

PROBLEME 1 - ETUDE DE CIRCUITS INTERNES DU CALCULATEUR "SYSTEME CARBURANT" D'UN AVION

Les parties 1, 2.1 et 2.2 peuvent être traitée indépendamment.

Ce calculateur reçoit des informations analogiques provenant des capteurs de niveau de carburant situés dans les réservoirs, et des informations logiques issues de capteurs logiques. Il communique avec les autres calculateurs de l'avion grâce à deux liaisons ARINC 429.

1 - ETUDE D'UN INTERFACE DE TRAITEMENT LOGIQUE

Voir le schéma 1.

Il aiguille l'image de l'état du capteur SW vers la ligne DD-5 du bus de données du calculateur.

Le multiplexeur IC39 est alimenté entre 0 volt et +5 volts.

La tension de seuil de la diode D62 est de 0,6 volt.

1.1 - Considérer le capteur SW ouvert.

1.1.1 - Donner l'état de la diode D62.

1.1.2 - Calculer la tension U_{br13} .

1.1.3 - Donner le niveau logique correspondant.

1.2 - Considérer le capteur SW fermé.

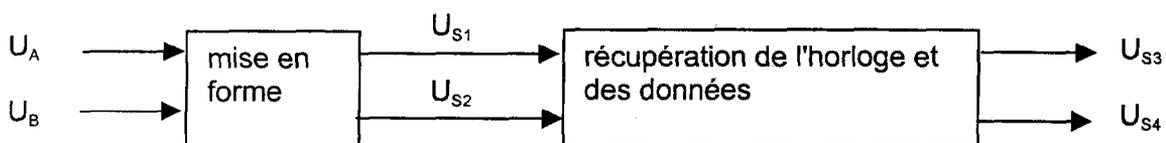
1.2.1 - Donner l'état de la diode D62.

1.2.2 - Calculer la tension U_{br13} .

1.2.3 - Donner le niveau logique correspondant.

1.3 - En utilisant la documentation du multiplexeur 74HC251, compléter le tableau sur le document-réponse 1 pour obtenir la transmission du niveau logique de U_{br13} sur la sortie DD-5.

2 - ETUDE DU CIRCUIT DE RÉCEPTION D'UN SIGNAL ARINC



2.1 - Étude de la mise en forme de U_{S1} .

Voir le schéma 2.

Les 4 diodes zener D25, D27, D42 et D36 sont considérées bloquées.

2.1.1 - Déterminer l'expression littérale de la tension U_4 en fonction de U_A , R98, RN13, RN11 et V_{cc} .

2.1.2 - Déterminer l'expression littérale de la tension U_5 en fonction de U_B , R105, RN14 et RN23.

2.1.3 - Application numérique : compléter le tableau du document-réponse 2 avec les valeurs de U_4 et U_5 .

2.1.4 - Expliquer comment déduire des valeurs de U_4 et U_5 , la valeur de U_{S1} en sortie du comparateur IC32.

2.1.5 - Compléter le tableau du document-réponse 2 avec les valeurs de U_{S1} .

2.1.6 - Les signaux $u_A(t)$ et $u_B(t)$ représentés sur le document-réponse 1 arrivent sur les entrées du récepteur ARINC.

Compléter le chronogramme de $u_{S1}(t)$ avec son échelle des tensions sur le document-réponse 1.

2.2 - Étude de la récupération de l'horloge et des données.

Voir le schéma 3.

2.2.1 - Donner la fonction logique de la porte IC7/1.

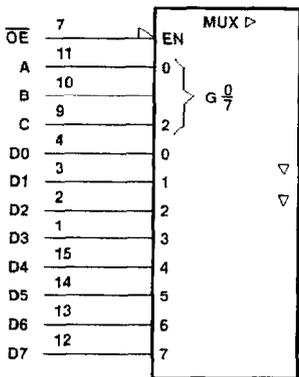
2.2.2 - Donner la table de vérité de la porte IC7/1.

2.2.3 - Compléter les chronogrammes de $u_{s3}(t)$ et $u_{s4}(t)$ sur le document-réponse 2.

DOCUMENTATION SUR LE CIRCUIT 74HC251 MULTIPLEXEUR À SORTIES À 3 ÉTATS :

symbole

table de vérité



FUNCTION TABLE				OUTPUTS	
SELECT			OE	Y	W
C	B	A			
X	X	X	H	Z	Z
L	L	L	L	D0	$\overline{D0}$
L	L	H	L	D1	$\overline{D1}$
L	H	L	L	D2	$\overline{D2}$
L	H	H	L	D3	$\overline{D3}$
H	L	L	L	D4	$\overline{D4}$
H	L	H	L	D5	$\overline{D5}$
H	H	L	L	D6	$\overline{D6}$
H	H	H	L	D7	$\overline{D7}$

tensions d'entrée :

$V_{ILmax} = 1,5 V$ pour un niveau bas

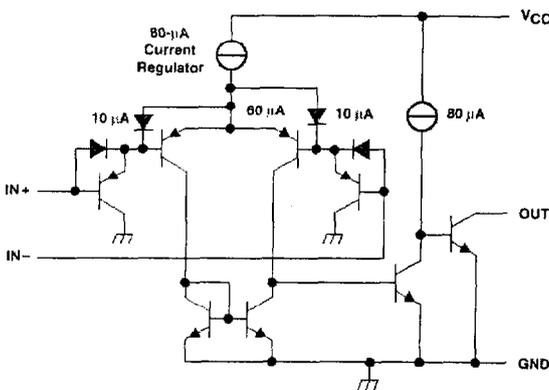
$V_{IHmin} = 3 V$ pour un niveau haut

D0, D1 ... D7 = the level of the respective D input

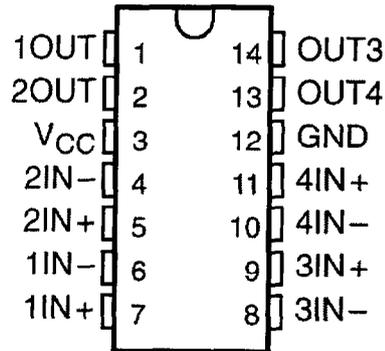
DOCUMENTATION SUR LE CIRCUIT LM139 COMPAREUR :

structure interne d'un comparateur

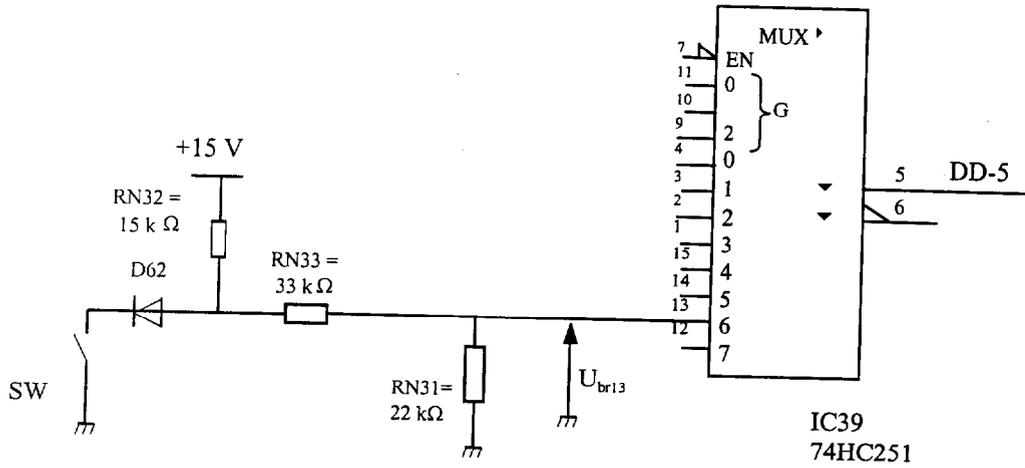
brochage vue de dessus



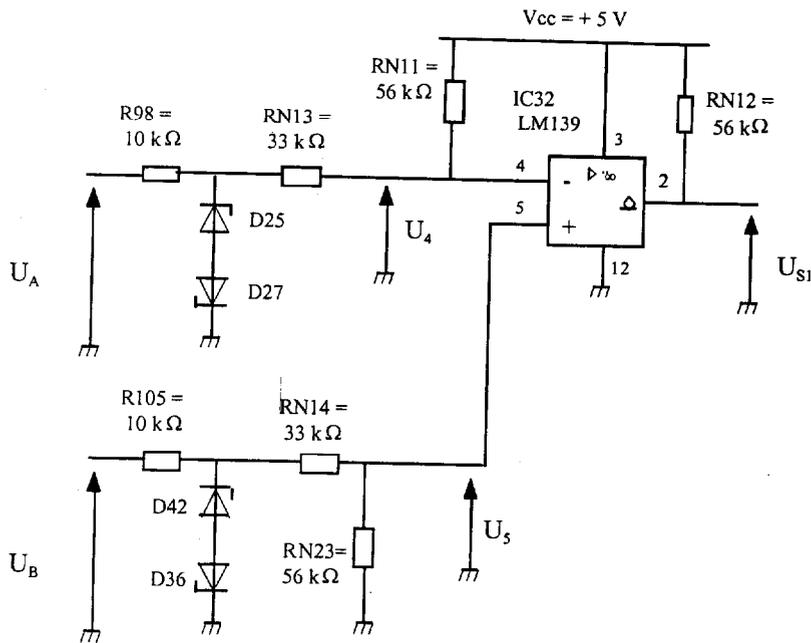
(TOP VIEW)



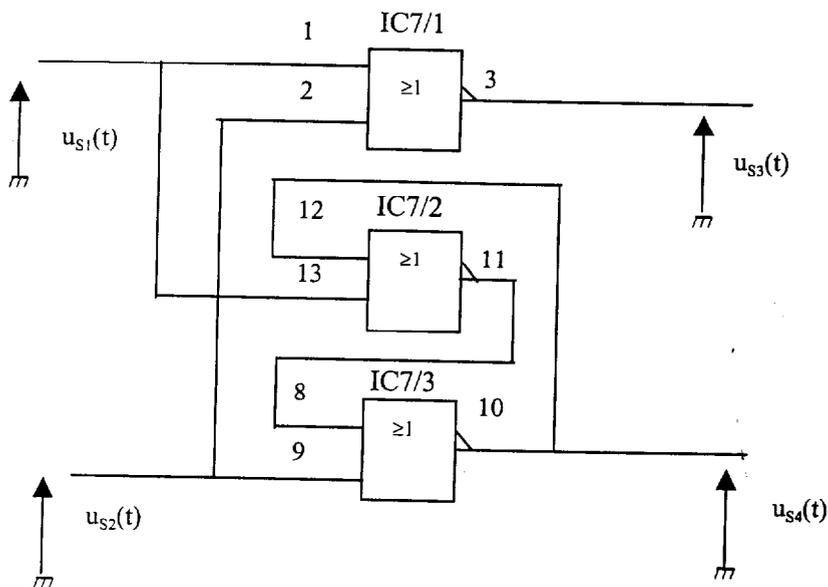
SCHEMA 1



SCHEMA 2



SCHEMA 3



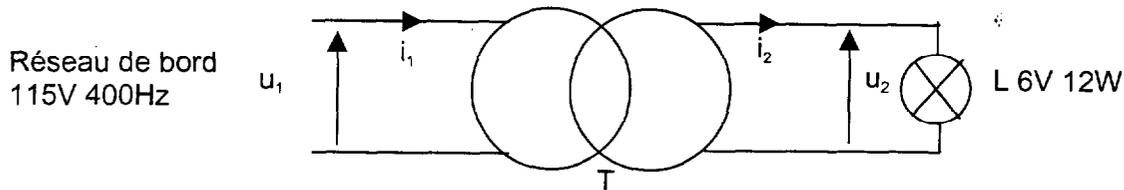
**PROBLEME 2 - ALIMENTATION EN ENERGIE ELECTRIQUE
DES LISEUSES D'UN AVION**

Liseuse : lampe de lecture individuelle située au-dessus du passager.

1 - ETUDE D'UN MODULE D'ECLAIRAGE

Chaque module est constitué d'un transformateur alimentant une lampe 6 V, 12 W en tension sinusoïdale.

Le transformateur T : 400 Hz, 115V/6V abaisse la tension prélevée sur le réseau de bord.



1.1 - Essai à vide du transformateur.

On mesure : $U_1 = 115\text{V}$, $I_{10} = 6,95\text{ mA}$, $U_{20} = 6,75\text{ V}$.

Calculer le rapport de transformation m du transformateur.

1.2 - Essai en charge du transformateur.

On mesure :

$U_1 = 115\text{ V}$; $I_1 = 102\text{ mA}$; $\varphi_1 = 10^\circ$ (courant en retard sur la tension).

$U_2 = 5,6\text{ V}$; $I_2 = 1,70\text{ A}$ (la lampe est équivalente à un résistor).

1.2.1 - Donner l'expression littérale, puis calculer les puissances active P_1 et réactive Q_1 absorbées par le transformateur.

1.2.2 - Donner l'expression littérale, puis calculer la puissance active P_2 fournie à la lampe.

1.2.3 - Donner l'expression littérale, puis calculer le rendement η du transformateur.

2 - ETUDE DE L'ALIMENTATION DE L'ENSEMBLE DES MODULES D'ECLAIRAGES

L'avion comprend 42 modules d'éclairage connectés sur la même phase du réseau.

On considère l'ensemble des lampes allumées :

2.1 - Donner l'expression littérale, puis calculer la puissance active P_{10t} à fournir à l'ensemble des modules.

2.2 - Donner l'expression littérale, puis calculer la puissance réactive Q_{10t} à fournir à l'ensemble des modules.

2.3 - Donner l'expression littérale, puis calculer le facteur de puissance de l'ensemble. En déduire la valeur du déphasage entre le courant et la tension.

2.4 - Donner l'expression littérale, puis calculer la valeur efficace I_{10t} du courant nécessaire à l'alimentation de l'ensemble des modules.

Académie : _____ Session : _____
 Examen ou Concours _____ Série* : _____
 Spécialité/option* : _____ Repère de l'épreuve : _____
 Épreuve/sous-épreuve : _____
 NOM : _____
(en majuscules, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)
 Prénoms : _____ N° du candidat
 Né(e) le : _____

(le numéro est celui qui figure sur la convocation ou la liste d'appel)

* Uniquement s'il s'agit d'un examen

Repère : MEE5TAA/EL
 Page : 5/6

Session : 2002

Durée : 2 H

Coefficient : 1

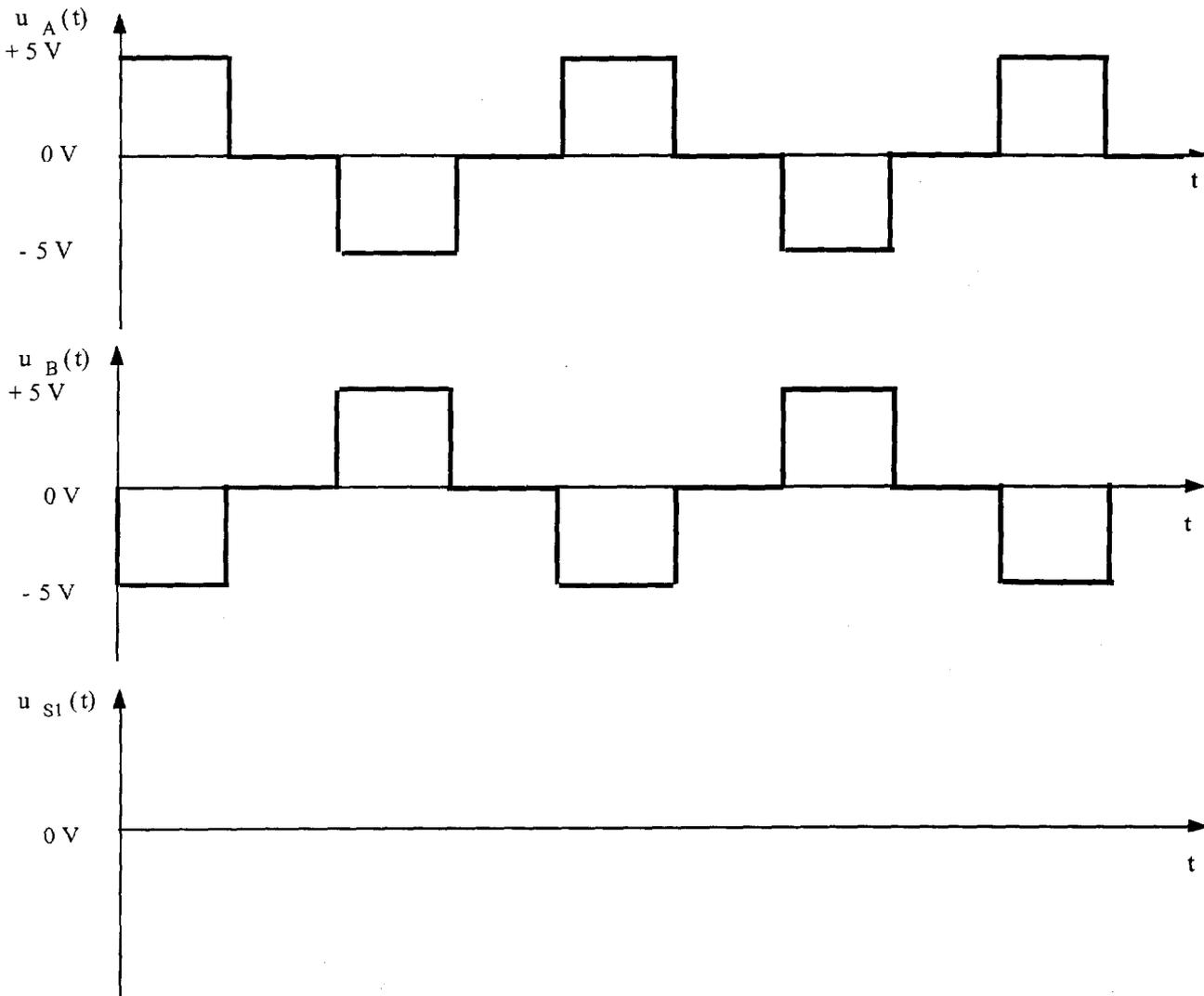
DOCUMENT-REPONSE 1

(à rendre obligatoirement avec la copie)

1.3. - Compléter le tableau

numéro de broche du 74HC251	7	11	10	9
état logique à imposer sur chaque broche				

2.1.6. - Compléter le chronogramme de $u_{S1}(t)$ et indiquer son échelle des tensions



Académie : _____ Session : _____

Examen ou Concours _____ Série* : _____

Spécialité/option* : _____ Repère de l'épreuve : _____

Épreuve/sous-épreuve : _____

NOM : _____

(en majuscules, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)

Prénoms : _____ N° du candidat

Né(e) le : _____

(le numéro est celui qui figure sur la convocation ou la liste d'appel)

* Uniquement s'il s'agit d'un examen

Repère : MEE5TAA/EL

Session : 2002

Durée : 2 H

Page : 6/6

Coefficient : 1

DOCUMENT-REPONSE 2

(à rendre obligatoirement avec la copie)

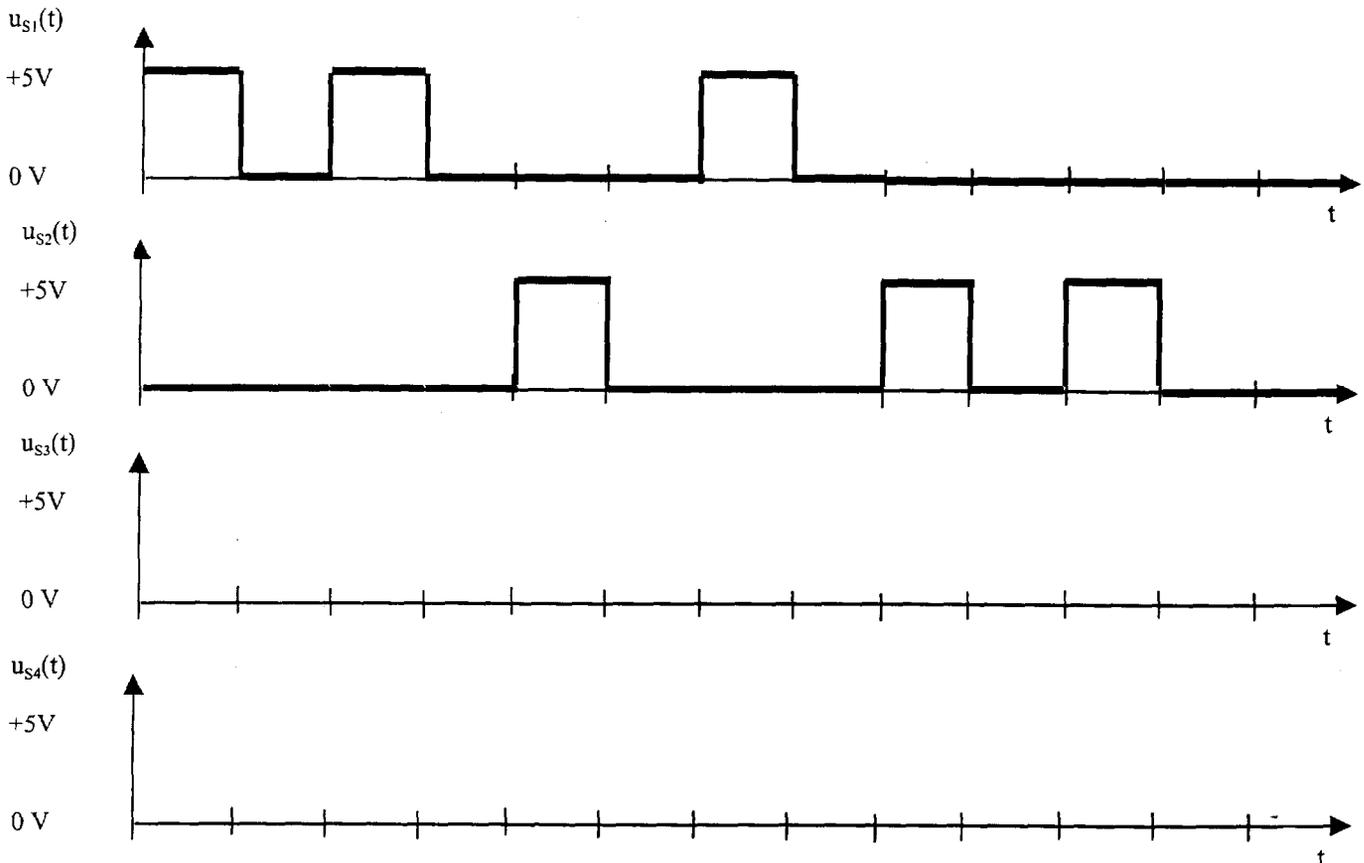
2.1.3. - Compléter le tableau avec les valeurs de U_4 et U_5 .

2.1.5. - Compléter le tableau avec les valeurs de U_{S1} .

valeurs en volts

U_A	U_B	U_4	U_5	U_{S1}
0 V	0 V			
+ 5 V	- 5 V			
- 5 V	+ 5 V			

2.2.3. - Compléter les chronogrammes de $U_{S3}(t)$ et $U_{S4}(t)$



BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR

Maintenance et Exploitation des Matériels Aéronautiques

Session JUIN 2002

Sous épreuve U 51

Servo mécanismes – Instruments de bord
Radionavigation

Durée : 2 heures

Coefficient : 1

Cette épreuve comprend deux parties indépendantes :

Partie A : Servomécanismes – Instruments de bord

Partie B : Radionavigation

Aucun document autorisé
Aucune calculatrice autorisée

Partie A**INSTRUMENTS DE BORD**

Durée conseillée : 1 heure

QUESTION N°1 : (Vanne de flux)

Le champ magnétique terrestre est utilisé pour la navigation et permet au pilote de s'orienter dans le plan horizontal.

Pour obtenir cette orientation, on utilise sur avion une boussole classique (souvent utilisée en secours sur les avions modernes) ou une vanne de flux.

- A) Donner avec précision le principe de fonctionnement d'une vanne de flux.
- B) Préciser le rôle de la vanne de flux dans une chaîne de cap de type gyromagnétique ?
- C) Donner une méthode de travail (outils spécifiques, préparation, mesures, actions correctives), permettant d'effectuer la compensation d'une vanne de flux.
- D) Sur certains avions équipés de centrales inertielles de type Strap Down et de F.M.S (Flight Management System), on ne trouve pas de vanne de flux, mais l'on peut tout de même visualiser sur les E.F.I.S (Electronique Flight Instrument System) un cap magnétique.
Citer le procédé utilisé pour obtenir la référence magnétique dans cette configuration ?

QUESTION N°2 : (Air Data Module)

Sur les annexes 1, 2 et 3 figure le principe de fonctionnement des Air Data Module (A.D.M) équipant les circuits anémométriques d'un airbus A330

- A) Donner le rôle d'un A.D.M ?
- B) Pourquoi a-t-on intérêt de placer cet équipement au plus près de la sonde?
- C) En vous aidant des annexes 4 et 5, déchiffrer le code ARINC 429 qui se trouve ci-dessous, issu de l'A.D.M pitot du commandant de bord.

BIT NUMBER	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
LOGIC VALUE	0	1	1	0	0	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1

Partie B

RADIONAVIGATION

Durée conseillée : 1 heure

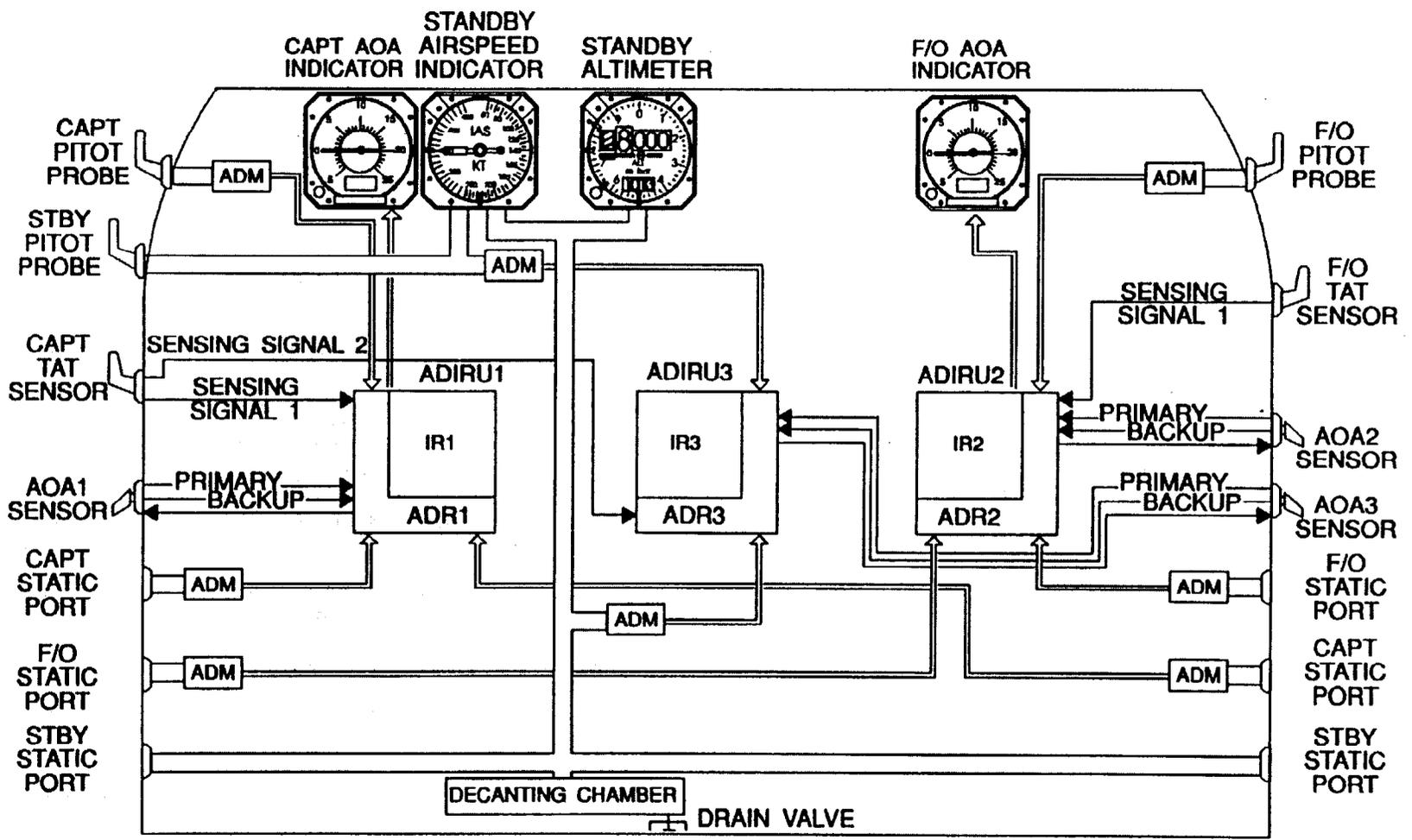
TEST D'UN EQUIPEMENT V.O.R

En annexes 6, 7, 8, 9 figure l'extrait d'un manuel de procédure de tests d'un équipement V.O.R (Visual Omni Range) pour le renouvellement de la L.S.A (Licence de Station d'Aéronef)..

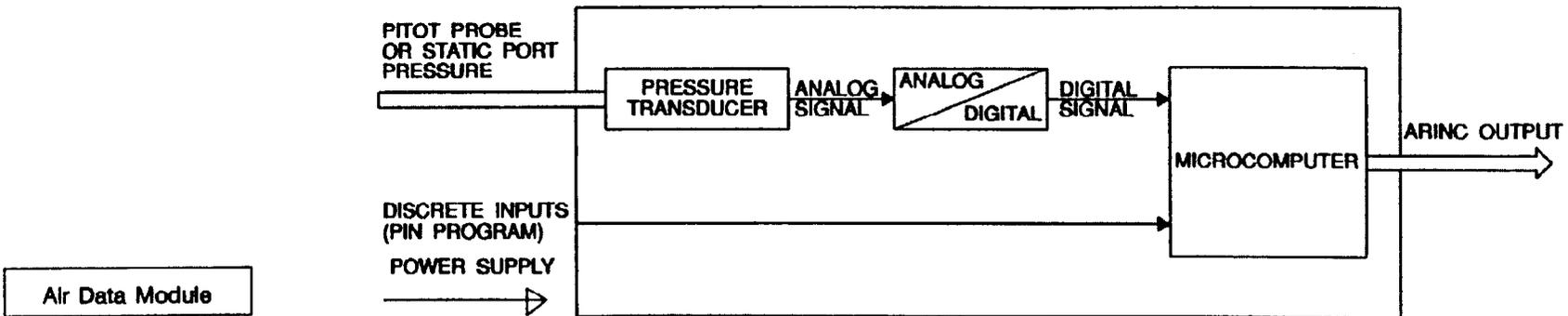
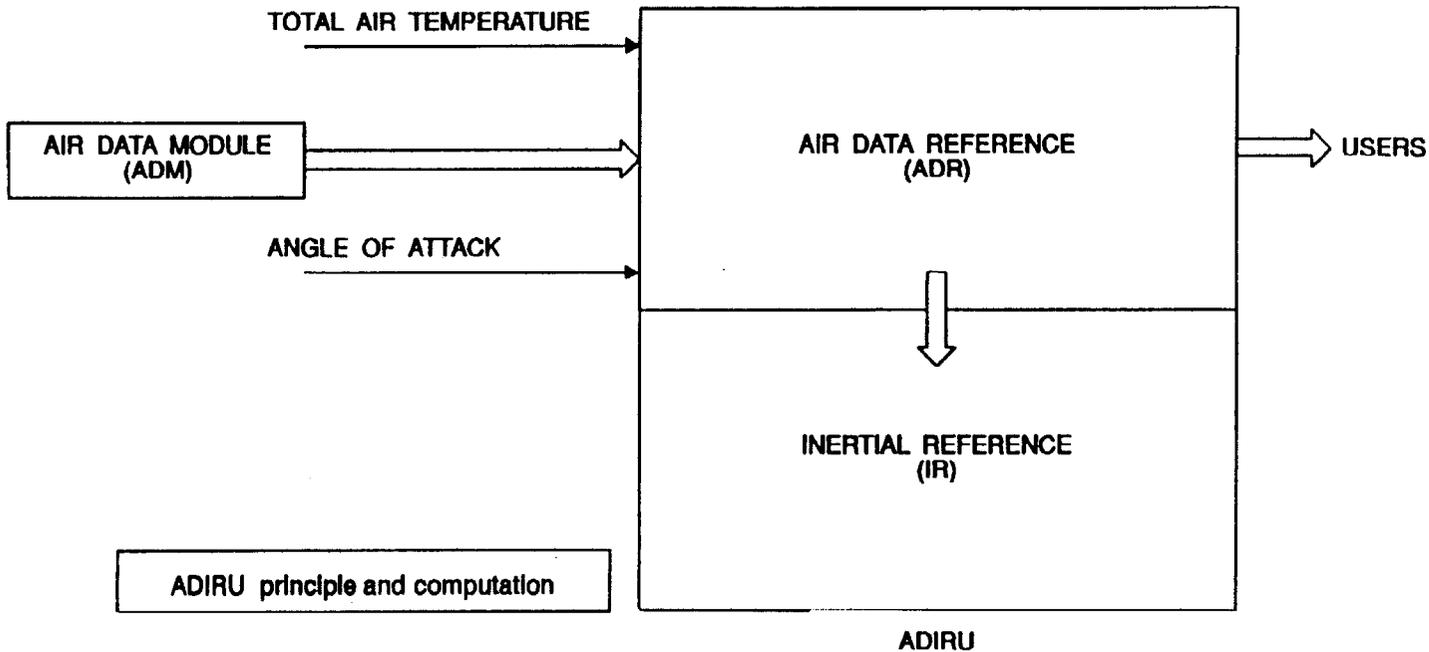
Ces tests nécessitent l'utilisation d'une valise spécifique, dont la face avant est présentée à titre d'information en annexe 6.

- A) Expliquer ce que l'on cherche à contrôler lorsque l'on effectue les tests N°8 et 9.
- B) Le test N°5 permet de vérifier la précision des informations de déflexion de l'indicateur V.O.R.
A l'aide de schémas montrer comment le pilote exploite cette information de déflexion.
- C) Connaissant le fonctionnement interne d'un récepteur V.O.R, expliquer l'impact qu'aura le basculement de l'interrupteur TO/FROM de la valise sur le signal reçu par l'équipement V.O.R lors du test N°6.
- D) D'après les résultats obtenus au test N°4 sur le HSI, quel problème peut rencontrer l'utilisateur lors de l'exploitation de cet équipement ? Quelle peut être l'origine de ce dysfonctionnement?

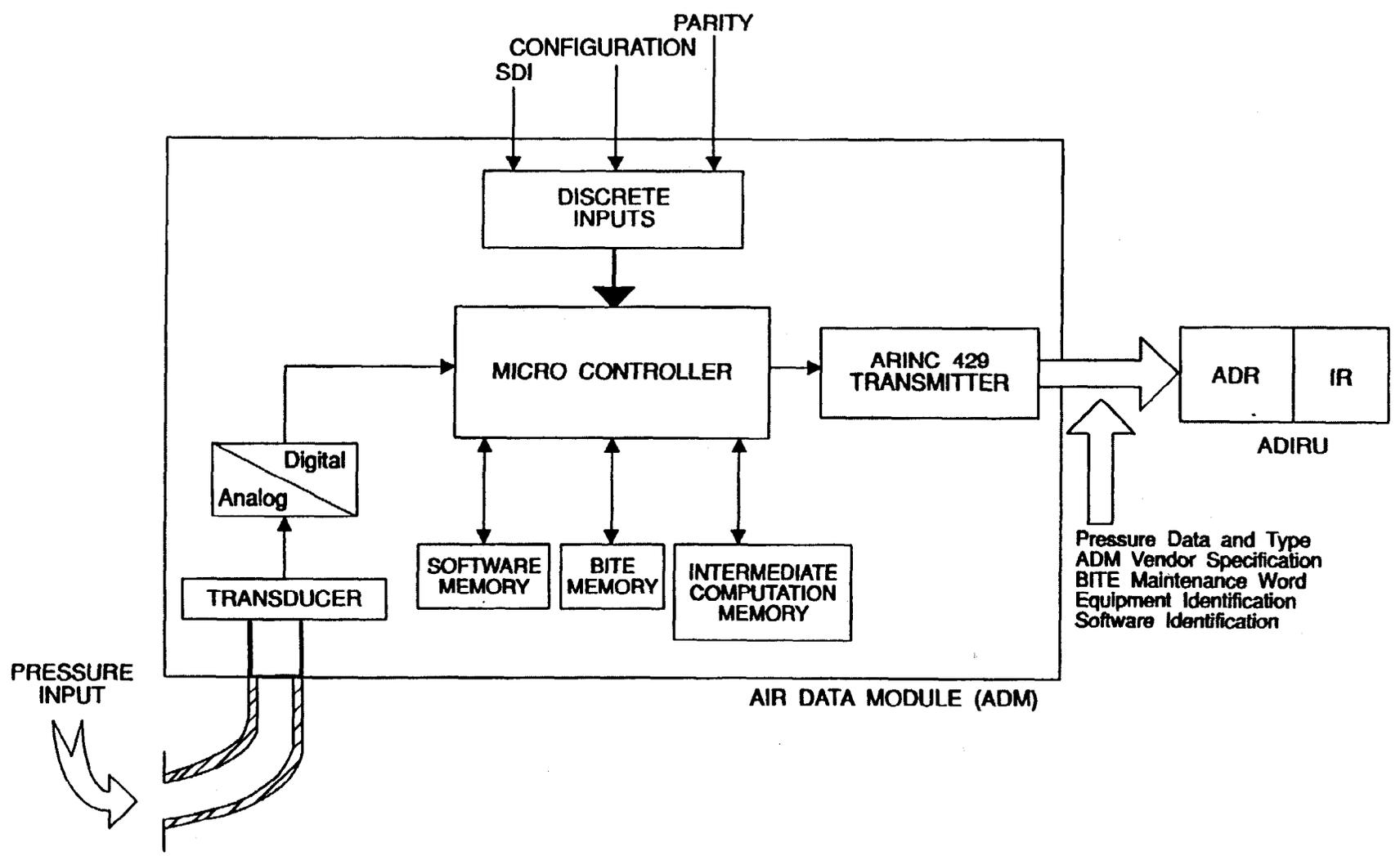
ANNEXE 1



ANNEXE 2



ANNEXE 3



ANNEXE 4**EQUIPMENT CODES**

Equipment ID (Hex)	Equipment Type	Equipment ID (Hex)	Equipment Type
000	Not Used	03A	Propulsion Discrete Interface Unit
001	Flight Control Computer (701)	03B	Autopilot Buffer Unit
002	Flight Management Computer (702)	03C	Tire Pressure Monitoring System
003	Thrust Control Computer (703)	03D	Airborne Vibration Monitor
004	Inertial Reference System (704)	03E	Center of Gravity Control Computer
005	Attitude and Heading Ref. System (705)	03F	Full Authority EEC-B
006	Air Data System (706)	040	Cockpit Printer (740)
007	Radio Altimeter (707)	041	Satellite Data Unit
008	Airborne Weather Radar (708)	042	
009	Airborne DME (709)	043	
00A	FAC (A310)	044	
00B	Global Positioning System	045	
00C		046	
00D	AIDS Data Management Unit	047	
00E		048	
00F		049	
010	Airborne ILS Receiver (710)	04A	Landing Gear Position Interface Unit
011	Airborne VOR Receiver (711)	04B	Main Electrical System Controller
012	Airborne ADF System (712)	04C	Emergency Electrical System Controller
013		04D	Fuel Qty. Indicating Sys. (757/767)
014		04E	Fuel Qty. Indicating System (747)
015		04F	
016	Airborne VHF COM Receiver (716)	050	
017	DEFDARS-AIDS (717)	051	
018	ATC Transponder (718)	052	
019	Airborne HF/SSB System (719)	053	
01A ①	Electronic Supervisory Control	054	
01B	Digital Slit/Flap Computer (A310)	055	
01C	Engine Parameter Digitizer (Engine)	056	
01D	A/P & F/D Mode Control Panel (757/767)	057	
01E	Performance Data Computer (Boeing 737)	058	
01F	Fuel Quantity Totalizer	059	
020	DFS System (720)	05A	Fuel Qty. Indicating System (A-320)
021		05B	Cargo Smoke Detection Unit (A-320)
022		05C	Cabin Pressure Unit (A-320)
023	Ground Prox. Warning System (723)	05D	Zone Controller (A-320)
024	ACARS (724)	05E	Cargo Heat (A-320)
025	Electronic Flt. Instruments (725)	05F	CIDS (A-320)
026	Flight Warning Computer (726)	060	
027	Microwave Landing System (727)	061	
028		062	
029	ADDCS (729) and EICAS	063	
02A	Thrust Management Computer	064	
02B	Perf. Nav. Computer System (Boeing 737)	065	
02C	Digital Fuel Gauging System (A310)	066	
02D	EPR Indicator (Boeing 757)	067	
02E	Land Rollout CU/Landing C & LU	068	
02F	Full Authority EEC-A	069	
030	Airborne Separation Assurance System	06A	AMU (A-320)
031	Chronometer (731)	06B	Battery Charge Limiter (A-320)
032	Pass. Entertainment Tape Reproducer (732)	06C	Flt. Cont. Data Concentrator (A-320)
033	Propulsion Multiplexer (PMUX) (733)	06D	Landing Gear Prox. Control (A-320)
034	Fault Isolation & Detection System (734)	06E	Brake Steering Unit (A-320)
035	TCAS (735)	06F	Bleed Air (A-320)
036	Radio Management System (736)	070	
037	Weight and Balance System (737)	071	
038	ADIRS (738)	072	
039	MCDU (739)	073	

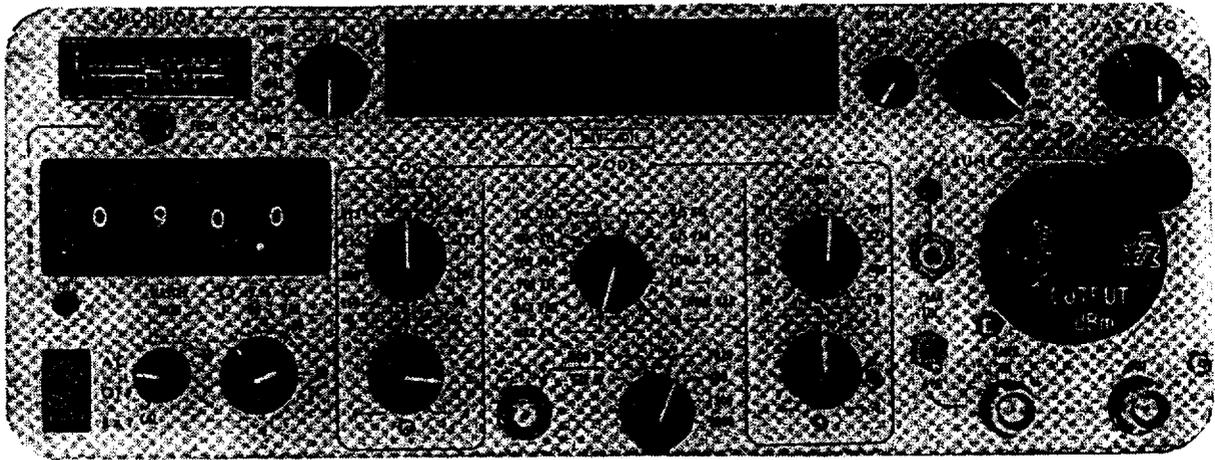
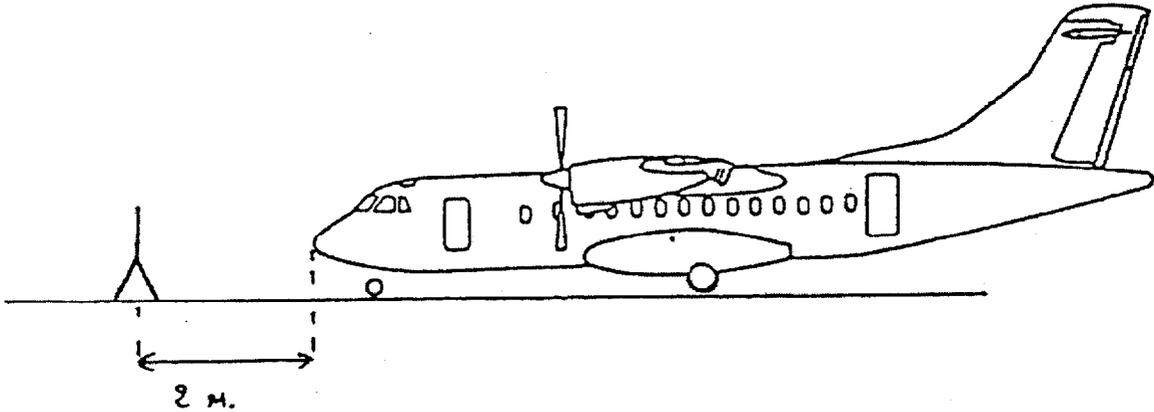
ANNEXE 5

LABEL	EQPT. ID (HEX)	PARAMETER NAME	UNITS	RANGE (SCALE)	SIG DIG	CODE FORMAT	RESOL	MINIMUM TRANSIT INTERVAL (msec) 2	MAXIMUM TRANSIT INTERVAL (msec) 2
206	004	Computed Airspeed	Knots	1024	14		0.0425	42.5	125
	018	Altitude (Variable Resolution)	Feet	Variable	15		Variable	31.3	42.5
	029	Cabin Temp. Reg. Valve Pos. (Grp. #1)	TBO	TBO	TBO	BNR	TBO	TBO	TBO
	038	Computed Airspeed	Knots	1024	14		0.0425	42.5	125
207	004	Max. Allowable Airspeed	Knots	1024	12		0.25	62.5	125
	004	Max. Allowable Airspeed	Knots	512	11		0.25	100	200
	029	Cabin Temp. Reg. Valve Pos. (Grp. #2)	TBO	TBO	TBO	BNR	TBO	TBO	TBO
	038	Max. Allowable Airspeed	Knots	1024	12		0.25	62.5	125
210	004	True Airspeed	Knots	2048	15		0.0425	42.5	125
	029	Cargo Compartment Temperature	TBO	TBO	TBO	BNR	TBO	TBO	TBO
	038	True Airspeed	Knots	2048	15		0.0425	42.5	125
211	002	Total Air Temperature	°C	512	11		0.250	250	500
	003	Total Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	004	Total Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	01A	Total Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	029	Cargo Duct Temperature	TBO	TBO	TBO	BNR	TBO	TBO	TBO
	038	Total Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	10A	Total Fan Inlet Temperature	°C	-90-90	10		0.125	500	1000
	10B	Total Fan Inlet Temperature	°C	-90-90	10		0.125	500	1000
212	004	Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		14	31.3	42.5
	005	Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		16	31.3	42.5
	006	Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		16	31.3	42.5
	029	Cargo Temp. Reg. Valve Pos.	TBO	TBO	TBO	BNR	TBO	TBO	TBO
	038	Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		16	31.3	42.5
	038	Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		16	150	250
213	002	Static Air Temperature	°C	512	11		0.0250	250	500
	006	Static Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	038	Static Air Temperature	°C	512	11		0.25	250	500
	089	Fuel Used	Lbs.	262,144	16		1	75	125
215	004	Impact Pressure	in	512	14		0.03125	62.5	125
	01A	Impact Pressure	in	512	14		0.03125	62.5	125
	029	N1 Actual (EEC)	X RPM	256	14		0.015	50	100
	029	EPH Actual (EEC)	4	4	12	BNR	0.001	50	100
	038	Impact Pressure	in	512	14		0.03125	62.5	125
	0AD	Differential Pressure	in	512	16		0.008	20	40
217	004	Static Pressure	in. Hg	64	16		0.001	62.5	125
	029	N1 Limit (EEC)	SRPM	256	14		0.015	100	200
	029	EPH Limit (EEC)	4	4	12	BNR	0.001	100	200
	038	Static Pressure	in. Hg	64	16		0.001	62.5	125
	0AD	Average Static Pressure	in	2048	18		0.008	20	200
220	004	Baro Connected Altitude #2	Feet	131,072	17		1.0	31.3	42.5
	038	Baro Connected Altitude #2	Feet	131,072	17	BNR	1.0	31.3	42.5
221	004	Indicated Angle of Attack (Average)	Deg/180	--180	12		0.05	31.3	42.5
	038	Indicated Angle of Attack (Average)	Deg/180	--180	12	BNR	0.05	31.3	42.5
	0AD	Indicated Angle of Attack	Deg/180	--180	14		0.01	31.3	200
222	004	Indicated Angle of Attack (#1 left)	Deg/180	--180	12		0.05	31.3	42.5
	011	VOR Omnidirectional Bearing	Deg/180	--180	12	BNR	0.004	50	100
	115	Bearing	Deg/180	--180	11		0.1	50	50
223	004	Indicated Angle of Attack (#1 right)	Deg/180	--180	12		0.05	31.3	42.5
224	004	Indicated Angle of Attack (#2 left)	Deg/180	--180	12		0.05	31.3	42.5
225	002	Min Manoeuvring Airspeed	Knots	512	11		0.25	500	1000
	004	Indicated Angle of Attack (#2 right)	Deg/180	--180	12	BNR	0.05	31.3	42.5
	029	Compensated Altitude Rate	Ft/Min	32768	11		16.0	31.3	42.5
227	07E	WTE Command Word				BNR			
241	002	Min Airspeed for Flap Extension	Knots	512	11		0.25	500	1000
	006	Corrected Angle of Attack	Deg/180	--180	12	BNR	0.05	31.3	42.5
	038	Corrected Angle of Attack	Deg/180	--180	12		0.05	31.3	42.5
242	004	Total Pressure	in	2048	16		0.03125	62.5	125
	01A	Total Pressure	in	2048	16		0.03125	62.5	125
	038	Total Pressure	in	2048	16	BNR	0.03125	62.5	125
	0AD	Speed Deviation	Delta	4	11		0.002	150	250
243	XXX	Simulator to Avionics Control Word				BNR		33	100
244	01C	Fuel Flow (Engine Direct)	Lbs/hr	32768	8		128.0	100	200
	033	Fuel Flow (W)	PPH	32768	16		0.5	150	250
	038	Mach Error	Mach	0.064	11		0.00003	150	250
	08D	Fuel Flow Rate	PPH	32,768	16	BNR	0.3	75	125
	08E	Fuel Flow Rate	PPH	32768	16		0.5	75	125
	10A	Fuel Mass Flow	HSEC	170	15		0.008	31.3	100
	10B	Fuel Mass Flow	HSEC	170	15		0.008	31.3	100
245	002	Minimum Airspeed	Knots	256	12		0.0425	62.5	125
	003	Minimum Airspeed	Knots	256	12		0.0425	62.5	125
	00A	Minimum Airspeed	Knots	512	13		0.0425	62.5	125
	029	N3 (Engine)	SRPM	256	14	BNR	0.015	50	100
	038	Average Static Pressure uncorrected	in	2048	16		0.03125	62.5	125
	038	EPH Error	4	4	12		0.001	150	250
246	002	Control Maximum Speed (VCHAX)	Knots	512	11		0.25	50	100
	004	Averaged Static Pressure	in	2048	16		0.03	62.5	125
	01C	N1 (Engine Direct)	RPM	4096	12		1.0	100	200
	029	N1 (Engine Direct)	SRPM	256	14	BNR	0.015	50	100
	038	Average Static Pressure uncorrected	in	2048	16		0.03125	62.5	125
	038	Angle of Attack Error	Deg/180	--180	14		0.01	150	250
247	002	Control Minimum Speed (VCRIM)	Knots	512	11		0.25	50	100
	01F	Total Fuel	Lbs.	655,360	14		40	500	1000
	02C	Total Fuel	Lbs.	655,360	14		40	500	1000
	038	Speed Error	Knots	12	12	BNR	0.04	150	250
	04D	Total Fuel	Lbs.	655,360	14		40	500	1000
	0E8	Fuel to Remain	Lbs.	1,638,400	14		100	100	125

ANNEXE 6

Test des systèmes VHF & VOR

Positionner l'antenne valise à environ 2m devant le nez de l'avion.



ANNEXE 7

SYSTEME VOR	
CONTROLE	METHODE
Fonction VOR	Valise NAV: antenne branchée sur le connecteur OUT commutateur TONE sur 1020 Hz.
1 - Sensibilité opérationnelle	Noter pour les 3 fréquences indiquées dans le tableau ci-après l'atténuation valise à la disparition du FLAG VOR.
2 - Exactitude des fréquences	Le niveau de sortie valise réglé au minimum (cf contrôle précédent) Faire varier les fréquences à vérifier (note 1) autour de leur valeur nominale et estimer les fréquences centrales du récepteur en effectuant la moyenne arithmétique de valeurs extrêmes atteintes lors de l'apparition du flag.
3 - Sélectivité	Le niveau de sortie valise étant réglé 6 dB au dessus des minima, précédemment déterminés, noter de part et d'autre de la fréquence centrale, l'écart de fréquence pour lequel le signal audio 1020 hz disparaît (minimum 15 KHz).

Note 1 Le contrôle doit permettre le test des différents circuits de génération de fréquence intégré au récepteur.

CONTROLE	RESULTATS				
	Fréquence réception (Mhz)	Sensibilité opération	Centrage (\diamond 3Khz)	Sélectivité à 6 dB ($>$ 15 KHz)	
		Atténuation (dBm)	Fréq (fc) Centrale (Mhz)	Ecart (Khz) au-dessous de fc	Ecart (Khz) au-dessus de fc
Sensibilité opérationnelle	108	47	108	19	19
Exactitude des fréquences en réception	113	46	113	18	17
Sélectivité	117.95	48	117,95	19	18

ANNEXE 8

CONTROLE	METHODE												
4 - Précision des informations de centrage	Indication avion	RADIALE (VALISE) (*)											
	Ecart en (*)	0	30	60	90	120	150	180	210	240	270	300	330
	HSI	0	30	62	95	121	150	180	210	242	276	301	330
	RMI	0	30	60	90	120	150	180	210	240	270	300	330
L'atténuateur de sortie de la valise étant réglé au-dessus du réglage minimum précédemment déterminé, contrôler sur une fréquence au choix, 12 radiales également espacées (tous les 30°) Tolérance : $\diamond 3^\circ$ Ecart minimum entre RMI & HSI / CDI: $\diamond 3^\circ$													
5 - Précision des informations de déflexion	Déflexion lue (*)	Déflexion théorique				Relever les déflexions sur une fréquence de votre choix. (tolérance: 20% de la déflexion théorique soit une épaisseur d'aiguille) F = ..113.1.MHz..							
	HSI	-10	-5	5	10								

ANNEXE 9

CONTROLE	METHODE	RESULTATS
6 - Fonctionnement du TO-FROM	Vérifier le basculement de l'indicateur TO/FROM en actionnant le VOR BEARING TO/FROM switch sur la valise	<i>CORRECT</i>
7 - Fonctionnement du flag	Vérifier l'apparition du flag pour chacune des conditions d'alarme Coupure de la modulation BF 30 Hz variable Coupure de la modulation BF 30Hz référence (9960Hz) Diminution du niveau du signal HF émis par la valise NAV 402 AP La différence Bearing valise: Bearing avion étant de \sphericalangle 10°, diminuer le niveau (output attenuator control) et vérifier que lorsque la déflexion devient inférieure à 50% de la déflexion maximum le flag est apparu. Noter la valeur de l'atténuation ainsi que la déflexion lors de l'apparition du flag.	<i>CORRECT</i> <i>CORRECT</i> <i>CORRECT</i> <i>CORRECT</i> Atténuation: <i>46 dBm</i> Déflexion: <i>4,9....</i>
8 - Protection du canal adjacent	Le niveau de sortie valise étant maximal sur un canal, vérifier que sur les canaux adjacents les instruments sont flaggés.	<i>CORRECT</i>
9 - Niveau sonore sur la sortie audio	Faire varier l'atténuation valise du minimum au maximum et vérifier que le niveau du 1020 Hz reste constant.	<i>CORRECT</i>