de vol et il doit être en permanence dans le manuel de vol quand le KAP 140 est installé.

Doc N° 6.01.01-F Doc N° 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page 9-A13-5
--------------------------------------	------------	--------------	--------------

2. LIMITATIONS

- A) La procédure complète de test décrite dans la section 4 de cet additif doit être effectuée avec succès avant chaque vol. Il est interdit d'utiliser le pilote automatique ou le trim électrique manuel sans avoir réalisé ces tests.
- B) Pendant l'utilisation du P.A. un pilote doit être assis à la place gauche et attaché.
- C) Le P.A. doit être DESENGAGÉ pendant le décollage et l'atterrissage .
- D) Le système n'est certifié qu'en catégorie 1 (mode Approche sélectionné).
- E) La position T/O des volets est le braquage maximum autorisé en approche.
- F) Vitesse maximale d'utilisation du P.A. : 165 KIAS.
Vitesse minimale d'utilisation du P.A. : 70 KIAS
- G) Les captures d'altitude inférieures à 800 ft AGL (si l'option de présélection d'altitude est installée) sont interdites.
- H) Le P.A. doit être désengagé au-dessous de 200 ft AGL en approche et au-dessous de 800 ft AGL dans toutes les autres phases du vol.
- I) Le surpassement du P.A. par manœuvre manuelle pour modifier l'assiette ou l'inclinaison est interdit (pour cette manœuvre déconnecter le P.A. ou appuyer sur le bouton CWS).
- J) Le disjoncteur du P.A. doit être tiré si l'alarme rouge TRIM FAIL s'allume en vol, mais seulement après avoir effectué la procédure d'urgence décrite dans la section 3. Le trim électrique manuel et le trim automatique du P.A. sont désactivés quand le disjoncteur du P.A. (AUTOPILOT) est tiré.

REMARQUE

L'alarme rouge 'TRIM FAIL' s'allume normalement pendant l'auto-test. Si elle reste allumée après la fin du test, il faut tirer le disjoncteur du P.A.. L'alarme s'éteint quand le disjoncteur est tiré.

- K) Si la vanne statique de secours est ouverte, le P.A. doit être désengagé.
- L) La plaquette ci-dessous doit être placée à la vue directe du pilote.

Limitations du système de pilote automatique KAP140

- Ne pas utiliser le P.A. si la vanne statique de secours est ouverte
- Tester le P.A. et le trim électrique avant chaque vol (voir manuel de vol).
- Désengager le P.A. pendant le décollage et l'atterrissage.

Vitesse maximale d'utilisation du P.A. 165 KIAS

Vitesse minimale d'utilisation du P.A. 70 KIAS

Altitude minimale d'utilisation du P.A. :

- croisière, montée, descente et virages : 800 ft sol
- approche : 200 ft sol

3. PROCEDURES D'URGENCE

La procédure en 4 points ci-dessous doit faire partie des procédures d'urgence de base à mémoriser. Il est important que le pilote puisse appliquer cette procédure sans être obligé de lire le manuel.

En cas de mauvais fonctionnement du P.A., du trim automatique ou du trim électrique manuel (effectuer les 2 premières opérations A et B simultanément) :

- A) **TENIR FERMEMENT** le manche et reprendre le contrôle de l'avion.
- B) **APPUYER** et **MAINTENIR** enfoncé le bouton AP DISC pendant la reprise en mains de l'avion.
- C) **TRIMMER** à nouveau manuellement, si nécessaire.
- D) **TIRER** le disjoncteur AUTOPILOT.

REMARQUE

Une autre solution consiste à couper le contact général avionique (AVIONIC MASTER) afin de couper l'alimentation du P.A. et du trim électrique. Si nécessaire, faire les actions A à C, couper l'AVIONIC MASTER puis tirer le disjoncteur AUTOPILOT. Remettre l'AVIONIC MASTER sur ON dès que possible pour que le reste de l'avionique soit de nouveau alimenté. Les instruments primaires d'attitude de l'avion, de vitesse et d'altitude restent à tout moment utilisables.

AVERTISSEMENT

Il ne faut pas tenter de réengager le P.A après un dysfonctionnement du P.A., du trim électrique ou du trim électrique manuel tant que la cause n'a pas été traitée.

Perte maximale d'altitude et changement maximum d'assiette de l'avion à la suite d'un dysfonctionnement du P.A. :

Configuration	Perte d'altitude	Changement d'assiette	Changement d'inclinaison
Croisière, montée, descente	400 ft	25°	50°
Virage	400 ft	25°	35°
Approche	100 ft	15°	20°

REMARQUES

Les paragraphes suivants fournissent des informations complémentaires permettant au pilote d'avoir une meilleure compréhension des actions à mener dans les situations d'urgence.

1. Un dysfonctionnement du trim automatique peut être reconnu par une variation involontaire de la trajectoire ou par des mouvements anormaux du manche ou de la roue du trim. Dans certains cas, spécialement pour le trim automatique, il peut n'y avoir qu'une légère variation de l'assiette ou pas de variation malgré l'apparition de l'alarme lumineuse 'TRIM FAIL' et de l'alarme sonore. La première action du pilote en cas de dysfonctionnement du P.A., du trim automatique ou en cas de désengagement du P.A. est de garder le contrôle de l'avion. Saisir immédiatement le manche fermement, appuyer sur le bouton AP DISC et le maintenir enfoncé jusqu'à la reprise du contrôle manuel de l'avion. Agir sur le manche en fonction des besoins tout en gardant l'avion à l'intérieur des limitations.

Le trim doit être actionné manuellement afin de réduire les efforts au manche.
Pour finir, tirer le disjoncteur du P.A. afin de neutraliser complètement le système.

2. On peut déceler un dysfonctionnement du trim électrique par l'affichage de l'alarme 'TRIM FAIL' accompagnée d'un signal sonore et par la roue de trim qui tourne anormalement malgré la déconnexion du P.A. et sans intervention du pilote. Les actions à mener sont les mêmes qu'en cas de dysfonctionnement du P.A. Prendre le contrôle manuel de l'avion. Saisir le manche fermement, appuyer sur le bouton AP DISC, le maintenir enfoncé et tirer le disjoncteur du P.A.
3. Noter que la procédure d'urgence pour n'importe quel dysfonctionnement est fondamentalement la même : tenir le manche fermement et reprendre le contrôle de l'avion tout en appuyant sur le bouton AP DISC. Trimmer ensuite manuellement à la demande. Enfin, tirer le disjoncteur concerné pour neutraliser le P.A. ou le trim automatique. Comme pour toute autre procédure d'urgence il est important que le pilote connaisse par cœur les 4 étapes de la procédure d'urgence de la page 8 de cet additif concernant le trim automatique et le P.A..
4. Le contact général avionique peut être utilisé pour couper l'alimentation du P.A. et du système de trim électrique jusqu'à ce que l'on puisse couper le disjoncteur. Remettre le contact avionique dès que possible. Lorsque le contact avionique est coupé, tous les instruments de vol restent opérationnels. La VHF, les instruments de navigation, le transpondeur ne sont plus opérationnels.
5. Le pilote automatique KAP140 a un capteur d'assiette qui détecte toute accélération anormale sur l'axe vertical. Une forte variation d'assiette, quelle qu'en soit la raison, peut provoquer une déconnexion du P.A.
6. Il est essentiel que toutes les fonctions du P.A. et du trim électrique soient testées avant chaque vol selon la procédure décrite pour garantir l'intégrité et la sécurité d'utilisation du système.

AVERTISSEMENT

Il ne faut pas tenter de réengager le P.A après un dysfonctionnement du P.A., du trim électrique ou du trim électrique manuel tant que la cause n'a pas été traitée.

4A PROCEDURES NORMALES

4A.3.4. Avant le roulage

1. MISE SOUS TENSION ET AUTO-TEST - Un auto-test se réalise à la mise sous tension du calculateur. Cet auto-test est une succession de tests internes qui vérifie le fonctionnement correct des systèmes avant utilisation. Le déroulement est signalé par 'PFT' avec un chiffre croissant suivant les séquences. La fin de l'auto-test est signalée par l'allumage de tous les segments de l'écran et par un signal sonore identique à celui de la déconnexion.

REMARQUE

Après l'auto-test un 'P' rouge (Pitch) peut apparaître sur l'écran du P.A. afin d'avertir que l'axe de tangage ne peut pas être activé. Cette situation est transitoire et peut durer environ 30 secondes. Le 'P' disparaît et l'utilisation normale est possible.

Lorsque l'alimentation du P.A. est coupée en vol (par exemple en tirant le disjoncteur du pilote automatique), un délai de 5 minutes peut être nécessaire avant que l'on puisse à nouveau utiliser le P.A. pour permettre aux accéléromètres verticaux de se stabiliser. Une réactivation prématurée peut provoquer une tenue d'assiette légèrement erratique.

AVERTISSEMENT

Si l'alarme 'TRIM FAIL' reste allumée, le trim automatique n'a pas passé l'auto-test avec succès. Le disjoncteur du pilote automatique doit être tiré. Le trim électrique manuel ne fonctionnera pas..

2. TEST du TRIM ELECTRIQUE MANUEL :
Appuyer sur le bouton AP DISC et le maintenir enfoncé en manœuvrant le trim électrique manuel. Le trim ne doit pas bouger à cabrer ou à piquer.
3. ENGAGER le PILOTE AUTOMATIQUE en appuyant sur la touche AP.
4. DEPLACER LE MANCHE vers l'avant, l'arrière, la gauche et la droite pour vérifier que le P.A. peut être surpassé.
5. APPUYER sur le bouton AP DISC. Vérifier que le P.A se désengage.
6. Mettre manuellement le TRIM sur TAKE OFF (décollage).
7. APPUYER sur le bouton AP DISC.

8. Utilisation de l'alarme d'altitude (si l'option de présélection d'altitude est installée) :
- a. VERIFIER le calage altimétrique

ATTENTION

Si l'installation ne comporte pas de calage altimétrique automatique, l'affichage du calage clignote jusqu'à ce que le pilote introduise manuellement la valeur. Introduire une nouvelle valeur en vol chaque fois que le calage de l'altimètre doit être changé. Il n'y a pas de clignotement pour le rappeler.

- b. **TOURNER LES BOUTONS ROTATIFS** de sélection d'altitude (si l'option de présélection d'altitude est installée) jusqu'à ce que l'altitude désirée soit affichée.

REMARQUE

Une alarme retentit 1000 ft avant d'atteindre le niveau ou l'altitude sélectionnée. Cette alarme sonore retentit également si l'on s'écarte de + ou - 200 ft de l'altitude sélectionnée. Le signal consiste en une série de 5 sons courts.

4A.3.8 MONTEE / 4A.3.11 DESCENTE:

1. Trim de profondeur : contrôler et, si nécessaire, régler afin que l'avion soit correctement trimmé avant l'engagement du P.A..

REMARQUE

L'engagement du P.A. avec un avion mal trimmé peut provoquer des variations d'assiette non désirées et faire apparaître une alarme 'TRIM FAIL'

2. APPUYER sur la touche AP. Les indications 'ROL' et 'VS' doivent s'afficher. Si aucun autre mode n'est sélectionné, le P.A. travaille en mode ROL et VS.

ATTENTION

Le pilote doit surveiller systématiquement le P.A. quand il est engagé et il doit être prêt à le désengager pour faire des manœuvres correctives, y compris le pilotage manuel et/ou l'application de la procédure d'urgence si le P.A. ne fonctionne pas correctement ou si le contrôle de l'avion ne peut pas être conservé.

Chaque fois que le P.A. est engagé le pilote doit utiliser les commandes correctes du P.A. et choisir les combinaisons appropriées de puissance et de position des volets pour que la vitesse reste dans les limitations du P.A. (70 à 165 KIAS) et pour que l'avion ne dépasse pas ses propres limitations.

AVERTISSEMENT

A la vitesse de meilleure montée ou à une vitesse proche de celle-ci en mode VS, il peut arriver que la vitesse régresse dangereusement en entraînant une baisse du taux de montée. Une utilisation continue de cette configuration peut alors conduire au décrochage.

Si l'on vole à la vitesse maximale autorisée pour le P.A. ou à une vitesse proche de celle-ci, il peut être nécessaire de réduire la puissance afin de pouvoir conserver le taux de descente sans dépasser cette vitesse maximale.

ATTENTION

Eviter les changements brusques de paramètres à basse vitesse avec le P.A. engagé.

AVERTISSEMENT

Ne pas essayer d'assister le P.A en pilotant manuellement, car le pilote automatique va déclencher le trim automatique pour s'opposer à cette action. En agissant sur le manche lorsque le P.A. est engagé l'avion risque d'être mal trimmé et des forces importantes vont agir sur la commande de profondeur.

3. VERIFIER le calage altimétrique , s'il n'est pas automatique.

Doc N° 6.01.01-F Doc N° 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page 9-A13-15
--------------------------------------	------------	--------------	---------------

4. Utilisation du bouton CWS :
 - a. APPUYER sur le bouton CWS et AFFICHER L'ASSIETTE pour obtenir le taux de montée désiré.
 - b. RELÂCHER le bouton CWS. Le P.A. va maintenir le taux de montée jusqu'à la limite de ± 2000 ft/min.
5. Utilisation du trim de profondeur
 - a. APPUYER sur la touche UP ou DN afin de changer le taux de montée ou de descente (limite ± 2000 ft/min).
 - b. RELÂCHER la touche dès que le taux de montée ou de descente souhaité est atteint. Le P.A. va maintenir cette valeur.

4A.3.9 CROISIERE

REMARQUE

En mode ALT une variation de + ou - 120 ft peut intervenir en passant de 70 à 140 KIAS. en cas de forte turbulence

1. APPUYER sur la touche ALT. Vérifier que l'indication de mode 'ALT' est allumée. Le P.A. maintient l'altitude sélectionnée.
2. Capture de l'altitude sélectionnée (si la fonction de présélection d'altitude est installée) :
 - a. TOURNER LE BOUTON DE SELECTION D'ALTITUDE jusqu'à ce que l'altitude désirée soit affichée. Noter que l'affichage 'ARM' apparaît automatiquement en sélectionnant l'altitude lorsque le P.A. est engagé.

- b. APPUYER sur la touche de capture d'altitude ARM afin d'activer ou de désactiver la capture d'altitude.
- c. ETABLIR le taux de montée nécessaire pour l'interception de l'altitude sélectionnée.

REMARQUE

La turbulence dégrade le suivi du cap tenu par le P.A. L'utilisation du mode ROL est recommandée en cas de forte turbulence. En cas de très forte turbulence il est préférable de désengager le P.A. et de piloter manuellement.

3. Changement d'altitude

a. Par utilisation du bouton CWS (recommandé pour des changements d'altitude supérieurs à 100 ft)

1) APPUYER sur le bouton CWS et amener l'avion à l'altitude désirée.

2) RELACHER le bouton CWS dès que l'altitude désirée est atteinte. Le P.A. va maintenir cette altitude.

b. Par l'utilisation de la commande de trim de profondeur (recommandé pour des changements inférieurs à 100 ft).

1) APPUYER sur la touche UP ou DN et la MAINTENIR en position. Le trim de profondeur va rechercher un taux d'environ 500 ft/min.

2) Relâcher la touche dès que l'altitude désirée est atteinte, le P.A. va maintenir cette altitude.

REMARQUE

On peut aussi appuyer sur UP ou DN par de brèves pressions successives qui font augmenter ou diminuer l'altitude de référence de 20 ft par pression sur la touche.

4. .Changements de cap

a. Changement manuel de cap en mode ROL

- 1) APPUYER sur le bouton CWS et AMENER l'avion vers le cap désiré.
- 2) RELÂCHER le bouton CWS. Le P.A. va essayer de maintenir l'avion avec un taux de roulis nul en mode ROL.

REMARQUE

Le cap tenu en mode ROL peut varier dans la turbulence

b. Maintien du cap

- 1) PLACER l'index de cap du HSI sur le cap désiré
- 2) Appuyer sur la touche de mode HDG . Vérifier que 'HDG' s'affiche. Le P.A. va faire tourner automatiquement l'avion vers le cap sélectionné.

c. Recherche de cap (Mode HDG actif)

- 1) Placer l'index de cap du HSI sur le cap désiré. Le P.A. va faire tourner automatiquement l'avion vers le cap désiré.

5. Couplage NAV:
- a. PLACER l'index du HSI sur le radial désiré
 - b. PLACER l'index de cap du HSI pour créer l'angle d'interception désiré et activer le mode HDG.
 - c. APPUYER sur la touche NAV
 - 1) Si la barre de déviation est décalée de plus de 2 ou 3 points, l'avion va continuer en mode HDG (ou ROL si HDG n'est pas sélectionné) avec l'indication 'NAV ARM' sur l'écran. Quand le radial à intercepter sera atteint, le mode HDG sera désactivé, l'affichage 'ARM' disparaîtra et le radial sélectionné sera automatiquement capturé et suivi.
 - 2) Si la barre est décalée de moins de 2 ou 3 points, le mode HDG sera désactivé et le mode NAV sélectionné, l'indication 'NAV' apparaîtra et la séquence de capture/suivi du radial commencera automatiquement.

4A.3.12 APPROCHE

1. Couplage d'approche (APR) (permet le couplage glideslope sur l'ILS et permet une tenue plus précise des caps pendant une approche aux instruments).
 - a. VERIFIER le calage altimétrique , s'il n'est pas automatique.
 - 1) PLACER l'index du HSI sur le radial désiré.
 - 2) PLACER l'index de cap du HSI pour créer l'angle d'interception désiré et activer le mode HDG.
 - 3) APPUYER sur la touche de sélection de mode APR.

- a) Si la barre de déviation est décalée de plus de 2 ou 3 points, l'avion va continuer en mode HDG (ou ROL si HDG n'est pas sélectionné) avec l'indication 'NAV ARM' sur l'écran. Quand le radial à intercepter sera atteint, le mode HDG sera désactivé, l'affichage 'ARM' disparaîtra et le radial sélectionné sera automatiquement capturé et suivi.
 - b) Si la barre est décalée de moins de 2 ou 3 points, le mode HDG sera désactivé et le mode NAV sélectionné, l'indication 'NAV' apparaîtra et l'interception et la séquence de capture/suivi du radial commencera automatiquement.
- 4) Vitesse : Maintenir au moins 90 à 100 kts pendant l'approche avec le pilote automatique (recommandation).
2. Couplage approche Back Course (c'est à dire cap localizer inverse) (REV).
- a. VERIFIER le calage altimétrique , s'il n'est pas automatique
- 1) POSITIONNER l'index du HSI sur le radial de l'ILS en rapprochement.
 - 2) PLACER l'index de cap du HSI pour créer l'angle d'interception désiré et activer le mode HDG.
 - 3) APPUYER sur la touche de sélection de mode APR.
- a) Si la barre de déviation est décalée de plus de 2 ou 3 points, l'avion va continuer en mode HDG (ou ROL si HDG n'est pas sélectionné) avec l'indication 'REV ARM' sur l'écran. Quand le radial à intercepter sera atteint, le mode HDG sera désactivé, l'affichage 'ARM' disparaîtra et le radial sélectionné sera automatiquement capturé et suivi.

- b) Si la barre est décalée de moins de 2 ou 3 points, le mode HDG sera désactivé et le mode REV sélectionné, l'indication REV apparaîtra et l'interception et la séquence de capture/suivi du radial commencera automatiquement.

3. Couplage Glideslope

REMARQUE

Le couplage Glideslope est désactivé en mode NAV ou REV. Le couplage Glideslope s'effectue automatiquement en mode APR sur un localizer.

- a. Mode APR ENGAGÉ. Vérifier que l'affichage 'GS ARM' est allumé.
b. Une fois établi sur le Glide, l'affichage 'ARM' s'éteint.

REMARQUE

Le P.A. peut intercepter le Glide par dessus ou par dessous le faisceau.

REMARQUE

La capture d'altitude pour atteindre la MDA lors d'approches classiques n'est pas recommandée. Le couplage Glideslope interdira l'interception d'une altitude sélectionnée sur un ILS.

Doc N° 6.01.01-F Doc N° 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page 9-A13-22
--------------------------------------	------------	--------------	---------------

4. Approche manquée

- a. APPUYER sur le bouton AP DISC pour désengager le P.A..
- b. EXECUTER la procédure d'approche manquée.
- c. APPUYER sur le bouton AP après avoir trimmé l'appareil, si le P.A. doit être à nouveau utilisé.

REMARQUE

S'il est nécessaire de suivre l'ILS en éloignement dans la procédure d'approche manquée, utiliser le mode NAV pour éviter tout couplage GS intempestif.

5. Avant l'atterrissage :

- a. Appuyer sur le bouton AP DISC pour désengager le P.A.

4B PROCEDURES DE SECOURS

4B.7 DYSFONCTIONNEMENT DU P.A

- A. Affichage 'PT' clignotant avec une flèche dirigée vers le haut ou vers le bas sur l'écran du calculateur du P.A. :

Un affichage clignotant 'PT' du trim automatique indique que le trim automatique n'a pas pu diminuer assez vite les efforts sur le servo de profondeur. Cette situation ne doit être que temporaire.

1. AFFICHAGE CLIGNOTANT 'PT' - Observer le comportement de l'avion sur l'axe de tangage. S'il n'y a pas de problème, attendre 5 à 10 secondes que l'affichage s'éteigne.

2. Si l'affichage reste allumé, SAISIR le manche fermement, appuyer sur le bouton CWS et rechercher pourquoi le trim automatique ne peut pas fonctionner. Si nécessaire trimmer manuellement.
 3. Relâcher le bouton CWS.
 4. CONTINUER à utiliser le P.A. s'il est constaté que l'indication n'était que temporaire. DESENGAGER le P.A. si l'indication correspond manifestement à un dysfonctionnement du trim automatique.
- B. Affichage 'P' ou 'R' de couleur rouge sur l'écran du calculateur du P.A. :
1. Un 'P' rouge indique que l'axe de tangage du P.A. a été déconnecté et ne peut pas être activé. NE PAS ENGAGER LE P.A. AVEC UNIQUEMENT LA FONCTION ROULIS.

REMARQUE

Si un 'P' rouge apparaît à la suite d'une accélération anormale de l'avion, l'affichage va disparaître au bout d'une minute environ et le P.A. fonctionnera alors à nouveau normalement.

2. Un 'R' rouge indique que l'axe de roulis du P.A. a été déconnecté, le P.A. ne peut plus être engagé.

- C. Calage altimétrique clignotant sur l'écran du calculateur du P.A. (si le calage altimétrique automatique est installé) :

Un clignotement du calage altimétrique avec une installation dans laquelle le calage altimétrique automatique est effectué à chaque changement de l'altimètre encodeur KEA130 indique une panne de liaison entre l'altimètre et le P.A.. Le clignotement est déclenché au moment où cette panne de liaison est détectée et ensuite à chaque changement de l'altitude sélectionnée.

1. Calage altimétrique clignotant - FAIRE LE CALAGE manuellement (ou appuyer sur la touche BAR pour accepter la valeur actuelle).
2. Alerte d'altitude sélectionnée - REGLER à la valeur souhaitée.

- D. Clignotement de l'indication de mode sur l'écran du calculateur du P.A. :

Un clignotement de l'indication de mode indique généralement que ce mode est perdu.

1. 'HDG' clignotant indique qu'il n'y a pas de signal de cap. Appuyer sur la touche HDG pour arrêter le clignotement. 'ROL' va s'afficher.
2. 'NAV', 'APR' ou 'REV' clignotant indique qu'il n'y a pas de source d'information de navigation disponible. Appuyer sur la touche NAV, APR ou REV pour arrêter le clignotement. 'ROL' va s'afficher (choisir alors une source de navigation utilisable).

REMARQUE

Un affichage 'NAV', 'APR' ou 'REV' clignotant peut aussi apparaître s'il n'y a pas de signal de cap.

3. Un 'GS' clignotant indique qu'il n'y a pas de signal du Glideslope (GS se réengage automatiquement dès qu'un signal exploitable est reçu à nouveau).

REMARQUE

Pour continuer à suivre le localizer, observer les minima correspondants pour une approche non classique. Appuyer rapidement deux fois de suite sur la touche ALT pour faire cesser le clignotement. Piloter l'axe de tangage en mode standard VS.

REMARQUE

Dès que le clignotement d'un mode commence, le P.A. est déjà passé sur un fonctionnement par défaut, c'est à dire ROL et/ou VS. On peut tenter de réengager immédiatement le mode perdu si le flag de la source de navigation, du Glideslope ou du compas a disparu.

- E. Conséquences de pannes d'instruments pendant l'utilisation du P.A. :
1. Panne de l'horizon artificiel : pas de conséquence sur le P.A.
 2. Panne du coordinateur de virage : le P.A. ne fonctionne pas.
 3. Panne du HSI : les modes HDG, NAV et APR ne fonctionnent pas.
 4. Panne de l'altimètre : le calage altimétrique automatique, la capture d'une altitude sélectionnée et l'alarme d'altitude ne fonctionnent plus.

5. PERFORMANCES

Pas de modification de la section 5 du manuel de vol.

6. MASSE ET CENTRAGE

Après installation ou dépose du P.A. le changement de masse et de centrage à vide doit être inscrit à la page 6.3 du manuel de vol.

7 DESCRIPTION DE L'AVION ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

Cet additif du manuel de vol procure au pilote les informations sur les limitations, les procédures normales et les procédures d'urgence du système de pilote automatique Bendix/King KAP 140. Les limitations données correspondent à l'installation d'un système KAP 140 dans un avion Diamond DA40; le pilote automatique doit être exploité dans ces limitations.

Le pilote automatique KAP 140 comporte un système électrique de compensateur de profondeur qui fonctionne soit automatiquement lorsque le P.A. est engagé, soit en manuel commandé par le pilote. Ce système de trim est conçu pour pallier à tout fonctionnement défectueux en vol. Les anomalies sont affichées sur l'écran et annoncées également par une alarme sonore.

Un dispositif de blocage interdit l'utilisation du P.A si l'auto-test avant vol n'a pas été satisfaisant. L'auto-test se met en marche à la mise sous tension du P.A.

Les conditions ci-dessous entraîneront la déconnexion automatique du P.A. :

- A. Coupure de l'alimentation.
- B. Panne du système interne de contrôle du vol.
- C. Une accélération verticale supérieure à 1,4 G ou inférieure à - 0,6 G déconnecte l'embrayage du servo.
- D. Panne de l'indicateur de virage et de dérapage.
- E. Le système de surveillance du calculateur du P.A. détecte une alarme 'R' (axe de roulis) ou 'P' (axe de tangage).

Le contact général avionique alimente la barre bus des disjoncteurs radio et du pilote automatique.

Le contact général batterie BAT n'est pas affecté. Il peut être utilisé conjointement avec le contact alternateur ALT en situation d'urgence pour couper l'alimentation de tous les instruments de vol pendant que l'on isole le problème.

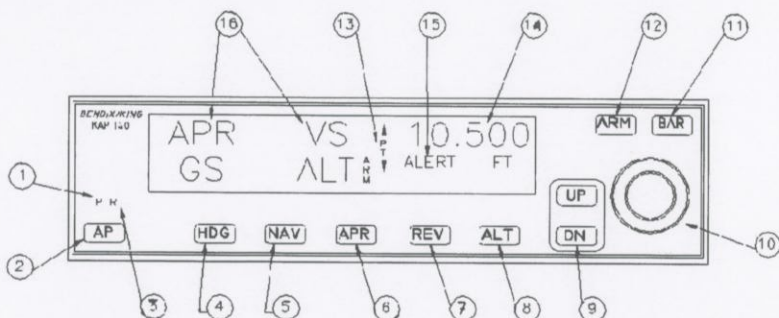
Une pression sur le bouton AP DISC sur le manche désactive également le P.A..

Les fusibles ci-dessous protègent les différents composants du pilote automatique du KAP 140 :

Désignation	Fonction
AUTOPILOT	Alimente le calculateur KC 140 et les servos de profondeur, de roulis et de profondeur.
ANNUN	Alimente séparément les alarmes du P.A.
DG	Alimente le système de compas KCS 55A.

Désignation	Fonction
T & B	Alimente l'indicateur de virage et de dérapage
XPDR	Alimente l'altimètre KING KEA 130 A, si installé.
XPDR	Alimente l'encoder, si installé.

COMMANDES ET AFFICHAGES



1. AXE DE TANGAGE, affichage 'P' (Pitch) – Si 'P' est allumé, cela indique un défaut sur l'axe de tangage. Il désengage le P.A. ou empêche seulement l'engagement de l'axe de tangage. 'P' peut également être allumé lorsque le P.A. est désengagé. Cette situation peut apparaître lors de manœuvres en vol si l'on dépasse les facteurs de charge. Le système interne de contrôle empêche le réengagement du P.A. tant que 'P' est allumé.

2. ENGAGEMENT OU DESENGAGEMENT DU P.A. PAR LA TOUCHE **AP** – En appuyant sur la touche AP on engage le P.A. si les conditions nécessaires sont réunies. Le P.A. s'engage en mode de base ROL, c'est à dire stabilisation sur l'axe de roulis et en mode VS de maintien d'une vitesse verticale constante. Le taux de montée choisi peut être affiché manuellement en haut à droite sur l'écran du calculateur du P.A. si on appuie sur les touches UP ou DN. Le taux de montée pris en compte est celui au moment où la touche AP est enfoncée. Si l'on appuie à nouveau sur AP, le P.A. est désengagé. Si la MÂM 40-099 ou le MSB 40-018 a été appliqué, la touche AP est la seule touche pour engager le P.A.
3. AXE DE ROULIS, affichage 'R' (Roll)– Si 'R' est allumé il indique un défaut sur l'axe de roulis. Il désengage le P.A. ou empêche son engagement.
4. TOUCHE DE MODE HEADING **HDG** – Lorsqu'elle est enfoncée, elle engage le mode HEADING qui commande à l'avion d'aller chercher et de maintenir un cap sélectionné par l'index du HSI. Un nouveau cap peut être sélectionné à tout moment et l'avion ira chercher ce nouveau cap. On peut aussi utiliser cette touche pour passer du mode HDG au mode ROL. Si la MÂM 40-099 ou le MSB 40-018 n'a pas encore été appliqué, cette touche peut aussi engager le P.A.
5. TOUCHE DE MODE NAVIGATION **NAV** – Lorsqu'elle est enfoncée, elle engage le mode navigation qui permet la capture automatique et le suivi d'un radial VOR, LOC ou GPS suivant la source utilisée, HSI ou CDI. Le mode Navigation est recommandé pour suivre une route en croisière.
6. TOUCHE DE MODE APPROCHE **APR**– Lorsqu'elle est enfoncée, elle engage le mode navigation qui permet la capture automatique et le suivi d'un radial VOR, LOC, GPS et Glideslope (GS) suivant la source utilisée, HSI ou CDI. Le mode Approche est recommandé pour les approches aux instruments.

7. TOUCHE DE MODE APPROCHE BACK COURSE **REV** – Lorsqu'elle est enfoncée, elle engage le mode d'approche Back Course. Ce mode fonctionne comme le mode APR, mais les corrections du P.A. rapport à l'axe du localizer sont inversées.
8. TOUCHE DE MODE MAINTIEN D'ALTITUDE **ALT** – Lorsqu'elle est enfoncée, elle engage le mode de maintien d'altitude. Cela permet la capture et le maintien d'une altitude programmée. Cette altitude programmée est celle à laquelle l'avion se trouve au moment où la touche ALT est enfoncée. Si l'on appuie sur ALT pendant une montée ou une descente, l'altitude sera dépassée de 10% de la valeur de la Vz avant la stabilisation de la valeur recherchée. Si la MAM 40-099 ou le MSB 40-018 n'a pas encore été appliqué, cette touche peut aussi engager le P.A
9. TOUCHES DE TRIM VERTICAL **UP DN** – Le fonctionnement de ces touches dépend du mode vertical au moment où l'on appuie sur la touche. Si le mode VS est actif, la première pression sur la touche affiche sur l'écran la valeur de la Vz. Chaque pression suivante modifie la valeur de ± 100 ft/min. Si la touche est maintenue enfoncée, la valeur est modifiée de 300 ft/min par seconde d'appui sur la touche. Si le mode ALT est actif, chaque pression modifie l'altitude de référence de ± 20 ft. Si l'on appuie de façon continue, l'avion passe en montée ou descente à 500 ft/min; l'altitude de référence enregistrée sera celle au moment où la touche est relâchée. Noter que l'altitude de référence n'est pas affichée. L'écran continue d'afficher l'alerte d'altitude.
10. BOUTONS ROTATIFS (seulement si l'option de présélection d'altitude est installée) – Les boutons servent à afficher l'altitude de référence à laquelle l'alarme va fonctionner. Ils peuvent être utilisés juste après avoir appuyé sur la touche BAR pour ajuster le calage altimétrique du P.A. sur celui de l'altimètre si un ajustement manuel est nécessaire.

11. TOUCHE DE REGLAGE ALTIMETRIQUE **BAR** (seulement si l'option de présélection d'altitude est installée) - Après une brève pression sur la touche BAR l'écran change son affichage pendant 3 secondes, il passe de l'altitude d'alerte d'altitude à l'affichage de réglage du calage altimétrique (en in.Hg ou hPa. Si l'on maintient la touche enfoncée 2 secondes, l'affichage passe de in.Hg à hPa ou inversement. Dès que l'affichage de réglage altimétrique apparaît, les boutons rotatifs peuvent être utilisés pour modifier manuellement le calage, si la configuration du système ne comporte pas de correction automatique.
12. TOUCHE ALTITUDE **ARM** (seulement si l'option de présélection d'altitude est installée) – En appuyant sur la touche ARM, une altitude sélectionnée est active ou désactivée. Quand ALT ARM est affiché, le P.A. va capturer l'altitude d'alerte (à condition que l'avion monte ou descende en mode VS vers l'altitude affichée). Lorsque le P.A. est activé, le mode ALT ARM est automatique en sélectionnant l'altitude d'alerte par les boutons rotatifs. Noter que la fonction d'alerte est indépendante du processus ARM, ce qui procure une alerte d'altitude même si le P.A. est désengagé.
13. AFFICHAGE 'PT' – 'PT' indique dans quel sens l'avion doit être trimé. Si le trim électrique est installé, l'affichage fournit simplement si le pilote automatique est en train de trimmer. Un affichage permanent indique un besoin très faible, une alarme clignotante indique un besoin plus important. Un affichage 'PT' permanent sans flèche indique une panne de trim. Pour les actions à entreprendre en cas de panne de trim voir les PROCEDURES D'URGENCE. En utilisation manuelle un affichage permanent peut provenir d'un blocage du bouton. Si le bouton se débloque, le trim fonctionne à nouveau.
14. AFFICHAGE DE L'ALTITUDE D'ALERTE, DE VITESSE VERTICALE, DU CALAGE ALTIMETRIQUE (seulement si l'option de présélection d'altitude est installée) – Cet affichage signale normalement l'altitude d'alerte présélectionnée.

Si en mode VS on enfonce la touche UP ou DN, l'affichage change et indique pendant 3 secondes, en ft/min, la valeur du taux de montée ou de descente sélectionné en mode VS. Si l'on appuie sur la touche BAR, l'indication de l'écran change et indique pendant 3 secondes le calage altimétrique en in.Hg ou hPa.

REMARQUE

L'écran peut n'indiquer que des traits pendant 3 minutes après la mise sous tension, si un encodeur qui nécessite un temps de préchauffage est installé.

15. AFFICHAGE DE L'ALTITUDE D'ALERTE (seulement si l'option de présélection d'altitude est installée) – L'alerte est affichée en permanence entre 200 ft et 1000 ft de l'altitude sélectionnée, si l'avion était auparavant en dehors de cette plage.

Clignotements

1. Pendant 2 secondes lorsque l'avion dépasse pour la 1^{ère} fois l'altitude sélectionnée.
2. Permanents entre 200 et 1000 ft de l'altitude sélectionnée (à condition que l'avion soit auparavant dans cette plage (par ex. à l'altitude sélectionnée). Un signal sonore accompagne cette alarme visuelle (5 sons brefs) 1000 ft avant d'atteindre ou 200 ft après avoir quitté l'altitude sélectionnée.

16. AFFICHAGE DES MODES PROFONDEUR ET ROULIS – Il affiche les mode de profondeur (VS, ALT, ARM ALT, GS ARM, GS) et les modes roulis actifs (ROL, HDG, NAV ARM, NAV, APR ARM, APR, REV ARM, REV). A chaque désengagement du P.A. un 'AP' clignotant apparaît pendant 5 secondes accompagné d'un signal sonore pendant 2 secondes.
17. BOUTON AP DISC (non représenté) – Lorsqu'il est enfoncé, il désengage le pilote automatique et interrompt l'alimentation du trim électrique (ce bouton est situé sur le manche du pilote et celui du copilote).
18. BOUTONS DU TRIM ELECTRIQUE MANUEL (non représentés) – Quand les 2 boutons sont poussés ou tirés dans la même direction, le trim fonctionne dans la direction sélectionnée. Si un seul bouton est poussé ou tiré, le système ne fonctionne pas. Si un bouton ne fonctionne pas ou s'il est utilisé pendant 3 secondes, le système de contrôle interne du trim détecte une panne du bouton, l'indication 'PT' apparaît à l'écran du P.A. et le trim électrique est désactivé. Le P.A. doit être coupé et remis en marche pour enlever la panne. L'utilisation du trim électrique manuel quand le P.A. est en fonctionnement désactive le P.A. (boutons situés sur le manche des pilotes)
19. BOUTON 'CWS' CONTROL WHEEL STEERING (non représenté, placé sur le manche des pilotes) – Si on le maintient poussé, les embrayages des servos de profondeur, des ailerons et du trim sont désactivés, ce qui permet au pilote de piloter manuellement. En appuyant sur CWS, le mode ALT ou VS se synchronise avec l'altitude ou la Vz au moment où le bouton est relâché.
20. BOUTON 'OBS' OMNI BEARING SELECTOR (sur le HSI) – Permet d'afficher le radial que doit suivre le P.A.
21. BOUTON HEADING SELECT (sur le HSI) – Positionne l'index sur la rose des caps.

22. AFFICHAGE DE PANNE DE TRIM (sur le panneau d'alarmes White Wire) – Il apparaît si l'auto-test détecte une panne de trim ou si le système de surveillance permanent détecte une panne de trim en vol. Voir PROCEDURES D'URGENCE en cas de panne de trim.

MESSAGES VOCAUX

Le système de messages vocaux fournit au pilote une information supplémentaire sur les opérations normales et anormales du système de pilote automatique. Les messages vocaux sont diffusés au pilote, au copilote et aux 2 passagers dans leur casque et aussi dans le haut-parleur. Les messages suivants peuvent retentir pendant l'utilisation du P.A.. Certains ne sont valables que pour les calculateurs d'altitude présélectionnée.

- le message "ALTITUDE" retentit 1000 ft avant d'atteindre l'altitude sélectionnée.

- le message "LEAVING ALTITUDE" retentit pour une déviation de l'altitude sélectionnée supérieure à 200 ft .

- le message "AUTOPILOT" retentit lorsque le pilote automatique est désengagé soit par le pilote, soit automatiquement.

- le message "CHECK PITCH TRIM" retentit après que la flèche d'assiette de trim haut ou bas a clignoté pendant 10 secondes sur l'écran du calculateur du P.A.

- le message "AUTOPILOT BARO SET FAIL – SET MANUALLY" retentit une seule fois près détection d'une anomalie dans le réglage automatique du calage altimétrique automatique.

- le message "TRIM IN MOTION, TRIM IN MOTION" retentit après que le trim automatique a fonctionné à piquer ou à cabrer pendant plus 5 secondes. Il est répété tant que le trim ne s'est pas arrêté.

- le message "CHECK PITCH TRIM" retentit quand le système KAP 140 a détecté un non fonctionnement du trim pendant plus de 15 secondes

8 MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Il n'y a pas de changement à la section 8 du manuel de vol du DA 40.

Doc N° 6.01.01-F Doc N° 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page 9-A13-36
--------------------------------------	------------	--------------	---------------



Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF A15
AU
MANUEL DE VOL DA 40**

**UNITE D'ANNONCES ET DE COMMANDE GPS
MD41
MID-CONTINENT**

Manuel de vol : 6.01.01-F, 6.01.02-F
Date de l'édition originale de l'additif : 01 mars 2001
Modification de conception : OÄM 40-067

Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais qui a été vérifié pour l'EASA par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG) le 18 avril 2005 en tant qu'autorité de certification primaire conformément aux procédures de certification en vigueur. Il a été approuvé par l'EASA sous le n° 2005-3345.

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A15-1	15 mars 2005
	9-A15-2	15 mars 2005
	9-A15-3	15 mars 2005
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A15-4	15 mars 2005
6	9-A15-5	15 mars 2005
7	9-A15-5	15 mars 2005
	9-A15-6	15 mars 2005
	9-A15-7	15 mars 2005
8	9-A15-7	15 mars 2005

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A15-4
2. LIMITATIONS	9-A15-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A15-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A15-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A15-4
5. PERFORMANCES	9-A15-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A15-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A15-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A15-7

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsqu'il est équipé de l'unité d'annonces et de commande MD 41. Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion.

Cet additif fait partie de ce manuel de vol et il doit y rester tant que l'unité d'annonces et de commande MD 41 est installé.

2. LIMITATIONS

Pas de changement

3. PROCEDURES D' URGENCE

Si l'alimentation du MD 41 est interrompue, celui-ci passe automatiquement en mode urgence. En mode urgence, le système de compas est connecté directement au récepteur NAV1 ce qui permet de poursuivre la navigation indépendamment de l'état du MD41. A tout moment, si l'alimentation est interrompue ou mise sur OFF, alors le MD 41 se placera en mode urgence.

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement

5. PERFORMANCES

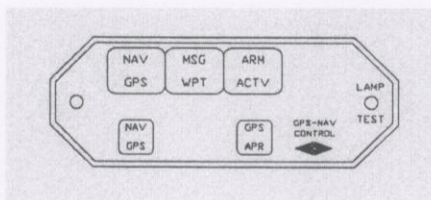
Pas de changement

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation de l'unité d'annonces et de commande MD41, le changement de masse et de centrage à vide doit être enregistré suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol du DA 40

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

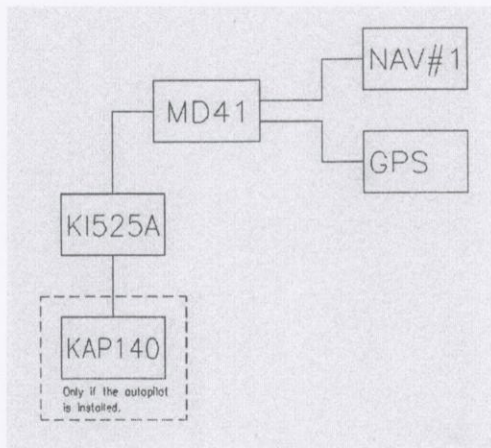


GENERALITES

Le MD 41 est une unité regroupant les annonces du GPS et des commandes. Elle combine toutes les fonctions nécessaires pour choisir la source d'information du HSI/CDI entre un récepteur conventionnel NAV (VOR) et un récepteur GPS (voir schéma page suivante). De plus, elle affiche les annonces de statut du GPS pour indiquer les modes sélectionnés par les touches sur la face avant et diverses données du récepteur GPS.

Un dispositif spécial permet au MD 41 de pouvoir automatiquement passer en mode NAV quand le récepteur NAV (VOR) 1 est réglé sur une fréquence ILS.

SCHEMA



Les informations du récepteur NAV (VOR) 1 ou du GPS sont sélectionnées comme source pour le HSI KI 525A. De plus, les informations de navigation sont utilisées par le pilote automatique KAP 140 quand il est installé.

TOUCHES DE COMMANDE

NAV/GPS Sélectionne le récepteur NAV (VOR) 1 ou le GPS comme source d'information du HSI/CDI.

GPS/APR . Permet d'armer le mode approche GPS en appuyant sur la touche.

LAMP TEST Interrupteur de test des voyants d'annonces.

ANNONCES

NAV Les informations du le récepteur NAV (VOR) 1 sont présentées sur le HSI/CDI.

GPS Les informations du GPS sont présentées sur le HSI/CDI.

ARM Le GPS est armé pour un passage automatique en mode approche.

ACTV Le GPS est actif en mode approche.

MSG Message d'alerte GPS provenant du récepteur GPS.

WPT Alerte point tournant GPS provenant du récepteur GPS.

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement



Liberté - Égalité - Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF A22
AU MANUEL DE VOL DA 40**

**DETECTEUR D'ECLAIRS
SF2000
INSIGHT**

Doc. N° : 6.01.01-F
Date d'édition de l'additif original : 10 OCTOBRE 2001
Modification de conception optionnelle : OÂM 40-104

Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais qui a été approuvé le 26 novembre 2001 pour les autorités aéronautiques communes (JAA) par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG) en tant qu'autorité de certification primaire conformément aux procédures de certification des JAA (JAA JC/VP)

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A.OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
Autriche

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A22-0	10 octobre 2001
	9-A22-1	10 octobre 2001
	9-A22-2	10 octobre 2001
	9-A22-3	10 octobre 2001
1,2, 3, 4A	9-A22-4	10 octobre 2001
4B, 5, 6	9-A22-5	10 octobre 2001
7	9-A22-5	10 octobre 2001
	9-A22-6	10 octobre 2001
	9-A22-7	10 octobre 2001
	9-A22-8	10 octobre 2001
	9-A22-9	10 octobre 2001
	9-A22-10	10 octobre 2001
9-A22-11	10 octobre 2001	
8	9-A22-11	10 octobre 2001

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A22-4
2. LIMITATIONS.....	9-A22-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A22-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A22-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A22-5
5. PERFORMANCES	9-A19-5
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A22-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A22-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A22-11

1. GENERALITES

Cet additif fournit les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsqu'il est équipé du détecteur d'éclairs Insight SF2000. Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion.

Cet additif fait partie du manuel de vol et doit y rester tant que détecteur d'éclairs Insight SF2000 est installé.

REMARQUE

Le détecteur d'éclairs ne remplace ni un radar météo ni des informations météo. Le détecteur d'éclairs doit être utilisé comme source d'information complémentaire aux informations météo officielles.

2. LIMITATIONS

Pas de changement

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pas de changement

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement

5. PERFORMANCES

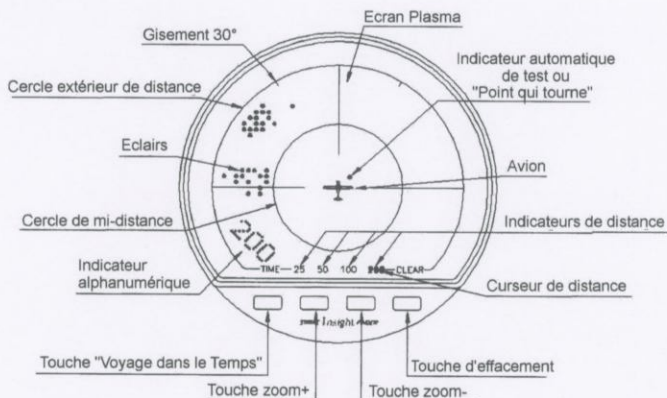
Pas de changement

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du détecteur d'éclairs, les changements de masse et de centrage à vide doivent être enregistrés suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol du DA 40.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

TOUCHES ET ECRAN



Indicateur de gisement 30° : il aide à localiser les éclairs par rapport à la route prévue de l'avion.

Cercle extérieur de distance: il représente la limite extrême où des éclairs peuvent être visualisés dans de l'échelle de distance sélectionnée (par ex. 200 NM, 100 NM, 50 NM, 25 NM)

Cercle intérieur de mi-distance : il représente la moitié de la distance entre l'avion et le cercle extérieur pour l'échelle de distance sélectionnée.

Eclairs : ils apparaissent comme des points brillants orange et indiquent l'emplacement, la distance et l'intensité de l'activité orageuse.

Indicateurs de distance : ils servent à visualiser l'échelle de distance sélectionnée. Ils indiquent la distance entre l'avion et le cercle extérieur de distance.

Curseur de distance : il allume un des 4 indicateurs de distance pour indiquer la distance de visualisation choisie (par défaut 200 NM)

Afficheur alphanumérique : ce sont de grands chiffres à gauche en bas de l'écran. Il fournissent une indication sur l'échelle de distance sélectionnée, la fonction "Voyage dans le Temps" et les codes de panne.

Symbole central : il représente votre avion.

Ecran LED extra lumineux ou plasma : l'écran lumineux fait 63,5 mm de diamètre. Il affiche les éclairs et les messages avec des points orange brillants sur fond noir.

Indicateur automatique de test : Il apparaît au centre de l'écran sous la forme d'un point qui tourne dans le sens horaire. La présence de ce point indique que le détecteur d'éclairs a passé le test automatique avec succès.

Touches de zoom + ou zoom - : elles servent à passer d'une distance de visualisation à l'autre (25-50-100 et 200 NM), en augmentant ou diminuant progressivement la distance affichée sur l'écran.

Touche "Voyage dans le Temps" : elle permet au pilote d'avoir un historique des éclairs récents en résumant en une minute l'activité orageuse d'une heure.

Touche d'effacement : elle efface tous les points sur l'écran mais n'efface pas l'historique.

UTILISATION

DEMARRAGE AUTOMATIQUE

Le détecteur d'éclairs se met en marche automatiquement quand l'Avionic Master est mis sur ON. Le système se met en marche et l'écran commence un autotest de démarrage. Le test de l'écran consiste en 3 séries "d'explosions solaires" partant du centre de l'écran jusqu'au cercle extérieur de distance. Cela permet de vérifier que tous les points de l'écran s'allument. La version de software apparaît ensuite brièvement à gauche en bas de l'écran.

C'est l'échelle de distance de 200 NM qui est automatiquement sélectionnée au démarrage. Ceci permet de vérifier que le temps régnant à grande distance est représenté et non pas ignoré par inadvertance en raison de la sélection d'une échelle plus petite.

INDICATEUR AUTOMATIQUE DE TEST

Une fois la procédure de démarrage terminée, le détecteur d'éclairs effectue automatiquement un autotest toutes les minutes. Un test réussi est indiqué par l'indicateur automatique de test au centre de l'écran. L'indicateur automatique de test ou "point qui tourne" tourne dans le sens horaire en 4 étapes pour indiquer que chaque test est passé avec succès. Tant que l'indicateur automatique de test tourne, vous pouvez avoir confiance dans les capacités de détection du détecteur d'éclairs.

DETECTION DES PANNES

Si une panne est détectée, le code de panne correspondant s'affiche à gauche en bas de l'écran et la fréquence d'autotest passe à une fois par seconde. Le "point qui tourne" disparaît de l'écran. Un affichage permanent d'un code de panne indique une panne permanente.

ZOOM

ZOOM +/ZOOM -

Le détecteur d'éclairs peut visualiser les éclairs sur des distances de 25, 50, 100 et 200 NM. Les deux touches centrales commandent le zoom. En appuyant sur la touche zoom - la distance de visualisation augmente. En appuyant sur la touche zoom + la distance de visualisation diminue d'un niveau. Une distance de visualisation plus petite fournit une image agrandie et plus précise de l'activité. Lorsque l'avion s'approche d'une zone orageuse, vous pouvez utiliser le zoom pour une meilleure visualisation. Quelle que soit la distance de visualisation sélectionnée, le détecteur d'éclairs détecte les zones orageuses jusqu'à 200 NM.

INDICATEUR DE ZOOM

Avec l'indicateur de zoom vous pouvez zoomer sur 4 échelles de distance, en passant progressivement d'une échelle à l'autre. Un indicateur numérique de valeur de zoom apparaît à gauche en bas de l'écran. L'indicateur de zoom s'affiche quelques secondes puis disparaît. Le curseur de distance allume continuellement une des 4 échelles de distance pour indiquer celle sélectionnée.

BUTEES DU ZOOM

Quand le zoom est actif sur une distance de 25 NM, la touche zoom + permet uniquement d'afficher l'indicateur de zoom. De même, la touche zoom - est inactive si la visualisation sur 200 NM est déjà sélectionnée.

VOYAGE DANS LE TEMPS

La touche de gauche commande la fonction "Voyage dans le Temps". Elle permet de visualiser un résumé accéléré de l'activité orageuse stockée en mémoire. Comme un film en accéléré, elle compresse en une minute les 4000 derniers éclairs ou la dernière heure d'activité orageuse. Ceci est utile pour identifier les zones de temps qui ne seraient autrement pas visibles en raison des éclairs isolés. Cette fonction permet une représentation dynamique de la durée des zones orageuses et de leur déplacement. Elle renforce les indications qui, en temps réel, peuvent être lentes, imprécises ou non reconnaissables.

DEMARRAGE DE LA FONCTION VOYAGE DANS LE TEMPS

Si un historique de l'activité orageuse est disponible, une pression sur la touche "Voyage dans le Temps" fait démarrer la présentation en accéléré. L'indicateur d'état indique que le mode "Voyage dans le Temps" est actif en changeant de direction et en doublant sa vitesse de rotation autour du symbole de l'avion. Simultanément, l'indicateur alphanumérique à gauche en bas de l'écran indique la durée de l'historique en minutes. Par exemple le nombre 30 indique que la fonction "Voyage dans le Temps" commence la visualisation d'une activité orageuse qui remonte à 30 minutes. L'indication de temps disparaît après quelques secondes.

PENDANT LE VOYAGE DANS LE TEMPS

Pendant la visualisation accélérée vous pouvez appuyer sur la touche "Voyage dans le Temps" pour savoir la position dans l'historique. Par exemple, si une pression sur la touche fait apparaître le nombre 20, ceci signifie que l'activité visualisée en ce moment s'est produite il y a 20 minutes.

RETOUR AU MODE NORMAL

Le retour au mode normal peut se faire de 2 façons :

- Automatique : le mode normal reprend une fois la visualisation en mode "Voyage dans le Temps" terminée.
- Manuel : A n'importe quel moment de la visualisation en mode "Voyage dans le Temps" l'opérateur peut retourner en mode normal en appuyant et en maintenant la touche "Voyage dans le Temps" enfoncée, puis en appuyant sur la touche d'effacement et en relâchant les deux touches ensemble.

EFFACEMENT

La touche d'effacement efface tous les points d'éclairs de l'écran, mais n'efface pas l'historique de la fonction "Voyage dans le Temps". Le détecteur d'éclairs va immédiatement visualiser les nouveaux éclairs sur l'écran.

L'effacement des points d'éclairs sur l'écran permet d'évaluer la vitesse d'apparition et de fournir une indication sur l'activité et le sévérité des foyers orageux. Une forte activité orageuse est visualisée par une rapide et forte accumulation de points d'éclairs. Les points d'éclairs apparaissent plus lentement et sont moins nombreux si l'activité est plus faible.

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement

**ADDITIF A23
AU MANUEL DE VOL DA 40 (D)**

**PANNEAU ANNONCIATEUR GPS
MD 41-1488/1484
MID CONTINENT**

Date de l'édition originale : 01 Octobre 2001

Le supplément initial a été approuvé le 18/06/2003 pour les JAA par les autorités de navigabilité Autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes, (JAA JC/VP) Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais approuvé par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG).

Visa DGAC :

04 OCT. 2004



SERVAIN Sébastien
Ingénieur de Marque de Navigabilité

N° Doc 6.01.05-F
N° Doc 6.01.01-F

Rev.1

20 Dec 2002

Page n° 9-A23-0

0.1 LISTE DES REVISIONS

Rev N°.	Objet de la révision	Chapitres	Page	Date de révision	Date d'insertion	Signature
1	OAM 140-36 DA 40D IFR	Tous	Toutes	20 Dec 2002		

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A23-0	20 Dec 2002
	9-A23-1	20 Dec 2002
	9-A23-2	20 Dec 2002
	9-A23-3	20 Dec 2002
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-A23-4	20 Dec 2002
6	9-A23-5	20 Dec 2002
7	9-A23-5	20 Dec 2002
	9-A23-6	20 Dec 2002
8	9-A23-6	20 Dec 2002

TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A23-4
2. LIMITATIONS OPERATIONNELLES.....	9-A23-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A23-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A23-4
4B. PROCEDURES ANORMALES	9-A23-4
5. PERFORMANCES	9-A23-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A23-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A23-5
8. MANUTENTION MAINTENANCE ET ENTRETIEN	9-A23-6

1. GENERALITES

Cet additif inclut les informations nécessaires à une utilisation efficace de l'avion, lorsqu'il est équipé du panneau annonceur GPS MD 41-1488 ou MD 41-1484.

L'information contenue dans cet additif doit être utilisée conjointement avec le manuel de vol complet.

Cet additif fait partie intégrante du manuel de vol et doit rester dans celui-ci à tout moment lorsque le panneau annonceur GPS MD 41-1488 ou MD 41-1484 est installé.

2. LIMITATIONS

Pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement à la section 4A du manuel de vol.

4B. PROCEDURES ANORMALES

Pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

6. MASSE ET CENTRAGE

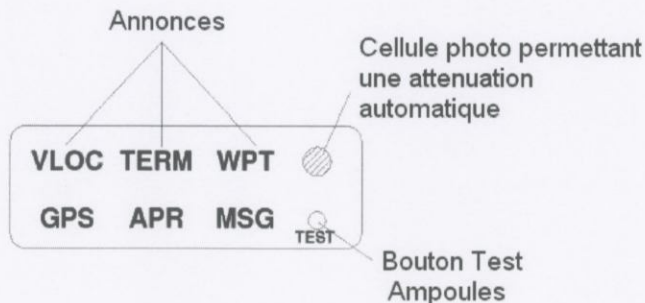
En cas de dépose ou d'installation du panneau annonceur GPS MD 41-1488 ou MD 41-1484, le changement de masse à vide et de centrage doit être spécifié conformément à la section 6 du manuel de vol.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

GENERALITES

Le MD 41-1488 ou MD 41-1484 est un système annonceur GPS intégré. Il affiche les annonces de statut reçues du Garmin GNS 430 COM/NAV/GPS # 1 installé dans le DA 40.



ANNONCES

VLOC	L'information NAV ou ILS du récepteur NAV1 est affichée sur le HSI.
GPS	L'information GPS du récepteur GPS 1 est affichée sur le HSI.
MSG	Si allumé indique un (des) message(s) actifs.
WPT	Si ON indique l'atteinte du point de report d'arrivée.
TERM	Si allumé indique que l'avion est dans un rayon de 30NM de l'aéroport de départ ou d'arrivée.
APR	Si allumé indique que l'approche est active

8. MANUTENTION MAINTENANCE ET ENTRETIEN

Pas de changement à la section 8 du manuel de vol.



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF A29
AU MANUEL DE VOL DA 40**

**TRANSPONDEUR
GTX 330
GARMIN**

Doc. N° : 6.01.01-F
Date d'édition de l'additif original : 25 juin 2003
Modification de conception optionnelle : OAM 40-154
Approbation DGAC :

Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais qui a été approuvé le 4 juillet 2003 pour les autorités aéronautiques communes (JAA) par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG) en tant qu'autorité de certification primaire conformément aux procédures de certification des JAA (JAA JC/VP)

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A.OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
Autriche

DA 40

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-A29-0	20 mai 2003
	9-A29-1	20 mai 2003
	9-A29-2	20 mai 2003
	9-A29-3	20 mai 2003
1	9-A29-4	20 mai 2003
2	9-A29-4	20 mai 2003
	9-A29-5	20 mai 2003
3, 4A, 4B	9-A29-5	20 mai 2003
5, 6	9-A29-6	20 mai 2003
7	9-A29-6	20 mai 2003
	9-A29-7	20 mai 2003
	9-A29-8	20 mai 2003
	9-A29-9	20 mai 2003
	9-A29-10	20 mai 2003
	9-A29-11	20 mai 2003
	9-A29-12	20 mai 2003
9-A29-13	20 mai 2003	
8	9-A29-14	20 mai 2003

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-A29-4
2. LIMITATIONS	9-A29-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-A29-5
4A. PROCEDURES NORMALES	9-A29-5
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-A29-5
5. PERFORMANCES	9-A19-6
6. MASSE ET CENTRAGE	9-A29-6
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-A29-14
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-A29-12

DA 40

1. GENERALITES

Cet additif fournit les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsqu'il est équipé du transpondeur GTX 330. Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion.

Cet additif fait partie du manuel de vol et doit y rester tant que le transpondeur GTX 330 est installé.

LIMITATIONS

DA 40

3. PROCEDURES D'URGENCE

Pour transmettre un signal de détresse :

- Touche ALT : APPUYER
- Touches 0-7 : afficher le code 7700

Pour transmettre un signal représentant une perte totale des moyens de communication (dans un espace aérien contrôlé):

- Touche ALT : APPUYER
- Touches 0-7 : Afficher le code 7600

4A. PROCEDURES NORMALES

Pas de changement

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Pas de changement

DA 40

5. PERFORMANCES

Pas de changement

6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du transpondeur GTX 330, les changements de masse et de centrage à vide doivent être enregistrés suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol du DA 40.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES**7.14 AVIONIQUE****GENERALITES**

Le transpondeur mode S GTX 330 est un transpondeur émetteur-récepteur opérant sur les fréquences radar qui reçoit les interrogations d'une station radar au sol ou d'un TCAS sur 1030 MHz et y répond par un signal codé sur 1090 MHz. Le GTX 330 est équipé d'une fonction IDENT qui active l'identification spéciale de position (SPI) pendant 18 secondes. Le mode S fonctionne en émission sur 1030 MHz et en réception sur 1090 MHz.

Outre l'affichage du code, du symbole de réponse et du mode d'opération, l'écran affiche aussi l'altitude et le chronomètre. En effet le transpondeur comporte également les fonctions surveillance de l'altitude et chronomètre. Une voix ou un signal sonore annonce une déviation trop importante de l'altitude et l'expiration du compte à rebours.

Le transpondeur GTX 330 est mis sous tension en appuyant sur les touches STBY, ALT ou ON. Après la mise sous tension une page de démarrage s'affiche pendant le test de contrôle automatique.

TOUCHES DE SELECTION

OFF – Met le GTX 330 hors tension. Une pression sur STBY, ON ou ALT met le transpondeur sous tension et le dernier code utilisé s'affiche.

STBY – Sélectionne le mode attente. Dans ce mode le transpondeur ne répond pas aux interrogations.

ON – Sélectionne le mode A. Dans ce mode le transpondeur répond aux interrogations comme indiqué par le symbole de réponse ('®'), mais les réponses ne comprennent pas l'information d'altitude.

ALT – Sélectionne le mode A et le mode C. En mode ALT le transpondeur répond aux interrogations d'identification et d'altitude, comme indiqué par le symbole de réponse ('®'). Les réponses aux interrogations d'altitude comprennent l'altitude pression standard qui provient d'une source d'altitude externe qui n'est pas ajustée sur la pression barométrique.

Chaque fois que le transpondeur est sur ON ou ALT il devient un élément actif du système de surveillance radar du trafic aérien (Air Traffic Control Radar Beacon System - ATCRBS). Le transpondeur répond aussi aux interrogations des avions équipés de TCAS.

SELECTION DES CODES

La sélection des codes s'effectue par 8 touches numérotées de 0 à 7 qui permettent 4096 combinaisons. Une pression sur une touche commence la séquence de sélection du code. Le nouveau code ne sera activé qu'après avoir saisi les 4 chiffres. Une pression sur la touche CLR (clear/correction) déplace le curseur sur le chiffre précédent. Une pression sur la touche CLR quand le curseur est sur le premier chiffre du code ou une pression sur la touche CRSR pendant la saisie du code fait disparaître le curseur, annule la saisie du nouveau code et restaure le code précédent. Vous pouvez appuyer sur CLR jusqu'à 5 secondes après la saisie du code complet pour retourner sur le quatrième chiffre. Les chiffres 8 et 9 ne servent pas pour les codes, mais uniquement à entrer le chiffre 8 ou 9 dans le compte à rebours, à régler le contraste et la luminosité de l'écran et à faire une sélection dans le mode configuration.

TOUCHES DES AUTRES FONCTIONS DU GTX 330

- IDENT** – Une pression sur la touche IDENT active l'identification spéciale de position (SPI) qui dure 18 secondes permettant l'identification de l'appareil sur l'écran du contrôle aérien. Le mot 'IDENT' apparaît dans le coin supérieur gauche de l'écran pendant que le mode IDENT est actif.
- VFR** – Règle le code transpondeur sur le code VFR pré-programmé sélectionné dans le mode configuration. Une nouvelle pression sur la touche restaure le précédent code d'identification.
- FUNC** – Change la page affichée sur le côté droit de l'écran. Affiche l'altitude pression, le temps de vol, le chronomètre, le compte à rebours. Permet de passer d'une page à l'autre en mode configuration

DA 40

- START/STOP – Démarre et arrête la surveillance de l'altitude, le chronomètre, le compte à rebours et le décompte du temps de vol. Permet de passer d'une page à l'autre en mode configuration
- CRSR – Sert à débiter la saisie du temps de départ du compte à rebours et annule le code transpondeur. Permet de remettre le curseur sur le dernier numéro du code pendant 5 secondes après la saisie. Sélectionne les zones d'affichage en mode configuration
- CLR – Remet à zéro le chronomètre, le compte à rebours et le temps de vol. Annule la dernière touche appuyée durant la sélection du code. Permet de remettre le curseur au quatrième chiffre du code pendant 5 secondes après la saisie. Utilisé en mode configuration.
- 8 - Diminue le contraste et la luminosité de l'écran quand les zones correspondantes sont affichées. Permet de saisir le chiffre 8 dans le compte à rebours. Utilisé en mode configuration.
- 9 - Augmente le contraste et la luminosité de l'écran quand les zones correspondantes sont affichées. Permet de saisir le chiffre 9 dans le compte à rebours. Utilisé en mode configuration.

FONCTIONS DE L'ECRAN

Altitude pression : affiche les valeurs d'altitude fournies au GTX 330 en pieds, centaines de pieds (c'est-à-dire en niveau de vol) ou en mètres selon la configuration.

Temps de vol : affiche le temps de vol qui est commandé par les touches START/STOP et CLR

Surveillance de l'altitude : commandé par la touche START/STOP. Active une alarme sonore quand l'altitude limite est dépassée.

Chronomètre : commandé par les touches START/STOP et CLR.

Compte à rebours : commandé par les touches START/STOP, CLR et CRSR. Le décompte initial est saisi par les touches 0 à 9.

Contraste : cette page est seulement affichée si le mode contraste manuel est sélectionné dans le mode configuration. Le contraste est commandé par les touches 8 et 9.

Luminosité : cette page est seulement affichée si le réglage manuel du rétro-éclairage est sélectionné dans le mode configuration. La luminosité est commandée par les touches 8 et 9.

INDICATEUR DE TENDANCE D'ALTITUDE

Quand la page 'PRESSURE ALT' est affichée, une flèche s'affiche à droite de l'altitude indiquant si l'altitude augmente ou diminue. Deux types de flèches peuvent s'afficher suivant le taux de montée/descente. La sensibilité de ces flèches se règle dans le mode configuration du GTX 330.

FONCTION TEMPS

TEMPS DE VOL

1. Appuyer sur la touche FUNC jusqu'à ce que 'FLIGHT TIME' apparaisse.
2. Si nécessaire, appuyer sur START/STOP pour mettre en pause ou démarrer le chronomètre.
3. Appuyer sur CLR pour remettre le chronomètre à zéro.

CHRONOMETRE

1. Appuyer sur la touche FUNC jusqu'à ce que 'COUNT UP' apparaisse.
2. Si nécessaire, appuyer sur CLR pour remettre le chronomètre à zéro
3. Appuyer sur START/STOP pour mettre en marche le chronomètre.
4. Appuyer à nouveau sur START/STOP pour faire une pause.
5. Appuyer sur CLR pour remettre le chronomètre à zéro.

COMPTE A REBOURS

1. Appuyer sur la touche FUNC jusqu'à ce que 'COUNT DOWN' apparaisse.
2. Appuyer sur CRSR et utiliser les touches 0 à 9 pour régler le temps de départ. Tous les champs doivent être complétés (utiliser la touche 0 pour mettre des 0 devant).
3. Appuyer sur START/STOP pour démarrer le compte à rebours.
4. Appuyer sur START/STOP pour faire une pause.
5. Quand le compte à rebours est expiré, le mot 'COUNT DOWN' est remplacé par 'EXPIRED' et le temps recommence à augmenter à partir de 0 et à clignoter.
6. Appuyer sur CLR pour remettre à la valeur de départ.

PASSAGE AUTOMATIQUE DU MODE ALT AU MODE GND

Si le GTX 330 est configuré pour l'enregistrement automatique du décollage, il commence à transmettre quand le décollage est enregistré. Quand l'avion est au sol, GND est affiché sur l'écran. Le transpondeur ne répond pas aux interrogations du contrôle aérien (ATCRBS) tant que GND est affiché. Quand un délai est fixé dans le mode configuration, le GTX va attendre le temps correspondant pour afficher GND après l'atterrissage.

MESSAGE D'ERREUR

Si une erreur interne est détectée, FAIL s'affiche sur l'écran.

DA 40

GTX 330 MODE S**Transmission en mode S**

En plus des 4096 codes et de l'altitude pression, le GTX 330 peut transmettre l'immatriculation de l'avion ou l'identification du vol (ID), les possibilités du transpondeur et la plage des vitesses maximales.

Alarmes sonores

(configurations possibles : voix d'homme/de femme ou signal sonore et niveau sonore)

- 'Leaving altitude' : gain ou perte d'altitude trop important
- 'Timer expired' : compte à rebours terminé

8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Pas de changement



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF E1
AU MANUEL DE VOL DA 40
CHRONOMETRE DIGITAL
LC-2
ASTRO TECH**

Manuel de vol : 6.01.01-F
Date de l'édition originale de l'additif : 26 septembre 2000
Modification de conception : OÄM 40-053

Cet additif a été approuvé le 02 juillet 2001 pour les JAA par les autorités de navigabilité autrichiennes (ACG), autorités de certification primaire, conformément aux procédures de certification JAA des autorités d'aviation communes (JAA JC/VP)

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUTRICHE

DA 40

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-E1-1	20 avril 2001
	9-E1-2	20 avril 2001
	9-E1-3	20 avril 2001
1, 2, 3, 4A, 4B	9-E1-4	20 avril 2001
5, 6	9-E1-5	20 avril 2001
7	9-E1-5	20 avril 2001
	9-E1-6	20 avril 2001
	9-E1-7	20 avril 2001
8	9-E1-7	20 avril 2001

Doc N° 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-E1-1
------------------	------------	---------------	-------------

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-E1-4
2. LIMITATIONS	9-E1-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-E1-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-E1-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-E1-4
5. PERFORMANCES	9-E1-5
6. MASSE ET CENTRAGE	9-E1-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-E1-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-E1-7

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion lorsqu'il est équipé du chronomètre digital Astrotech LC2. Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion

Cet additif fait partie du manuel de vol et doit y rester tant que le chronomètre Astrotech LC2 est installé.

2. LIMITATIONS

Il n'y a pas de changement à la section 2 du manuel de vol.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Il n'y a pas de changement à la section 3 du manuel de vol.

4A. PROCEDURES NORMALES

Il n'y a pas de changement à la section 4A du manuel de vol

4B. PROCEDURES DE SECOURS

Il n'y a pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Il n'y a pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

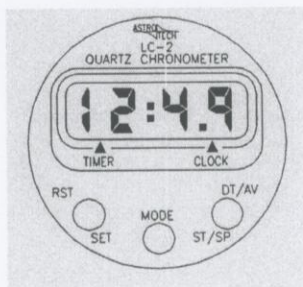
6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation du chronomètre LC2, les changements de masse et de centrage à vide doivent être enregistrés suivant les instructions de la section 6 du manuel de vol du DA 40.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

GENERALITES

La face avant du chronomètre comporte 3 boutons et un écran à cristaux liquides (LCD) à quatre chiffres. Chaque bouton porte l'indication de sa fonction. L'écran du chronomètre est rétroéclairé.



DA 40

FONCTIONS**DATE**

En mode chronomètre, en appuyant brièvement sur le bouton "date", le mois et le jour s'affichent pendant environ 1,5 secondes, puis le mode chronomètre revient.

CHRONOMETRE

Le chronomètre affiche le temps en heures et minutes. Les heures peuvent être affichées en format 12 heures ou 24 heures. Dans le format 12 heures en mode chronomètre il y a une indication au-dessus du mot 'clock'. Dans le format 24 heures en mode chronomètre il n'y a pas d'indication supplémentaire.

TEMPS ECOULE

Le chronomètre peut être remis à 00:00, mis en route, arrêté, et relancé. Il compte la première heure en minutes et secondes, puis les heures suivantes en heures et minutes.

REGLAGE DE LA DATE ET DE L'HEURE**DATE**

Appuyer sur le bouton SET dans le mode chronomètre. Les deux chiffres de gauche clignotent sur l'écran. Ils indiquent le mois. Appuyer sur le bouton AV pour régler le mois. Quand le mois correct est affiché, appuyer à nouveau sur le bouton SET. Les deux chiffres de droite clignotent sur l'écran. Régler le jour avec le bouton AV.

DA 40

HEURE

Une fois la date réglée, appuyer sur le bouton SET. Le jour et le mois s'affichent.

Appuyer à nouveau sur le bouton SET. Les deux chiffres de gauche commencent à clignoter sur l'écran. Ils indiquent les heures. En appuyant sur le bouton AV les heures peuvent être réglées. Quand l'heure est correcte, appuyer une nouvelle fois sur le bouton SET. Les deux chiffres de droite clignotent. Régler les minutes en appuyant sur le bouton AV. Quand les minutes sont correctes, appuyer sur le bouton SET. L'heure à laquelle la montre a été réglée est affichée, mais la montre est bloquée. Pour mettre la montre en route, appuyer sur le bouton ST. La date s'affiche et la montre démarre.

8 MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Il n'y a pas de changement à la section 8 du manuel de vol du DA 40.

Doc N° 6.01.01-F	Révision 1	20 avril 2001	Page 9-E1-6
------------------	------------	---------------	-------------



Liberté • Égalité • Fraternité
RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

Cet intercalaire doit obligatoirement être inséré
devant la page de garde de la traduction française
d'un supplément au manuel de vol

AVERTISSEMENT

Ce supplément au manuel de vol a été approuvé par l'Agence européenne de la sécurité aérienne en langue anglaise.

Le présent document en est une traduction en français.

Il peut être utilisé en lieu et place du supplément au manuel de vol d'origine sous la seule responsabilité du propriétaire ou de l'exploitant de l'aéronef.

**ADDITIF E3
AU MANUEL DE VOL DA 40, DA40 F
HORIZON ARTIFICIEL
AIM 1100-28LK(0F) DIA
BF GOODRICH**

Manuel de vol : 6.01.01-F, 6.01.02-F

**Date de l'édition originale
de l'additif** : 01 mars 2001

Modification de conception : OÄM 40-067

Cet additif est la traduction en français de l'additif original en anglais qui a été vérifié pour l'EASA par l'autorité de l'aviation civile autrichienne Austro Control (ACG) le 18 avril 2005 en tant qu'autorité de certification primaire conformément aux procédures de certification en vigueur. Il a été approuvé par l'EASA sous le n° 2005-3345.

DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GmbH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUTRICHE

Page 9-A15-0

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page n° 9-E3-0
--------------------------------------	------------	--------------	----------------

0.2 LISTE DES PAGES EN VIGUEUR

Section	Page	Date
0	9-E3-1 9-E3-2 9-E3-3	15 mars . 2005 15 mars . 2005 15 mars . 2005
1, 2, 3, 4A, 4B, 5	9-E3-4	15 mars . 2005
6	9-E3-5	15 mars . 2005
7	9-E3-5 9-E3-6 9-E3-7 9-E3-8	15 mars . 2005 15 mars . 2005 15 mars . 2005 15 mars . 2005
8	9-E3-9	15 mars . 2005

0.3 TABLE DES MATIERES

	Page
1. GENERALITES	9-E3-4
2. LIMITATIONS	9-E3-4
3. PROCEDURES D' URGENCE	9-E3-4
4A. PROCEDURES NORMALES	9-E3-4
4B. PROCEDURES DE SECOURS	9-E3-4
5. PERFORMANCES	9-E3-4
6. MASSE ET CENTRAGE	9-E3-5
7. DESCRIPTION DE L' AERONEF ET DE SES SYSTEMES	9-E3-5
8. MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN	9-E3-9

1. GENERALITES

Cet additif contient les informations nécessaires à l'utilisation de l'avion, lorsqu'il est équipé de l'horizon artificiel AIM 1100-28L(0F) DIA.

Cet additif doit être utilisé en même temps que le manuel de vol de l'avion et doit être intégré à ce manuel de vol tant que l'horizon artificiel AIM 1100-28L(0F) DIA est installé.

2. LIMITATIONS

Le calage du gyroscope est seulement terminé quand l'avion est en position de vol comme indiqué par les autres instruments ou l'horizon naturel.

Le AIM 1100-28L(0F) DIA est limité à l'utilisation en VFR.

3. PROCEDURES D'URGENCE

Si le drapeau d'alarme de l'horizon artificiel AIM 1100-28L(0F) DIA apparaît, il faut utiliser les autres instruments pour contrôler l'attitude de l'avion.

4A. PROCEDURES NORMALES

Il n'y a pas de changement à la section 4A du manuel de vol

4B. PROCEDURE DE SECOURS

Il n'y a pas de changement à la section 4B du manuel de vol.

5. PERFORMANCES

Il n'y a pas de changement à la section 5 du manuel de vol.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page n° 9-E3-4
--------------------------------------	------------	--------------	----------------

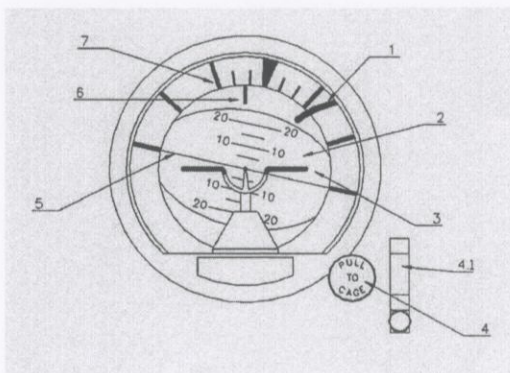
6. MASSE ET CENTRAGE

En cas de dépose ou d'installation de l'horizon artificiel AIM 1100-28L(0F) DIA, les changements de masse à vide et de centrage doivent être enregistrés suivant la section 6 du manuel de vol du DA 40.

7. DESCRIPTION DE L'AERONEF ET DE SES SYSTEMES

7.14 AVIONIQUE

COMMANDES ET AFFICHAGE



1. **Drapeau d'alarme d'alimentation** -- Quand il apparaît, le drapeau indique que l'horizon artificiel n'est pas alimenté. Quand il disparaît, il indique que l'horizon artificiel est alimenté.
2. **Sphère** – Elle est directement reliée au gyroscope vertical. Elle fournit une indication directe des déplacements en tangage par tranche de 5°. Si la partie inférieure de la sphère est visible (sous la maquette de l'avion), le nez de l'avion est sous l'horizon. Si la partie supérieure de la sphère est visible, le nez de l'avion est au-dessus de l'horizon.
3. **Maquette de l'avion** – Elle représente le nez et les ailes de l'avion. Elle indique son assiette longitudinale et son inclinaison par rapport à l'horizon.
4. **Bouton de calage** (érection manuelle) – Tirer pour immobiliser ("cager") la sphère. Si le bouton est tiré, tourné et relâché en position initiale, les cardans de roulis et tangage sont immobilisés.
- 4.1. **Protection du bouton de calage** (ne fait pas partie de l'horizon artificiel) – Cette protection est installée pour éviter tout immobilisation involontaire de l'horizon artificiel.
5. **Ligne d'horizon** – Indique l'horizon par rapport à l'assiette longitudinale de l'avion.
6. **Index d'inclinaison fixe** – solidaire de l'armature du gyroscope. Il indique l'inclinaison de l'avion par rapport à l'échelle d'inclinaison solidaire du cardan de roulis.
7. **Echelle d'inclinaison mobile** – solidaire du cardan de roulis. Elle indique l'inclinaison par rapport à l'index d'inclinaison fixe.

UTILISATION

Les procédures d'utilisation suivantes sont recommandées pour préparer la mise en marche de l'horizon artificiel.

ATTENTION

L'instrument peut être endommagé si le bouton 'PULL TO CAGE' est relâché brusquement. Relâcher doucement le bouton 'PULL TO CAGE' sans le faire claquer.

REMARQUE

L'horizon est recalé ("cagé") en tirant complètement le bouton 'PULL TO CAGE'. Maintenir le bouton jusqu'à ce que l'instrument soit stabilisé. Repousser ensuite le bouton rapidement en position initiale. Le bruit de fonctionnement peut devenir plus fort en calant l'instrument, ce qui est normal.

Mettre l'alimentation de l'horizon artificiel en route. Vérifier que le drapeau n'est plus visible. Attendre 2 minutes que l'instrument se stabilise.

Si un recalage est nécessaire, celui-ci ne doit être effectué que si l'avion vole en palier en ligne droite, comme indiqué par les autres instruments ou l'horizon naturel. Si le gyroscope est calé quand l'avion n'est pas en ligne de vol, l'horizon artificiel présentera après le recalage une erreur entre la vraie verticale et l'attitude réelle de l'avion. Une erreur de moins de 7° est automatiquement corrigée au taux nominal de 2.5° par minute.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page n° 9-E3-7
--------------------------------------	------------	--------------	----------------

EN VOL

En cas d'erreur supérieure à 8°, causée par une inclinaison prolongée ou par des accélérations positives-négatives, il faut recalibrer l'horizon après que l'avion est revenu en palier et en ligne droite.

ERREURS DYNAMIQUES

Erreurs induites par le vol en virage

Les erreurs indication de l'assiette longitudinale, lors d'un virage coordonné standard (180°/minute à 156 KIAS), n'excèdent pas 3°. Les erreurs dynamiques peuvent être plus grandes lors de manœuvres non coordonnées et à des taux supérieurs. Les erreurs sont corrigées automatiquement par le système érecteur interne ou manuellement par le bouton de recalage.

Erreurs induites par les accélérations et les décélérations

Les erreurs indications en tangage apparaissent à cause des accélérations lors du décollage, des montées, des descentes et de l'atterrissage. Les erreurs sont corrigées automatiquement par le système érecteur interne ou manuellement par le bouton de recalage.

Erreur au roulage

Une erreur de 1° de l'indication de l'inclinaison et de l' assiette longitudinale apparaît lors d'un virage de 90° au sol. L'indication de l'assiette longitudinale peut présenter une erreur d'environ 2° lors d'un virage de 180° au sol. Les erreurs sont corrigées automatiquement par le système érecteur interne ou manuellement par le bouton de recalage.

N° Doc 6.01.01-F N° Doc 6.01.02-F	Révision 2	15 mars 2005	Page n° 9-E3-8
--------------------------------------	------------	--------------	----------------

Fluctuation d'indication de l'assiette longitudinale

Les variations verticales (\downarrow) d'assiette n'excèdent pas 0.3 mm au total quand l'indication est comprise entre 0° et $\pm 20^\circ$. Lorsque l'indication est supérieure à $\pm 20^\circ$ la fluctuation totale n'excède pas 2 mm.

8 MANUTENTION, PRECAUTIONS ET ENTRETIEN

Il n'y a pas de changement à la section 8 du manuel de vol du DA 40.