



**LE RÉSEAU DE CRÉATION
ET D'ACCOMPAGNEMENT PÉDAGOGIQUES**

**Ce document a été mis en ligne par le Canopé de l'académie de Montpellier
pour la Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel.**

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

Le dossier technique se compose de 29 pages, numérotées de 1/29 à 29/29.
Dès que le dossier technique vous est remis, assurez-vous qu'il est complet.

DOSSIER TECHNIQUE

Temps recommandé de lecture du dossier technique : 1 heure ;

Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel
Réseau Canopé

CODE : 1406-AER A T 22

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AERONAUTIQUE Option Mécanicien Systèmes Avionique	ÉPREUVE E2 SOUS-ÉPREUVE B (U22) – Construction et maintenance d'un aéronef	DOSSIER TECHNIQUE	Durée : 4 h	Coef. : 3	Session 2014	PAGE 1 / 29
---	---	-------------------	-------------	-----------	--------------	-------------

GLOSSAIRE

AFM	Aircraft Flight Manual
AMM	Aircraft Maintenance Manual
AOW	All Operator Wire
ATC	Air Traffic Control (services de la circulation aérienne)
CdB	Commandant de bord
CDI	Course deviation Indicator
CMM	Component Maintenance Manual
CRT	Cathode Ray Tube
CVR	Cockpit Voice Recorder (Enregistreur de conversations)
DME	Distance Measuring Equipement
DUs	Display Units
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ECU	Engine Control Unit
EGT	Exhaust Gas Temperature
FAA	Federal Aviation Administration
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FD	Flight Director
E/WD	Engine / Warning Display
FCOM	Flight Crew Operating Manual
FCU	Flight control unit
FIN	Fonctionnal Item Number
FL	Flight Level
FMA	Flight Mode Annunciator
FMGEC	Flight Management and guidance envelope computer
G/S	GLIDE/SLOPE
ILS	Instrument Landing System (système d'approche de précision)
IMC	Instrumental Meteorological Conditions
JAR-OPS	Joint Aviation Requirements (utilisation des avions)
LCD	Liquid Crystal display
LOC	Localizer
MCDU	Multi Purpose Control and Display Unit
ND	Navigation Display
NDB	Non Directional Beacon
NOTAM	Notice To Airmen
OACI	Organisation Civile de l'Aviation Internationale
PFD	Primary Flight Display
QRH	Quick Reference Handbook (mémento de l'équipage)
TAF	Terminal Aerodrome Forecast (Prévision météorologique d'aérodrome)
VOR	Visual ou VHF Omni Range

SOMMAIRE

1 - Introduction	4
2 - L'approche ILS	4
2.1 Incident à l'arrivée sur l'aéroport	4
2.2 Début de la descente	4
2.2.1 Premier incident...	4
2.2.2 Deuxième incident	5
2.3 Analyse du défaut de glide	5
2.4 Rappel sur la structure des émissions DDM et SDM	6
2.5 Faits importants	7
2.6 FMGEC	8
2.7 Facteurs Humains	8
2.8 Le FMA	8
3 - Architecture dispositif ECAM EFIS	9
3.1 Présentation	9
3.2 Panne d'écran	9
3.3 Surveillance température moteur	10

Les ILS

1- INTRODUCTION

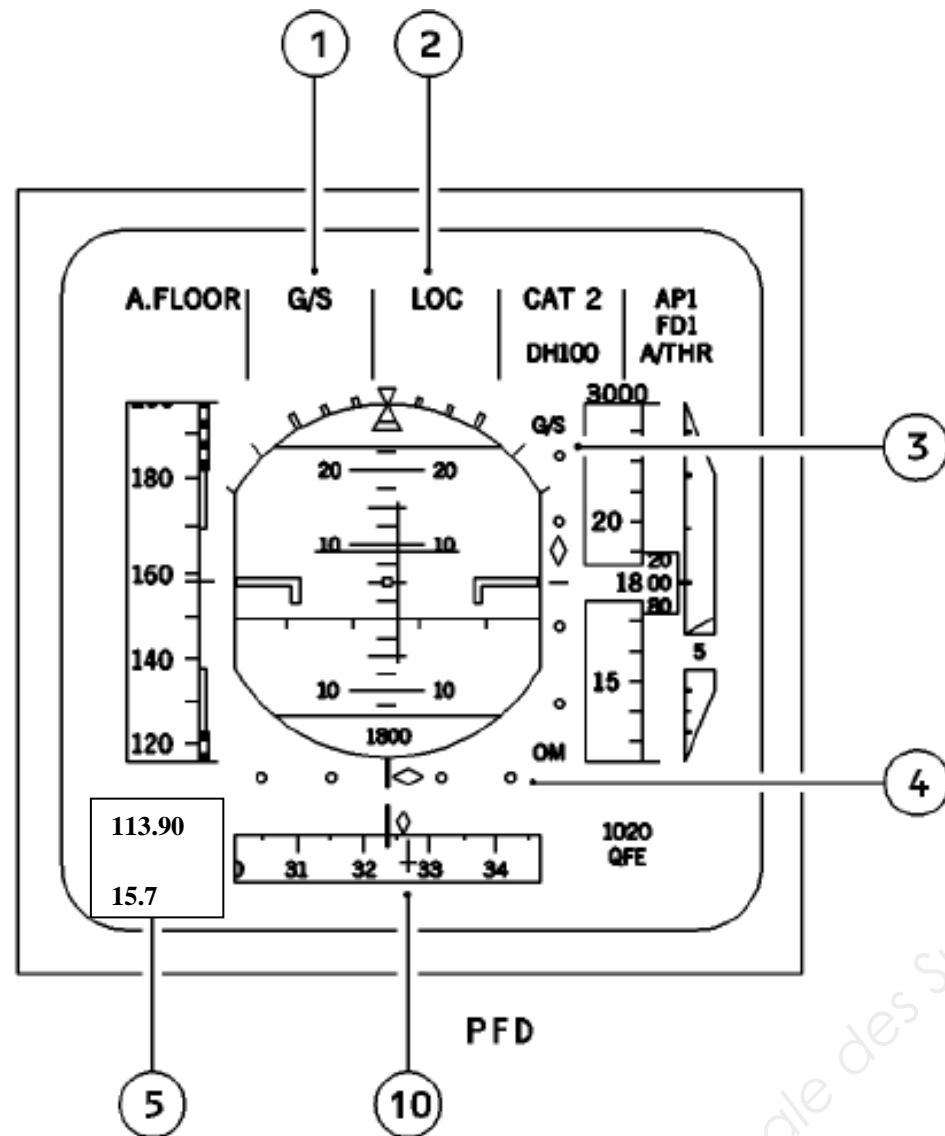


Figure 1

Parmi tous les instruments présents dans un avion, l'ILS est l'outil principal lors d'approches sans visibilité.

Pourtant, l'OACI et la FAA lancent régulièrement des alertes concernant un usage non conforme de cet instrument. A de nombreuses occasions, des Boeing 767, 777 et des Airbus se sont retrouvés établis sur un **faux glide** qui se termine quelque part avant la piste. Ce glide se trouve sous la pente réelle d'approche et peut donc causer un accident alors que les pilotes se croient correctement établis sur l'ILS. Tous les avions de ligne, des plus anciens aux plus modernes, sont concernés par ce problème.

2 L'APPROCHE ILS

2.1 Incident à l'arrivée sur l'aéroport

Un avion de ligne se dirige vers l'aéroport.

Durant la préparation du vol, les pilotes avaient lu les Notams de leur terrain de destination qui affichaient l'ILS comme UNMONITORED STATUS (hors service).

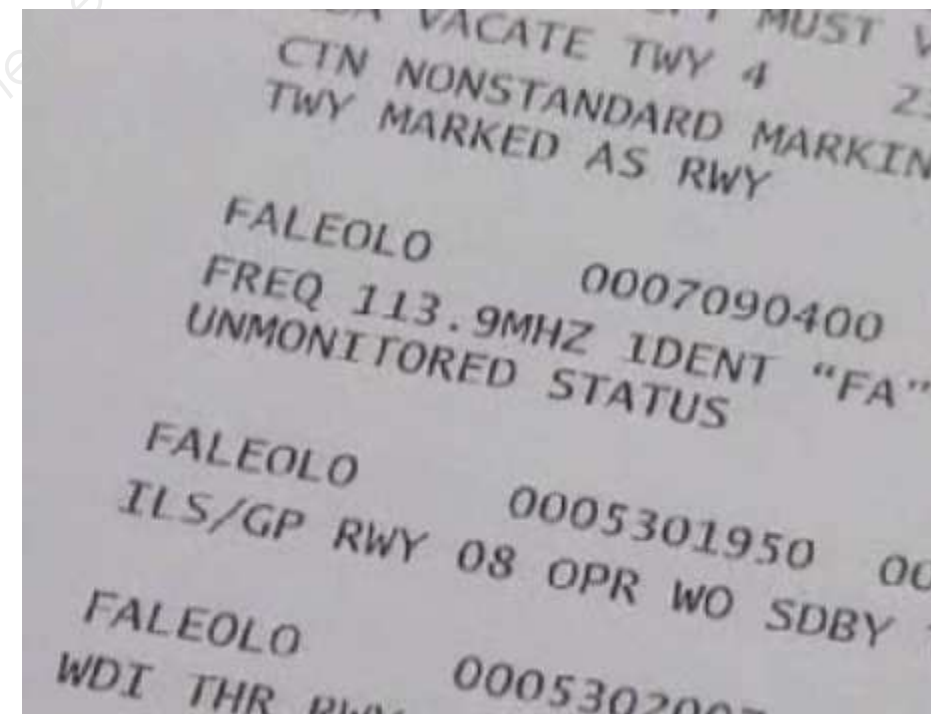


Figure 2

Lors de l'approche, les pilotes font un briefing complet pour une approche ILS ainsi qu'un briefing VOR DME au cas où l'ILS ne fonctionnerait pas. Néanmoins, ils ont une bonne surprise. Dès qu'ils se mettent sur l'axe d'approche, l'ILS est capté et l'avion se trouve immédiatement sur le glide.

2.2 Le début de la descente

2.2.1 Premier incident : défaut de glide

Dès le début de la descente, la V_z est supérieure à la normale. Le commandant de bord ne comprend pas ce comportement anormal. Pourtant, les 3 pilotes automatiques sont engagés et l'indicateur ILS est bien centré que ce soit au niveau glide ou loc. La balise émet un identifiant Morse correct.

Aides à la navigation

Lors de l'approche, tous ces matériels semblent fonctionner correctement. L'aérodrome est équipé d'un NDB et d'un ILS pour la piste 26.

APPROCHE

Des doutes...

A 1000 pieds, des doutes s'installent. L'avion se comporte anormalement et malgré la baisse de la densité nuageuse, la piste n'est pas encore en vue.

Quelques lumières diffuses apparaissent au loin. Le troisième pilote fait un contrôle croisé entre la hauteur de l'avion et la distance DME. Le résultat ne correspond pas à la carte d'approche.

Le copilote regarde par son hublot et voit les lumières d'un village et constate ainsi que l'avion vole à très faible altitude. L'altimètre indique 400 pieds.

Sans plus attendre, les pilotes décident de faire un "Go Around" (une remise des gaz).

Une fois que l'avion remonte vers une altitude sûre, les pilotes traversent une période de doute encore plus pénible. Ils se sentent trahis par leur avion et ne savent plus à quels instruments il faut faire confiance. En effet, il n'est pas facile de diagnostiquer à coup sûr une panne d'un instrument de nuit et en conditions de vol IMC.

Suite à de nombreux contrôles et éliminations, mais aussi des discussions avec le contrôleur aérien, les pilotes supposent que le faisceau GLIDE émis par l'antenne de l'aéroport a un souci.

Après un tour de piste, ils atterrissent en utilisant seulement le LOC et en surveillant tout particulièrement leur trajectoire.

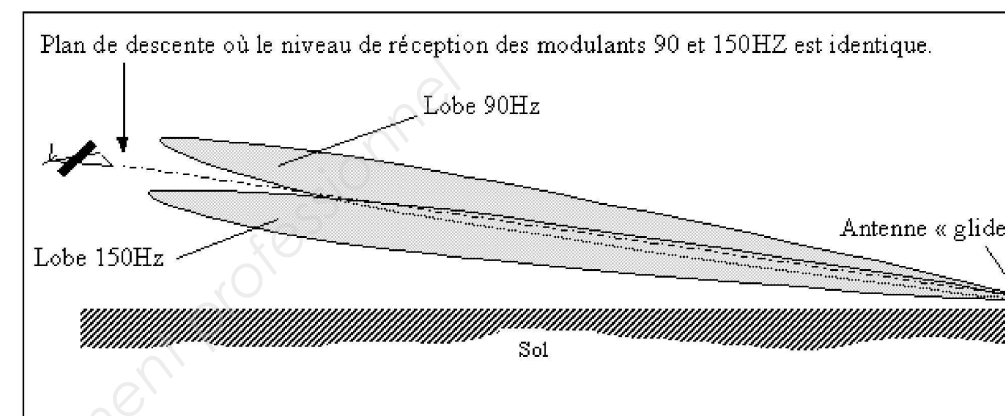
2.2.2 Deuxième incident : panne de signalisation train

A la sortie de train, la manœuvre se déroule normalement. Cependant, la signalisation indique que le train principal droit est non verrouillé bas.

2.3 Analyse du défaut de Glide

Il faut revenir au fonctionnement de l'antenne du glide pour comprendre cet incident. Le glide émet une onde porteuse qui est un mélange à parts égales d'une onde modulée à 150 Hz et d'une autre modulée à 90 Hz. Deux autres ondes viennent s'ajouter :

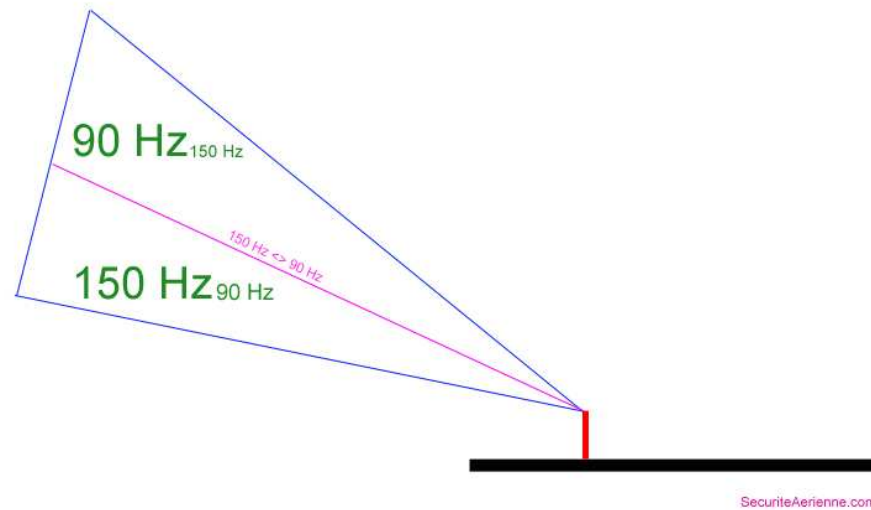
- Une onde qui forme le lobe supérieur modulée à 90 Hz
- Une onde qui forme le lobe inférieur modulée à 150 Hz



Quand l'avion se trouve au dessus du plan **Figure 3** le récepteur ILS capte un mélange d'ondes à dominante 90 Hz. Au contraire, quand l'avion est en dessous du plan de descente, c'est le 150 Hz qui est dominant.

Sur le plan de descente, un récepteur ILS capte un mélange à parts égales de 90 et de 150 Hz, pour afficher que l'avion est sur le plan de descente.

ILS en fonctionnement normal



**ILS en fonctionnement anormal
Les 2 modulations sont superposées**

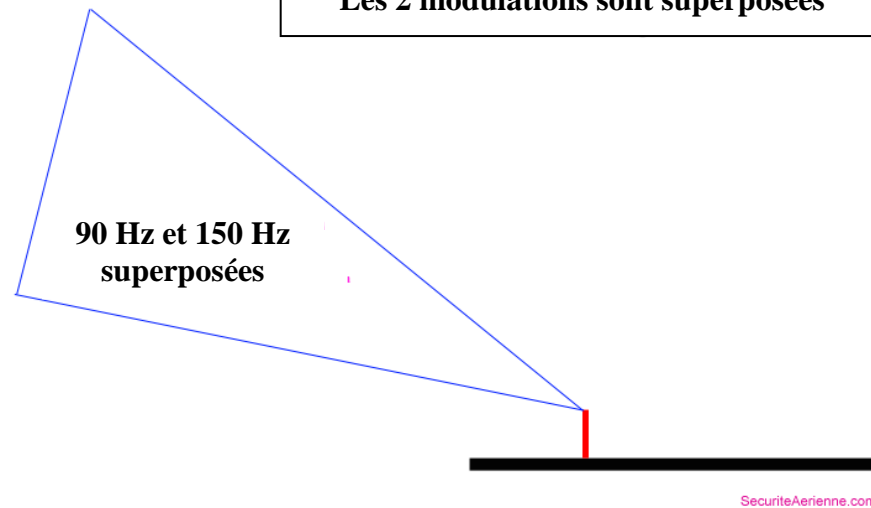


Figure 4

Sur l'aéroport, l'ILS était en maintenance. Les techniciens avaient coupé les faisceaux supérieur et inférieur donc, seule l'onde porteuse subsistait. Or, la porteuse d'un glide est faite de parts égales de 90 et de 150 Hz.

Comme seule la porteuse est émise, on a un champ d'égalité 150 et 90 Hz partout. Donc l'instrument indique que le plan de descente est correct quelque soit le plan réel que suivra l'avion.

Résultat :

Dès qu'un récepteur ILS capte cette porteuse, il affiche que l'avion est sur un plan de descente, quelque soit sa situation réelle, qu'il soit sur l'axe de descente ou non.

2.4 Rappel sur la structure des émissions, DDM, SDM d'un GLIDE en bon fonctionnement

DDM: Différence De Modulation SDM: Somme De Modulation

Prenons pour exemple le GLIDE, la structure des émissions étant identique pour le LOC

- Le lobe inférieur constitué par la porteuse modulée en amplitude à 150Hz et rayonné suivant un diagramme très directif.
- Le lobe supérieur constitué par la porteuse modulée en amplitude à 90Hz et rayonné suivant un diagramme très directif.

Soient **a et b**, les amplitudes des signaux reçus à bord (niveau de réception) provenant de ces deux lobes directifs.

a est égal à b que si l'avion est sur la bonne pente de descente

- La composante à 150Hz a une amplitude égale à 0,4.a
- La composante à 90Hz a une amplitude égale à 0,4.b

Car le **taux de modulation** de la porteuse des signaux est égale à **40%**.

Tout se passe comme si le récepteur de bord ILS recevait :

Une porteuse d'amplitude **a + b** modulée par un signal basse fréquence (**150Hz**) d'amplitude égale à **0,4a**

et

Une porteuse d'amplitude **a + b** modulée par un signal basse fréquence (**90Hz**) d'amplitude égale à **0,4b**

Le **taux de modulation apparent** vu par le récepteur est égal à :

$$\text{Taux pour le 150 Hz} = \frac{0,4a}{(a+b)}$$

$$\text{Taux pour le 90 Hz} = \frac{0,4b}{(a+b)}$$

Le récepteur ILS mesure les deux taux de modulation puis calcule la **différence (DDM)** et la **somme (SDM)** de ces deux taux.

$$\text{DDM} = \frac{0,4.(a - b)}{a + b}$$

$$\text{SDM} = \frac{0,4.(a + b)}{a + b} = 0,4$$

- La **différence DDM** des taux de modulation est proportionnelle à l'**écart angulaire** existant entre l'avion et la pente.

La DDM = 0 signifie que l'avion est exactement sur la pente.

- La **somme SDM** des taux de modulation doit normalement être égale à 0,4.

Si elle s'avère différente, c'est que la réception des signaux est mauvaise.

La SDM est un indicateur de **qualité de réception**.

2.5 Faits importants

Au sujet de l'ILS, il est primordial de retenir certaines vérités :

- L'identifiant Morse est seulement émis par le LOC. Par conséquent, le fait de capter un identifiant Morse correct ne signifie pas que le glide est fonctionnel.

- Un glide incorrect n'affecte pas le fonctionnement des pilotes automatiques ou du directeur de vol. Ceux-ci se comportent comme si le glide était valide.

- Dès que la somme des taux de modulation de l'onde porteuse est reçue, le Flag G/S disparaît de l'indicateur ILS. On peut voler sur un glide invalide sans avoir de drapeau affiché au niveau des instruments.

- Le taux de descente sur un faux glide peut être tout à fait raisonnable.

Dans le cas présent :

**Le variomètre indiquait une vitesse verticale
un peu élevée mais pas aberrante.**

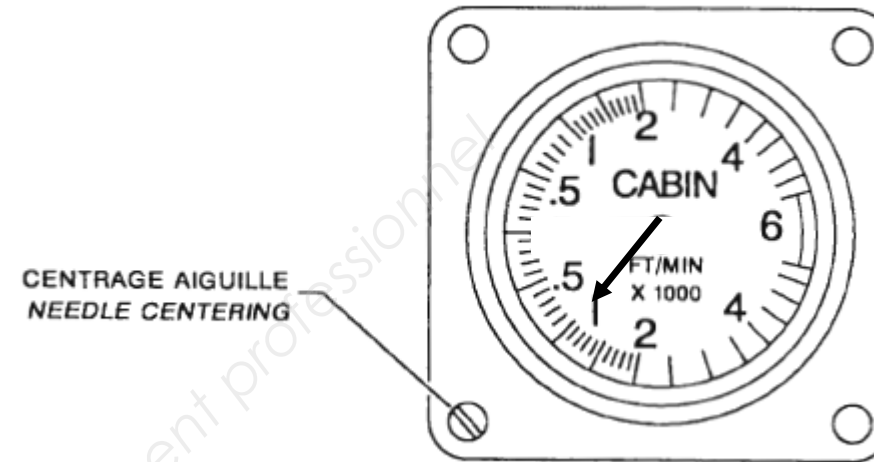


Figure 5

variomètre

- Un **GPWS** ne détecte pas l'approche du terrain dans ces circonstances parce que l'avion descend à un taux raisonnable, avec le train d'atterrissage et les volets sortis.

- Un seul contrôle **DME / Altitude** à l'Outer Marker ne permet pas de déceler l'erreur. Il faut faire des contrôles réguliers tout le long de la trajectoire de descente.

- Le **RMI** permet de détecter facilement un faux axe LOC.

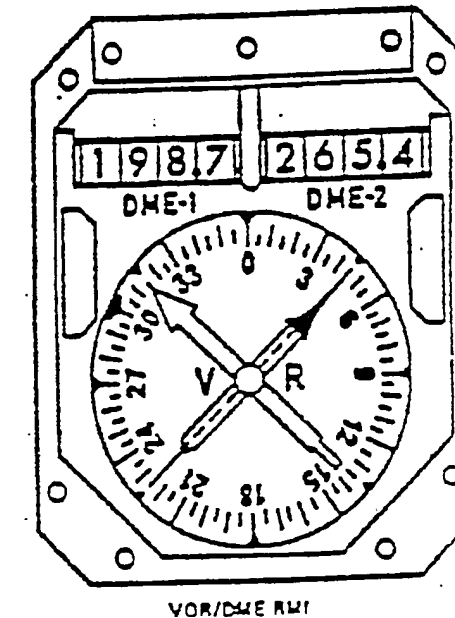


Figure 6

2.6 FMGEC

Le FMGEC est souvent programmé pour tenir une navigation verticale et horizontale. Quand celui-ci arrive sur le point présumé d'interception du glide, il opère un piqué forfaitaire de l'ordre de 0.5 G. Par la suite, il analyse le signal pour voir s'il y a un écart ou pas. **La pente de descente est maintenue tant qu'il n'y a pas d'écart.** Dans le cas où seule la porteuse est émise, le système va maintenir le premier taux de descente mémorisé. Le point d'aboutissement peut se situer plusieurs kilomètres en amont de la piste.

2.7 Facteurs humains

Les pilotes font confiance aux instruments les plus perfectionnés. Par exemple, ils font plus confiance à un VOR qu'à un NDB. De la même manière, ils font plus confiance à un ILS qu'à un VOR.

Si quelque chose semble anormal lors d'une approche, l'ILS sera le dernier instrument remis en question.

2.8 Le « FMA » (Flight Mode Annunciator):

Le « FMA » est un bandeau d'indications se trouvant sur la partie haute des PFD. Son but est d'informer les pilotes sur les modes de vol paramétrés lorsque le PA ou le FD est engagé. Il n'est affiché que lorsqu'au moins un « FD » (Flight director) ou un autopilote est engagé. En pilotage manuel, il n'y a aucun mode affiché...

Les modes et les couleurs du « FMA » :

La colonne de gauche concerne les modes de vitesse (contrôle de l'A/THR).

La deuxième colonne concerne les modes longitudinaux.

La troisième colonne concerne les modes latéraux.

La quatrième colonne concerne les capacités d'atterrissage de l'avion.

La cinquième colonne est dédiée au contrôle des FD, des AP, et de l'A/THR.

- Les modes de couleur verte sont des modes en fonction ou engagés.
- Les modes de couleur bleue sont des modes armés qui vont s'activer dès lors que la condition d'activation sera atteinte.
- Il existe également une couleur blanche pour signaler que tout ou partie des éléments suivants sont dans un mode actif : Directeur de vol (FD) Autopilotes, A/THR.
- Le nouveau mode engagé est encadré (dit « boxé ») pendant dix secondes après son engagement.

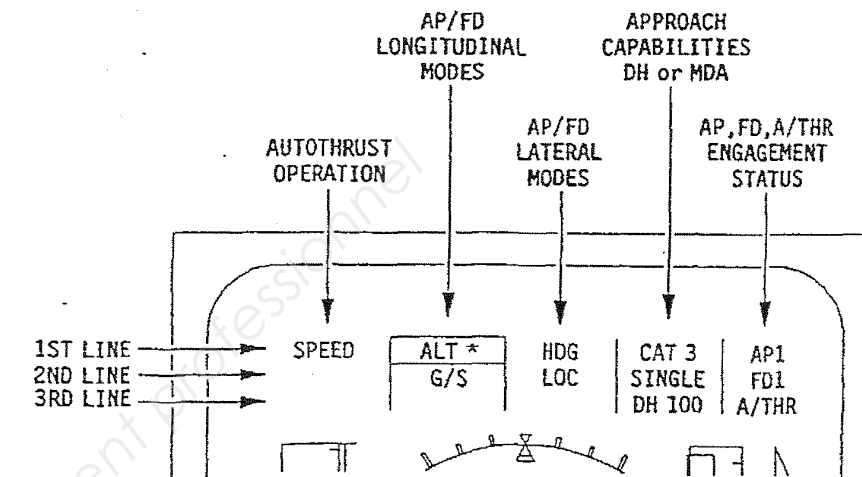


Figure 7

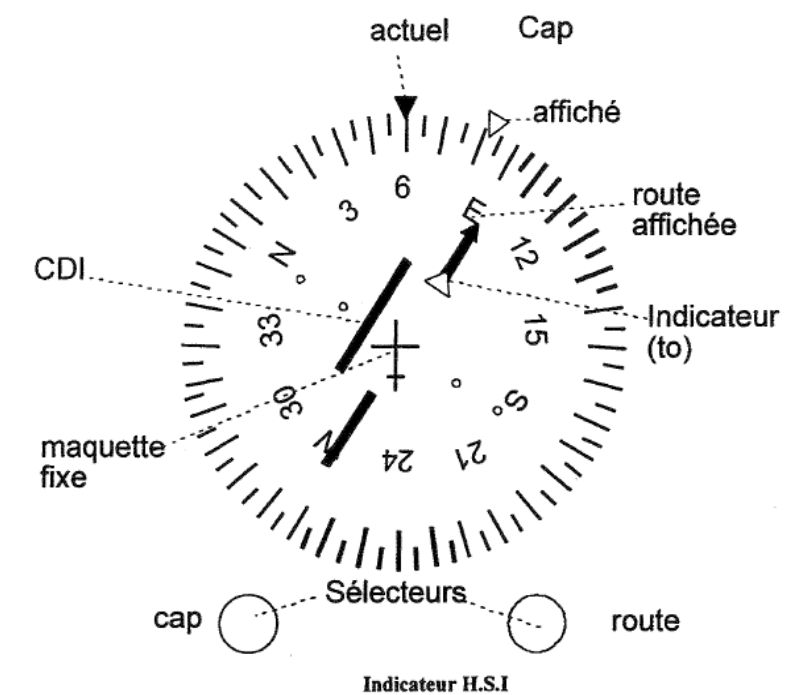


Figure 8

3 ARCHITECTURE DISPOSITIFS ECAM ET EFIS

3.1 Présentation

Les afficheurs électroniques ECAM / EFIS constituent, par les paramètres affichés, la principale interface "homme / machine" des pilotes.

Les écrans utilisent deux technologies :

- Soit le tube cathodique CRT
- Soit les cristaux liquides LCD

Les ECAM :

L' "Engine and Warning Display" et le "System Display" ont pour rôle de fournir des infos d'état des différents systèmes.

Les EFIS:

Le "Primary Flight Display" et le "Navigation Display" délivrent les informations relatives à la conduite du vol et la navigation.

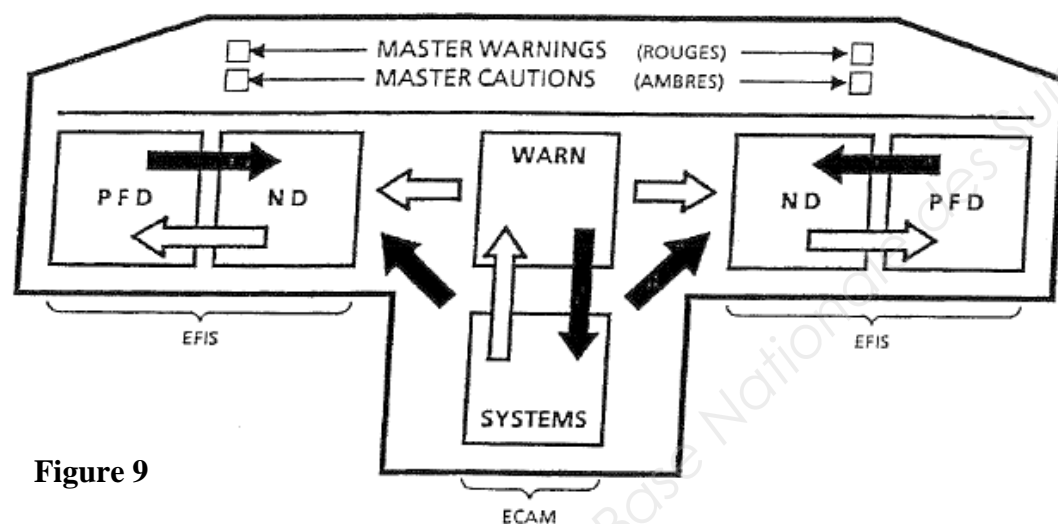
3.2 Panne d'écran

En cas de panne d'un écran ECAM, une "reconfiguration" est faite. Elle permet de présenter, en priorité et de façon automatique, les informations les plus importantes sur l'écran restant.

Les six écrans (4 EFIS et 2 ECAM) sont soumis à un programme de reconfiguration global.

En effet, sur cet avion, les EFIS et les ECAM sont associés à 3 DMC ("Display Management Computer") qui conçoivent les symboles et les caractères alphanumériques des EFIS et des ECAM.

En cas de panne d'un des 6 écrans, la reconfiguration est faite selon le principe suivant :



Les flèches noires représentent une configuration automatique.

Les flèches blanches représentent une configuration manuelle.

- en cas de panne de l' "Engine and Warning Display", ses informations, jugées prioritaires, sont transférées sur le "System Display". Les pilotes peuvent, à leur demande, rappeler sur cet écran les schémas de circuits.
- en cas de panne du "Primary Flight Display", ses informations, jugées prioritaires, sont transférées sans intervention du pilote sur le "Navigation Display".

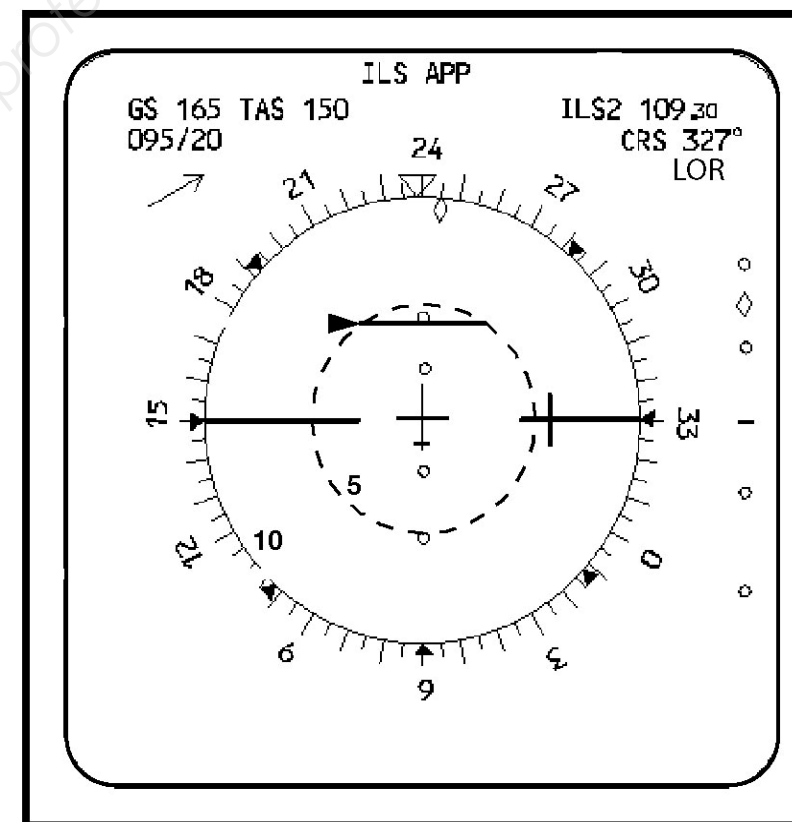


Figure 10

3.3 Surveillance température moteur

L'EW/D fournit des messages d'alarme, des paramètres de surveillance et de conduite moteur.

L'EGT est mesurée par neuf thermocouples situés à la sortie du 2^{ième} étage de la turbine BP.

L'EGT normale est indiquée par une aiguille et une valeur numérique de couleur verte.

L'EGT MAX est indiquée par un index ambre positionné à 725° pendant la mise en route réacteur, 855° dans tous les autres cas. Si l'EGT est supérieure à ces limitations, l'aiguille clignote ambre.

Lorsque l'EGT atteint 890°, cela provoque :

- sur l'EWD :
 - ENG 1(2) OVER LIMIT
 - L'aiguille et la valeur numérique clignotent rouge.

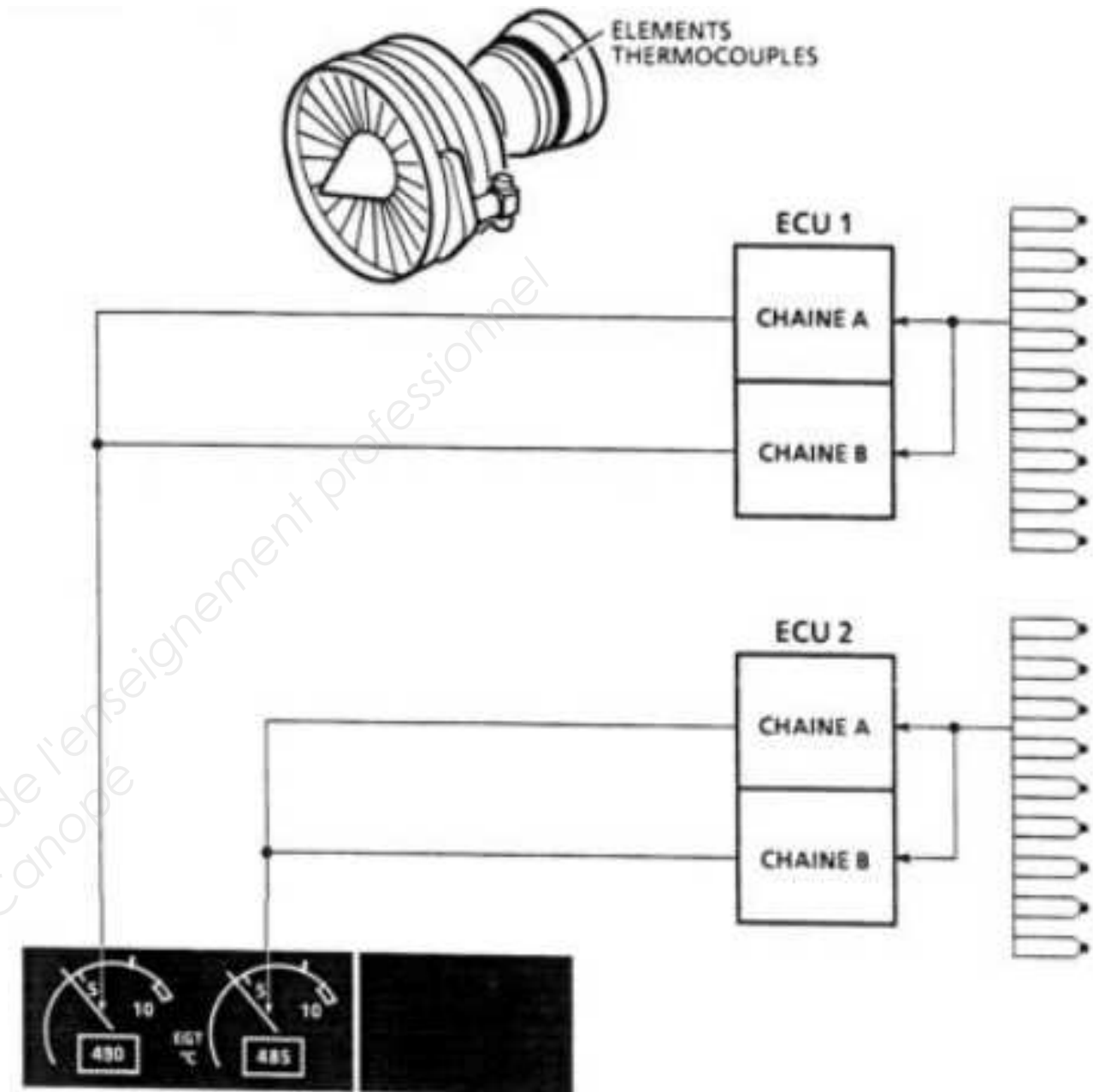
Au-dessus de 890°, un index rouge apparaît et reste à la valeur maximale atteinte.

Un désaccord entre la valeur réelle et la valeur indiquée provoque :

- sur l'EWD :
 - ENG 1(2) DISCREPANCY
 - l'inscription « CHECK » sous la valeur numérique.

Remarque:

DISCREPANCY signifie désaccord.



Chaîne de mesure EGT

Figure 11

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL
CHAPTER 31
INDICATING/RECORDING SYSTEMS

TABLE OF CONTENTS

<u>SUBJECT</u>	<u>CH/SE/SU</u>	<u>C</u>	<u>PAGE</u>	<u>EFFECTIVITY</u>
Reconfiguration Possibilities in the EIS System Itself			A 12	ALL
Test			A 23	ALL
Maintenance and test			A 23	ALL
Power-up test initialisation and cockpit repercussions			A 27	204-299,
<u>ELECTRONIC INSTRUMENT SYSTEM (EIS)</u>	31-60-00			
MAINTENANCE PRACTICES			201	ALL
EIS Start Procedure			201	ALL
EIS Stop Procedure			204	ALL
<u>ELECTRONIC INSTRUMENT SYSTEM (EIS)</u>	31-60-00			
ADJUSTMENT/TEST			501	ALL
Operational Test of the EIS			501	ALL
Operational Test of EFIS/ECAM			504	ALL
Switching Functions				
PFD/ND/Upper and Lower ECAM			511	ALL
Display Units (DU) - Brightness				
EIS Input Test			515	ALL
EIS System Test			521	ALL
EIS - CONTROL	31-61-00			
DESCRIPTION AND OPERATION			1	ALL
General			1	ALL
EIS Component Location			1	ALL
EIS Controls			12	ALL
DU ON/OFF BRIGHTNESS			12	ALL
Potentiometers				
PFD/ND Transfer Manual Control			14	ALL
Transfer Selector Switches			14	ALL
FCU-EFIS Control Sections			18	ALL
ECAM Control Panel			24	ALL
Drawing the crew members attention			24	ALL
INT LT/ANN LT Switch			25	ALL
CONTROL PANEL - ECAM	31-61-12			
REMOVAL/INSTALLATION			401	ALL
Removal of the ECAM Control Panel (6WT)			401	ALL
Installation of the ECAM Control Panel (6WT)			404	ALL
DMC - ACQUISITION/INTERFACE	31-62-00			

TABLE OF CONTENTS

<u>SUBJECT</u>	<u>CH/SE/SU</u>	<u>C</u>	<u>PAGE</u>	<u>EFFECTIVITY</u>
DESCRIPTION AND OPERATION			1	ALL
General			1	ALL
System Description			1	ALL
DMC Input Signals			1	ALL
Input parameters selection			1	ALL
DMC Output Signals			7	ALL
Interface			10	ALL
Interface Tables			10	ALL
DISPLAY MANAGEMENT COMPUTER (DMC)	31-63-00			
DESCRIPTION AND OPERATION			1	ALL
General			1	ALL
Component Location			3	ALL
System Description			7	ALL
DMC			7	ALL
CRT			8	ALL
Interface			10	ALL
Component Description			10	ALL
DMC			10	ALL
CRT			58	ALL
DISPLAY MANAGEMENT COMPUTER (DMC)	31-63-00			
REMOVAL/INSTALLATION			401	ALL
Deactivation of the DMC (1WT1/1WT2/1WT3)			401	ALL
Reactivation of the DMC (1WT1/1WT2/1WT3) (Installation of the DMC3 in its initial position)			403	ALL
DISPLAY UNIT	31-63-22			
REMOVAL/INSTALLATION			401	ALL
Removal of the Display Unit (2WT1, 2WT2, 3WT1, 3WT2, 4WT1, 4WT2)			401	ALL
Installation of the Display Unit (2WT1, 2WT2, 3WT1, 3WT2, 4WT1, 4WT2)			404	ALL
Display Units Swapping procedure (2WT1, 2WT2, 3WT1, 3WT2, 4WT1, 4WT2)			408	ALL
DISPLAY UNIT	31-63-22			
INSPECTION/CHECK			601	ALL
Measurement of the Display Unit Brightness			601	ALL
DISPLAY UNIT	31-63-22			
CLEANING/PAINTING			701	ALL
Cleaning of the Display Unit			701	ALL

Planche 1

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

CHAPTER 31

INDICATING/RECORDING SYSTEMS

TABLE OF CONTENTS

SUBJECT	CH/SE/SU	C	PAGE	EFFECTIVITY
(2WT1, 2WT2, 3WT1, 3WT2, 4WT1, 4WT2)				
COMPUTER - DISPLAY MANAGEMENT (DMC) REMOVAL/INSTALLATION	31-63-34		401	ALL
Removal of the DMC (1WT1, 1WT2, 1WT3)			401	ALL
Installation of the DMC (1WT1, 1WT2, 1WT3)			404	ALL
PRIMARY FLIGHT DISPLAY (PFD)	31-64-00			
DESCRIPTION AND OPERATION			1	ALL
General			1	ALL
Component Location			1	ALL
System Description			7	ALL
Attitude Data			7	ALL
Heading			49	ALL
Altitude			59	ALL
Airspeed			77	ALL
Vertical Speed			98	ALL
Flight Mode Annunciator		A	12	ALL
ILS Guidance and Vertical Deviation		A	29	ALL
Simplified symbols		A	41	ALL
EIS Acquisition and Wiring		A	44	ALL
FMGC		A	44	ALL
ADIRU		A	56	ALL
FAC Bus Selection		A	60	ALL
ILS Selection		A	60	ALL
Radio Altimeter		A	60	ALL
FCU		A	64	ALL
VOR		A	64	ALL
DME		A	64	ALL
TCAS		A	64	ALL
NAVIGATION DISPLAY (ND)	31-65-00			
DESCRIPTION AND OPERATION			1	ALL
General			1	ALL
Component Location			1	ALL
Color Choice			7	ALL
Presentation Rules			11	ALL
Failure Indications			11	ALL
ND Figurations			13	ALL
ND Modes			13	ALL
Heading or Track Presentation			23	ALL
Speed and Wind Indications			23	ALL
ADF-VOR Bearing and			24	ALL

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL

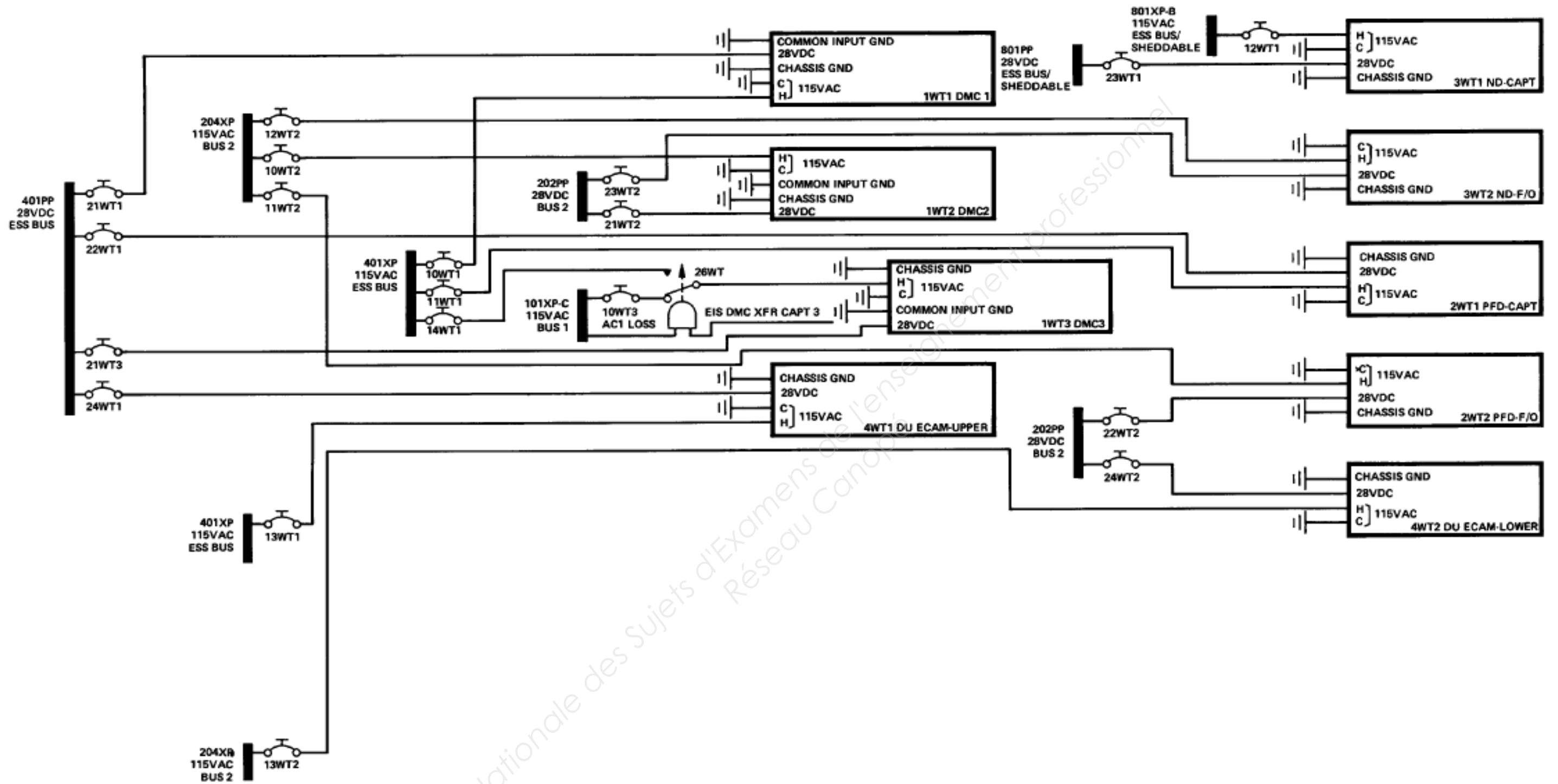
CHAPTER 31

INDICATING/RECORDING SYSTEMS

TABLE OF CONTENTS

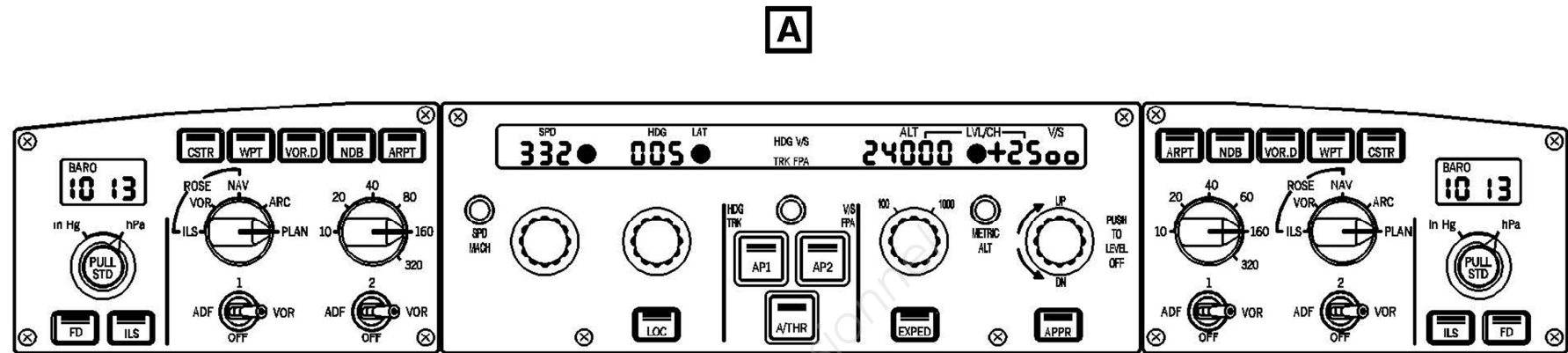
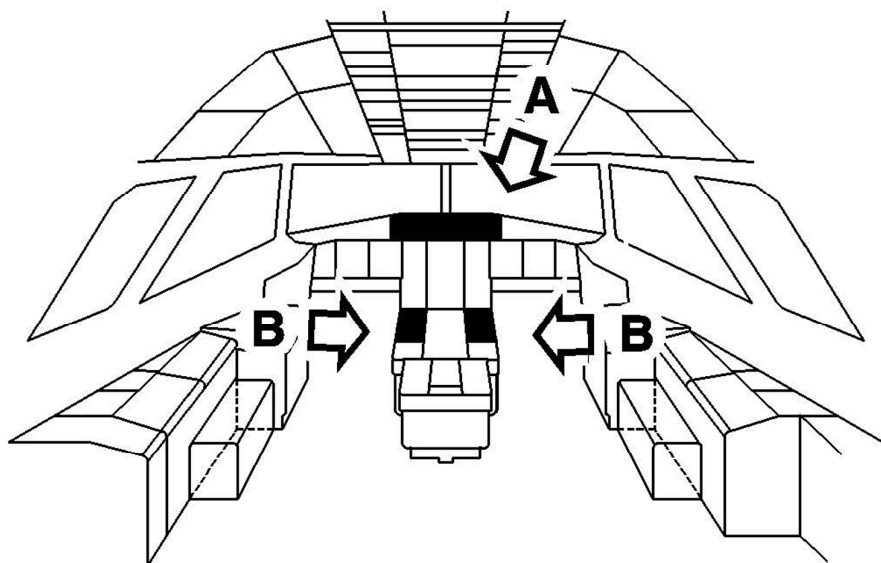
SUBJECT	CH/SE/SU	C	PAGE	EFFECTIVITY
Characteristics of the NAV Stations			36	ALL
Radio Deviation Indications: VOR, LOC, GLIDE SLOPE			46	ALL
Map Information			65	ALL
PLAN Mode			65	ALL
Traffic Collision Avoidance System (TCAS)			73	ALL
GPS Primary Function			73	ALL
Messages			83	ALL
Chrono indications			83	ALL
Weather Radar			86	ALL
GPWS TERRAIN Function (EGPWS)			90	ALL
Image display stopping conditions			91	101-199, 201-203
Predictive Windshear Function			93	ALL
Interface between the DMCs and the NAV Sensors and AFS Computers for the ND			93	ALL
ADIRU			99	ALL
FMGC HS EFIS Bus			A 9	ALL
FCU			A 11	101-199, 201-202
ADF			A 11	203-299,
ADF			A 14	ALL
VOR			A 16	ALL
DME			A 18	ALL
ILS			A 18	ALL
TCAS			A 21	101-199, 203-299
Weather Radar			A 22	201-202,
Weather Radar			A 24	ALL
Flags Test				
ECAM ENGINE/WARNING DISPLAY	31-66-00			
DESCRIPTION AND OPERATION		1	1	101-199,
General			1	101-199,
Component Location			1	101-199,
Display Partitioning			4	101-199,
Primary Engine Parameters			6	101-199,
Primary Engine Parameters Description			6	101-199,
N1 INDICATION			6	101-199,
N1 RED LINE			6	101-199,
N1 LIMIT			6	101-199,
N1 LIM MODE			6	101-199,
N1 MAX			7	101-199,
N1 REFERENCE (N1 throttle)			7	101-199,

Planche 2

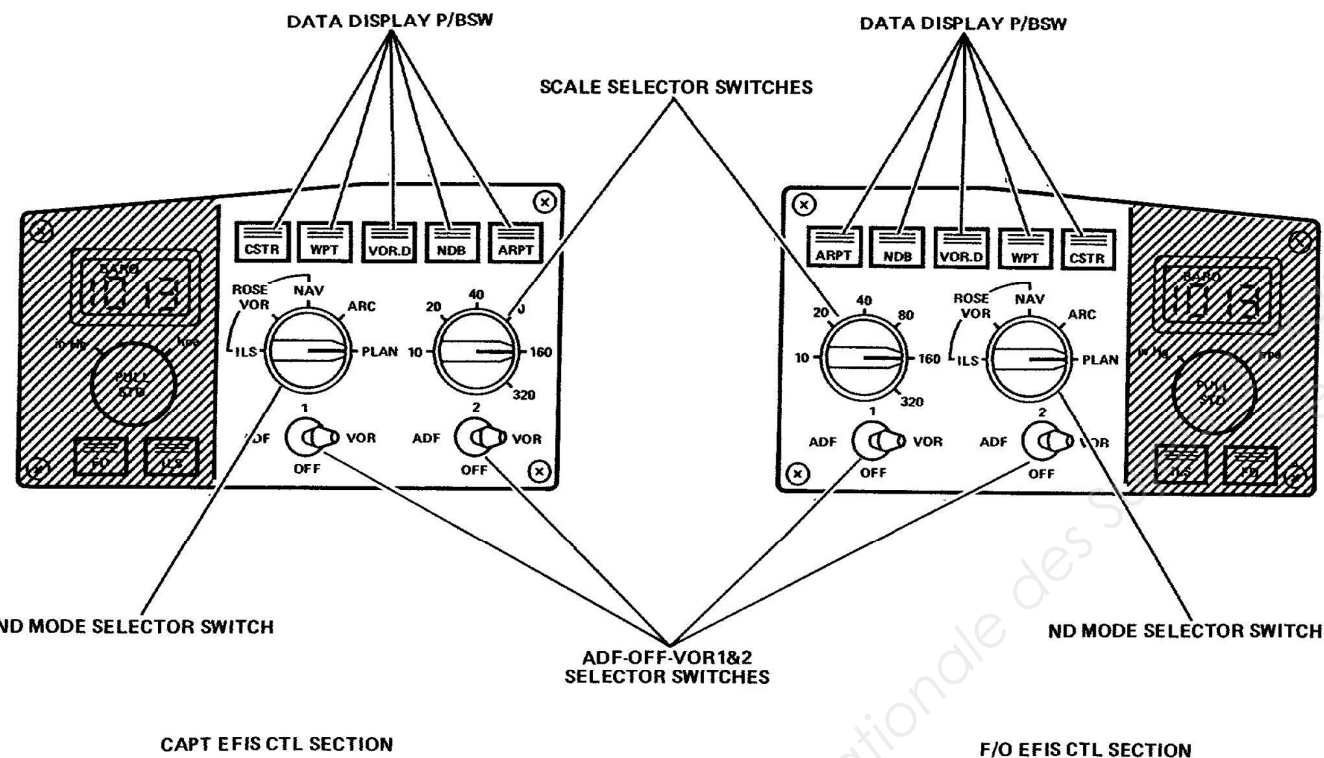


Alimentation des EIS

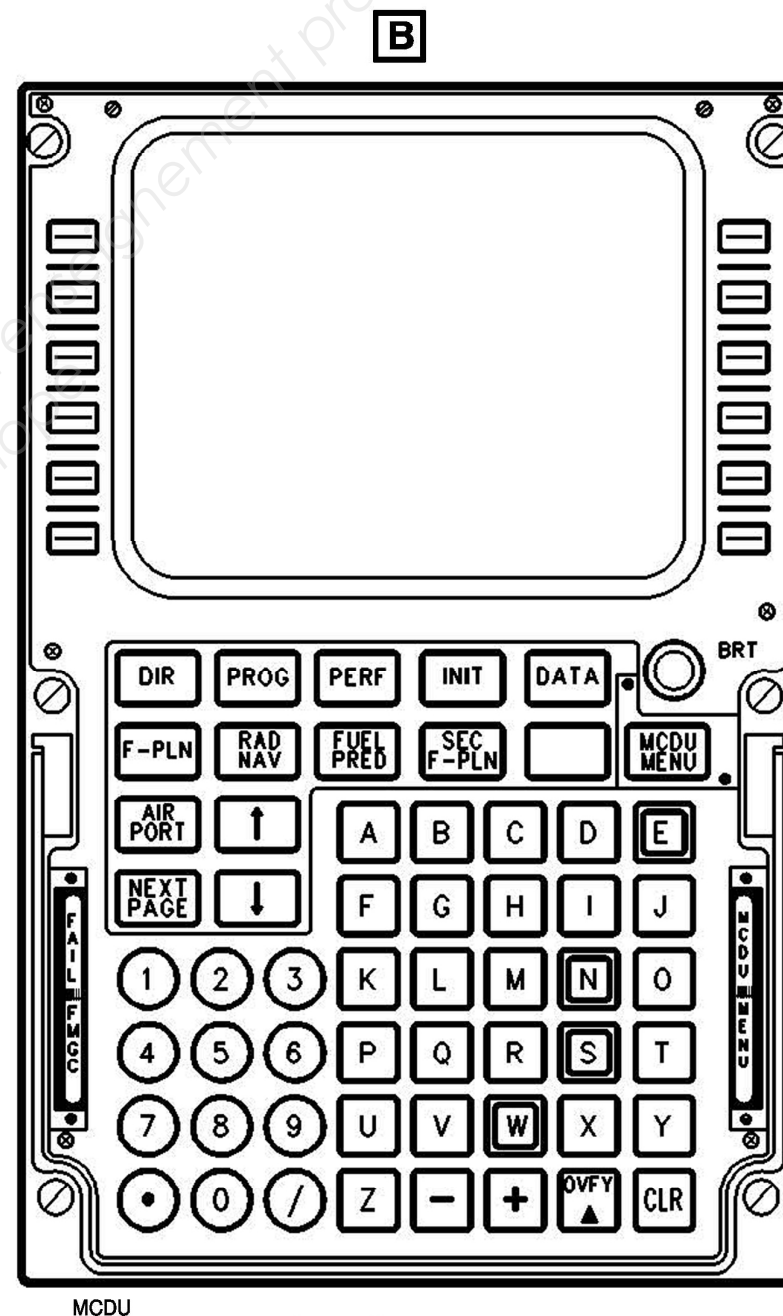
Planche 3



FLIGHT CONTROL UNIT

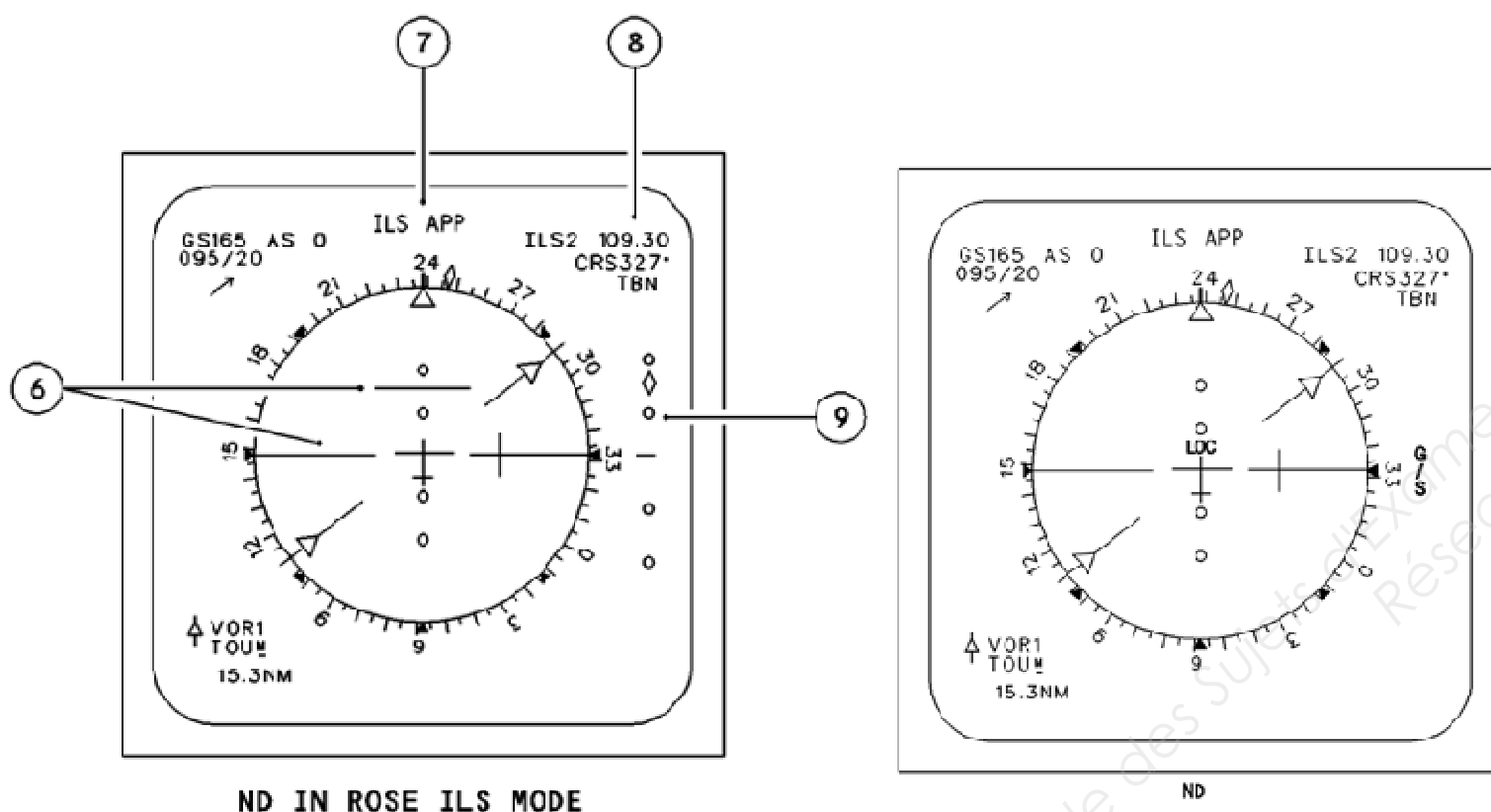


EFIS CONTROL PANEL - FLIGHT CONTROL UNIT
Planche 4



MCDU

AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL
DISPLAY MANAGEMENT COMPUTER (DMC) - CATHODE RAY TUBE (CRT)
DESCRIPTION AND OPERATION



VISUALISATION ND
Planche 5

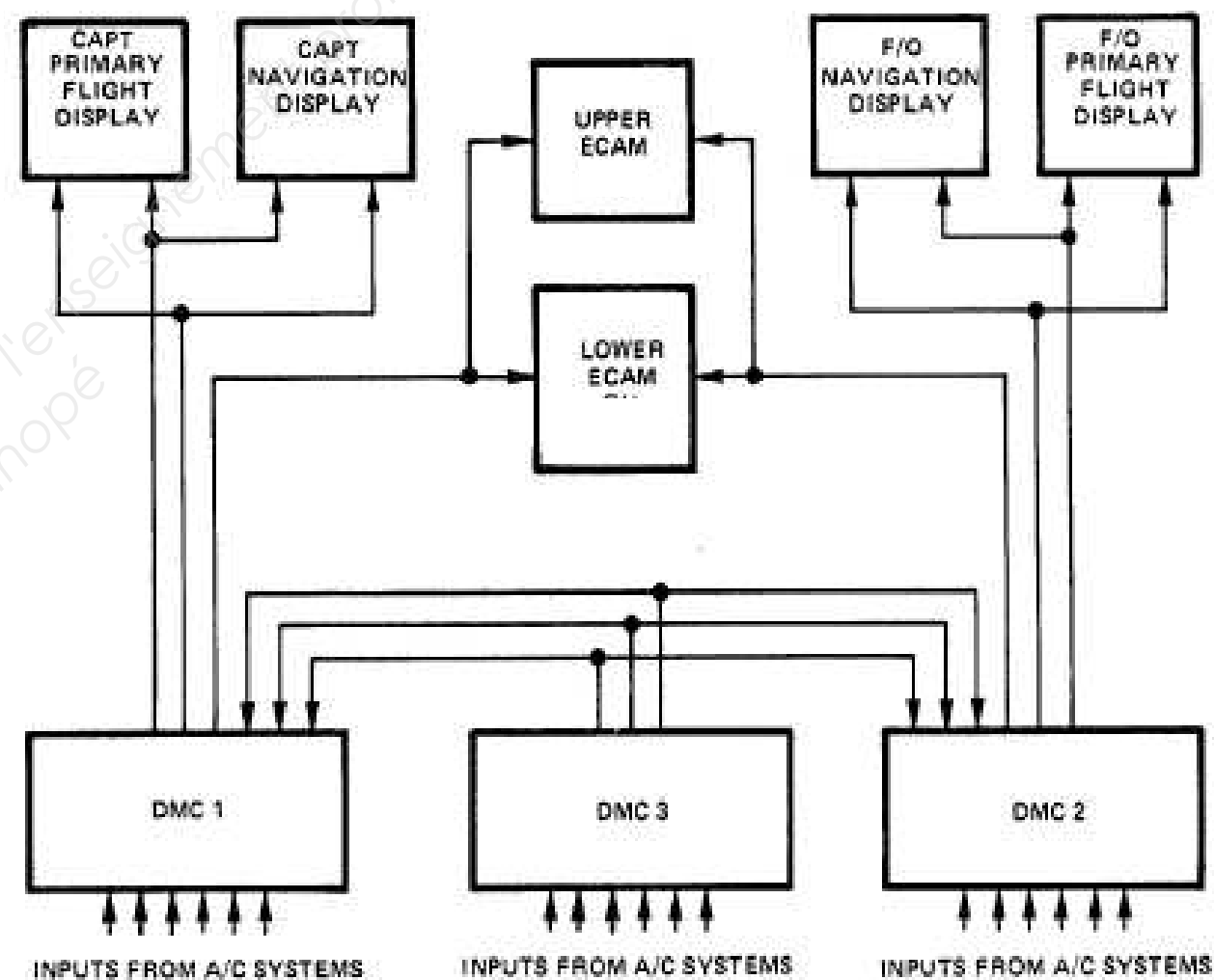
Les DMC (Display Management Computer) et les EIS (Electronic Instrument System).

Généralités :

Les DMC font partie des EIS.

Un DMC reçoit des données des différents systèmes avioniques, les décode et les traite afin de générer des symboles et des figures en couleurs sur les écrans à tubes cathodiques concernés.

Un DMC peut piloter trois écrans : 2 EFIS et un des 2 ECAM.



Architecture EIS/DMC
Planche 6

In ROSE ILS mode
(Ref. Fig. 005)

If an ILS station frequency and course have been selected:

- a dagger-shaped pointer (item ae) in magenta color points to the selected ILS course. Its central part is the lateral deviation bar (item af) which can move on a scale (item ag) which is perpendicular to the pointer, and has 2 dots on each side. The position of the bar on the scale gives the localizer deviation. The extreme dots correspond to plus or minus 0.155 ddm.
- a magenta lozenge (item ah) gives the glide slope deviation on a vertical scale (item ai) at the right of the heading dial, provided that the A/C is within the conditions of reception of the ILS glide slope signal.

Item ae: Selected course

The selected course is given by the ADIRU label 320 and the ILS label 105

Item af: Lateral deviation bar

The lateral deviation is given by the ILS label 105 and label 173, by the VOR label 100 and label 222, the ADIRU label 320 is also concerned.

Item ag: Deviation scale

The deviation scale is given by the ILS label 105, the ADIRU label 320 and the VOR label 100

Item ah: Glide slope deviation

The glide slope deviation is given by the ILS label 174

If the ILS course parameter or the magnetic heading is not valid, the course pointer is constantly displayed in the vertical position, in red color.

When the LOC or the glide slope deviation parameter SSM changes from NO to NCD, the associated deviation index is still displayed during 3s, in its last valid position, then it disappears (for the same reason as VOR mode).

(Ref. Fig. 017)

A red LOC flag appears in the center of the ND as soon as the frequency or deviation information has failed.

In case of excessive deviation with respect to the glide path, the white scale and the magenta lozenge pulse.

The G/S deviation indication and the scale disappear as soon as one of the following pieces of information has failed: frequency or deviation. Then a red G/S flag is displayed at their location.

The same information as in ROSE VOR mode is provided in the right upper corner, in magenta color, but concerning the selected ILS station (ILS1 for F/O ND and ILS2 for CAPT ND). Only the CRS symbol and the ILS1 or ILS2 symbols are in white.

Description des modes

Planche 7

EIS Controls

A. DU ON/OFF BRIGHTNESS Potentiometers
(Ref. Fig. 005)

(1) EFIS DUs (PFD and ND)

By either side of the main instrument panel PFD and ND brightness controls are provided for each pilot.

(a) PFD

The PFD brightness is manually controlled through a single potentiometer which works in conjunction with the automatic brightness control system provided by the light sensors located on the face of each PFD. This system provides adjustment of the DU symbology brightness in order to cope with the changes of the cockpit environmental lighting conditions. If it fails, manual control is retained.

When the potentiometer is set to the minimum (but not to OFF), the brightness of the display remains at a certain low threshold to show to the pilot that the DU is still in operation.

The extreme left position of the potentiometer switches off the PFD.

If a pilot switches off his PFD, the PFD image is automatically displayed on the adjacent display unit (the ND) instead of the ND image. In this case, the pilot can recover the ND image by means of the PFD/ND XFR pushbutton switch.

(b) ND

The ND brightness is manually controlled through a potentiometer made up of two concentric knobs:

- the outer knob enables a separate adjustment of the brightness of the weather radar image only.
- the inner knob enables adjustment of the general brightness of the ND symbology.

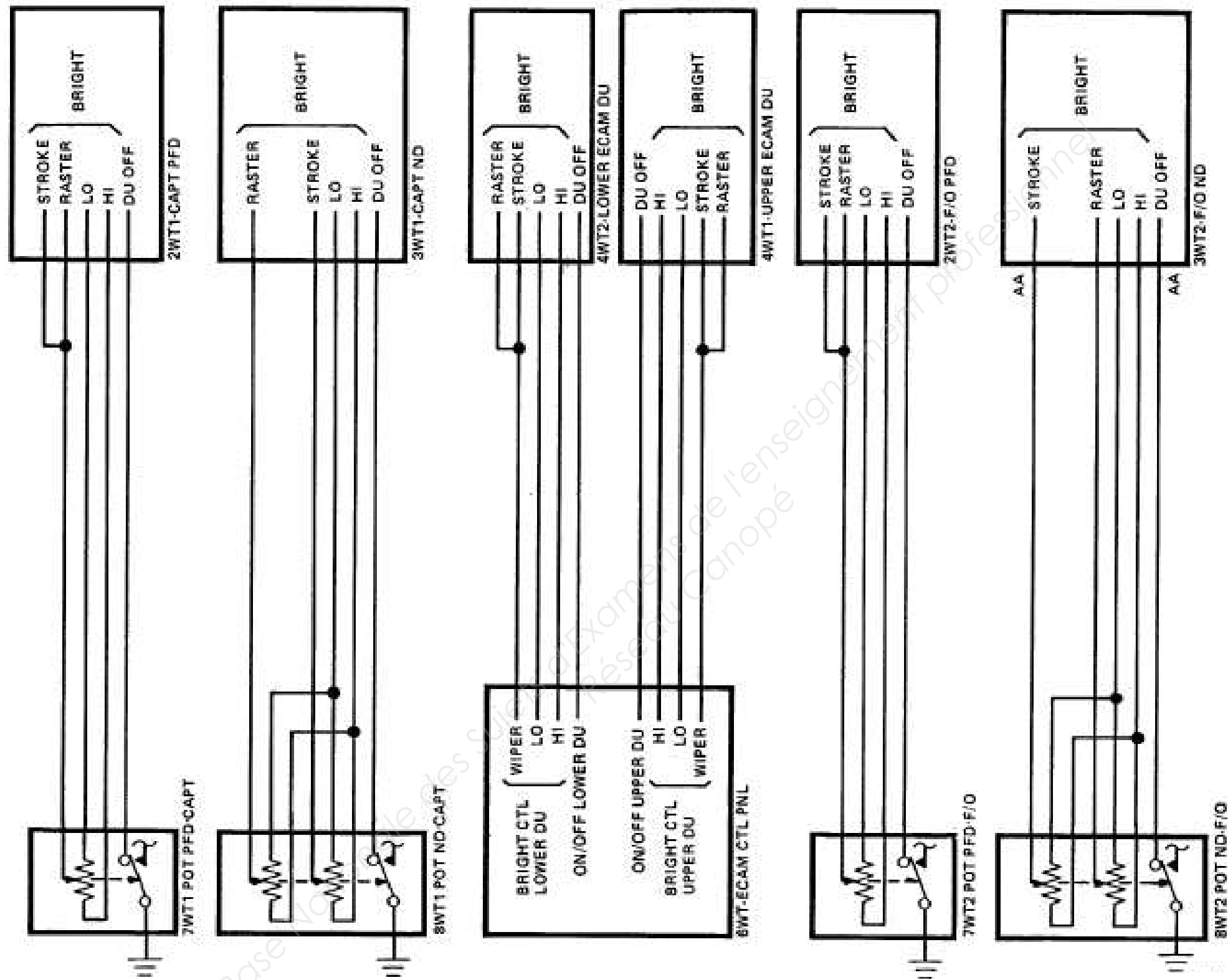
The extreme left position of the inner knob switches off the ND. In this case, the ND image is not automatically displayed on the PFD.

To do this, the pilot have to use the PFD/ND XFR pushbutton switch.

As in the case of the PFD, these manual controls work in conjunction with the automatic brightness control system.

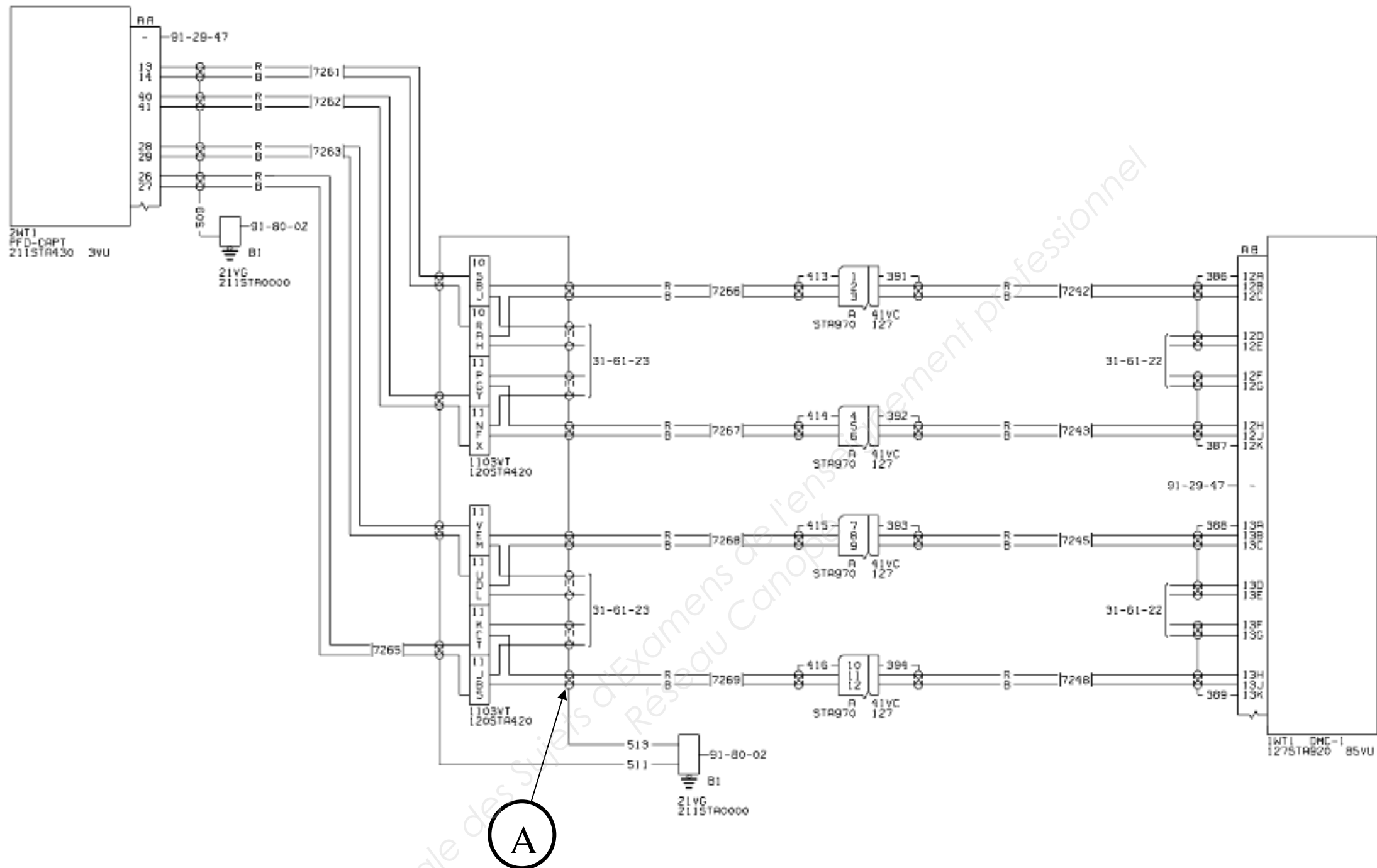
Eclairage des EFIS

Planche 8



Commande éclairage des EIS

Planche 9

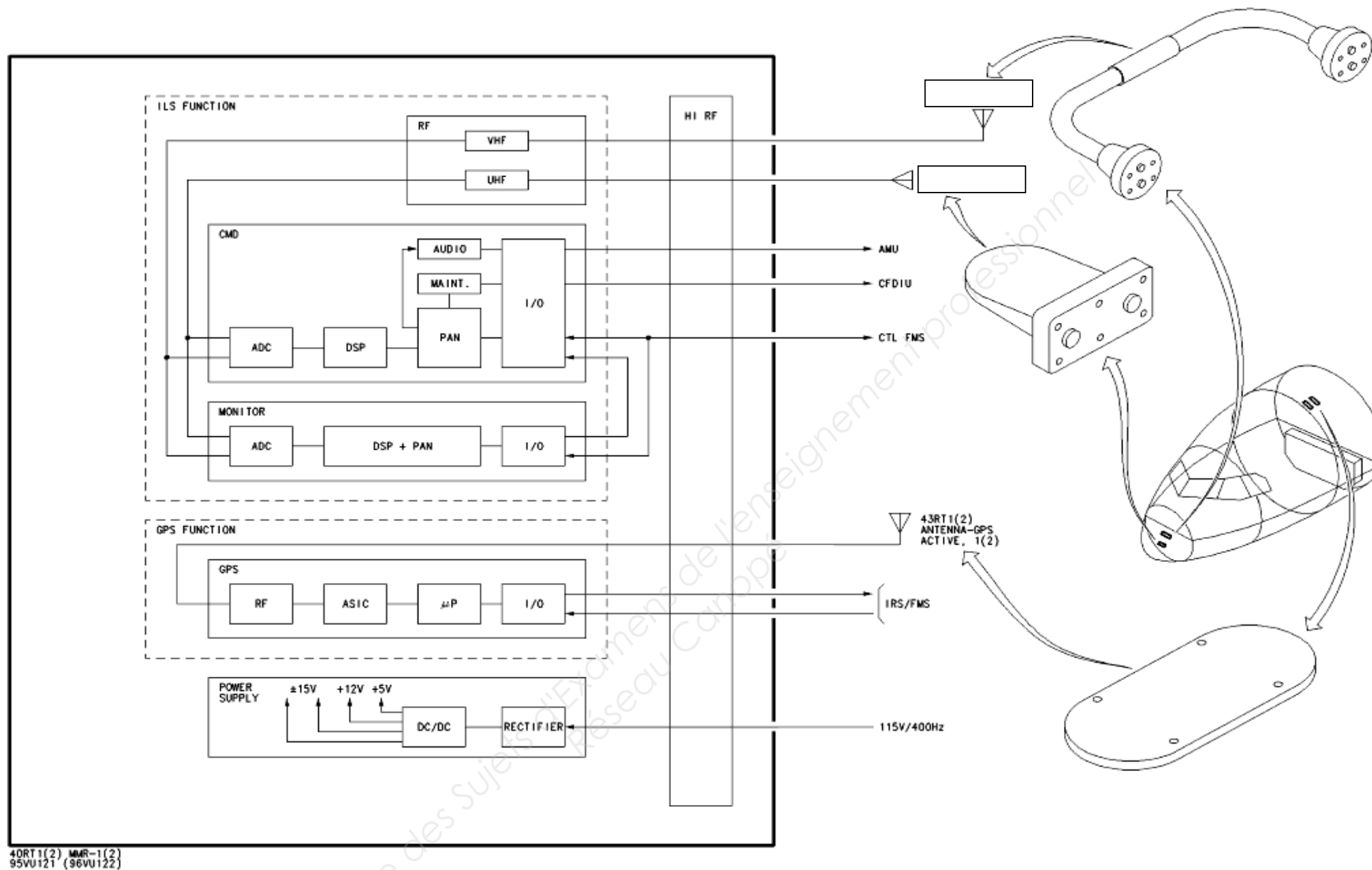


NOTE : UNLESS OTHERWISE SPECIFIED PREFIX ALL WIRE IDENTIFICATION WITH RTA 3161
 UNLESS OTHERWISE SPECIFIED ALL WIRES ARE XM24 GAUGE
 AND SHIELDING CONTINUITY WIRES ARE CF24 GAUGE
 UNLESS OTHERWISE SPECIFIED ALL ROUTES ARE 1M

NWM 316129 W 01003 AB

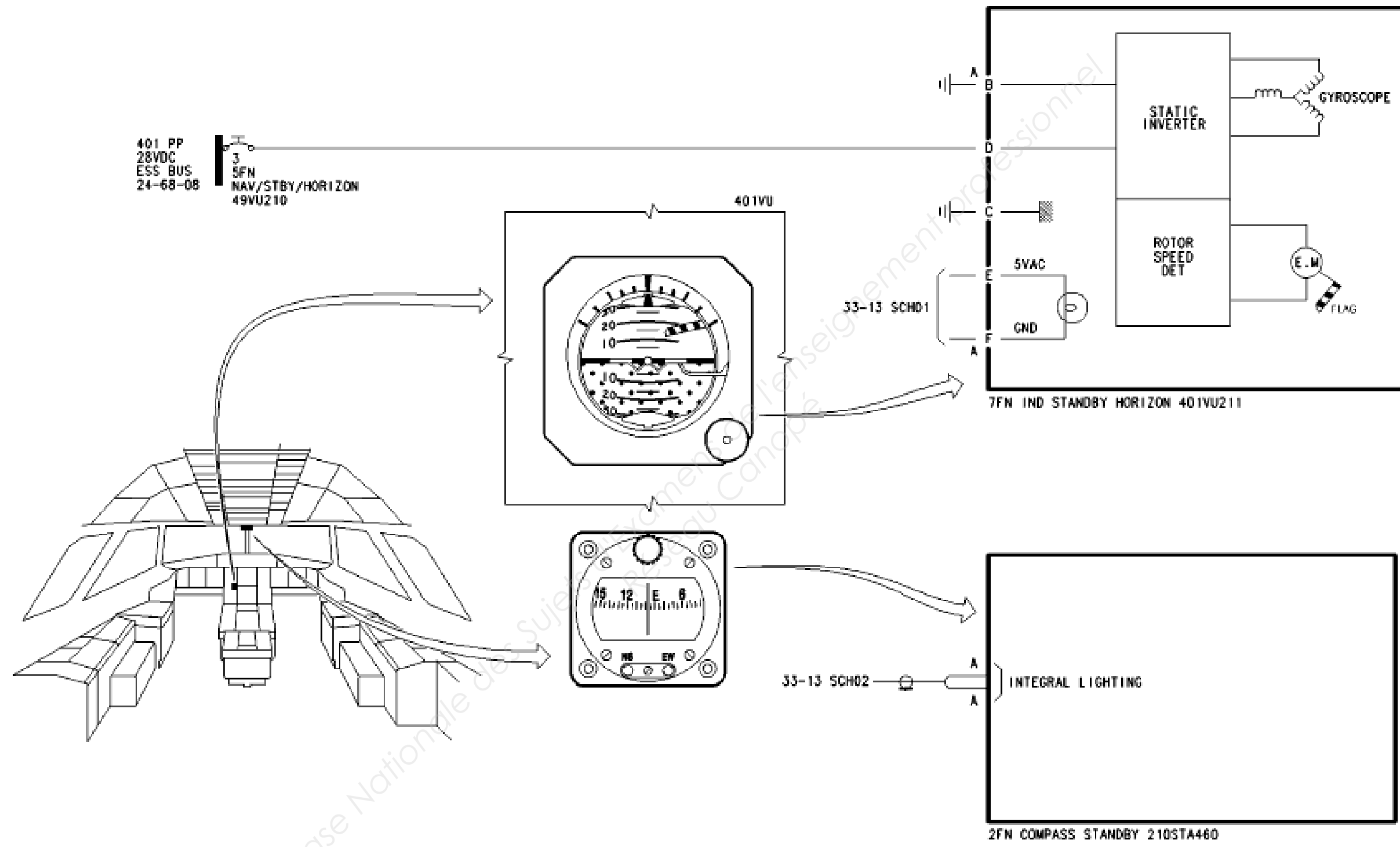
Liaisons entre le PFD Capt et le DMC 1

Planche 10



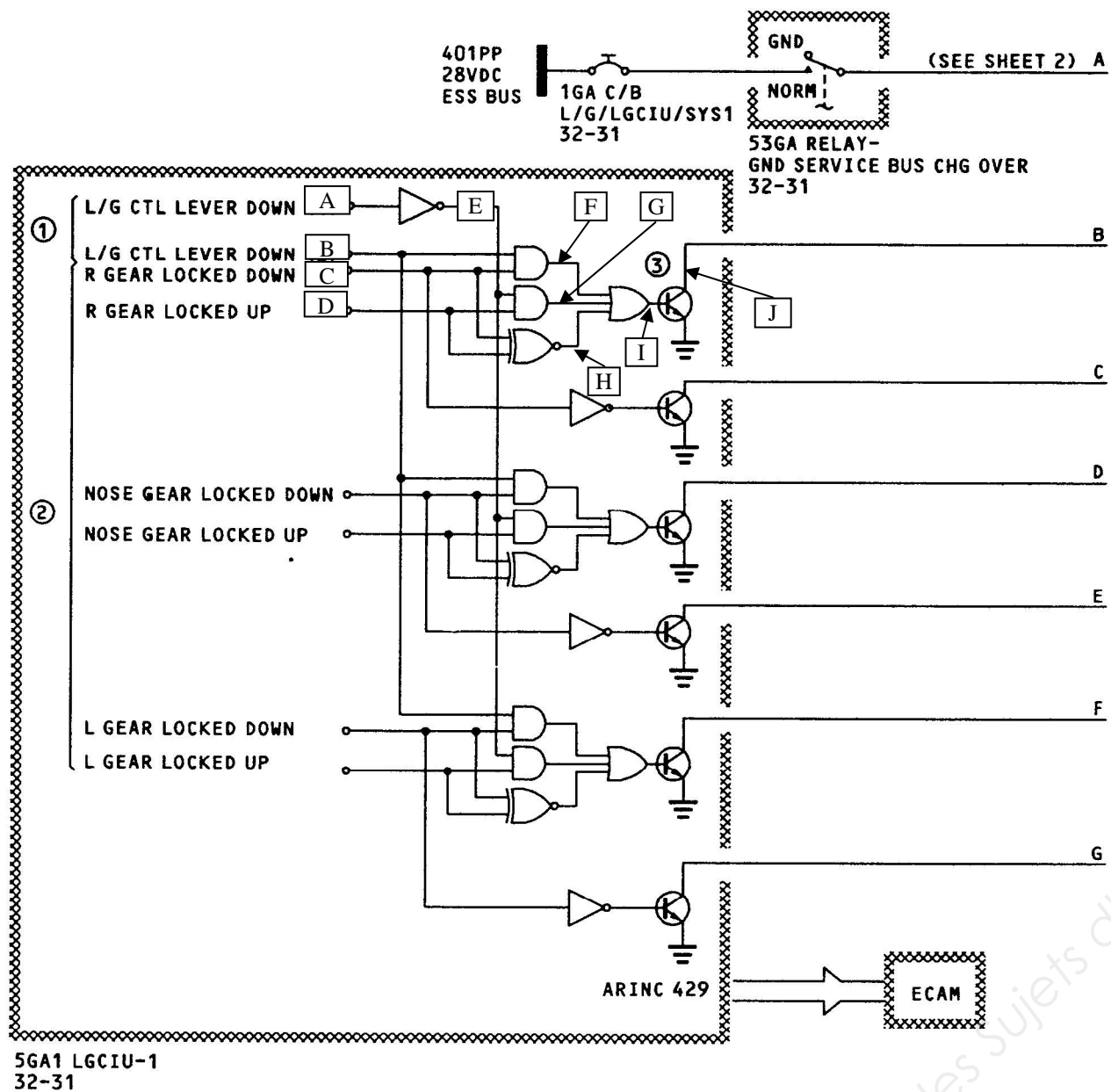
Installation ILS

Planche 11



Instruments de secours

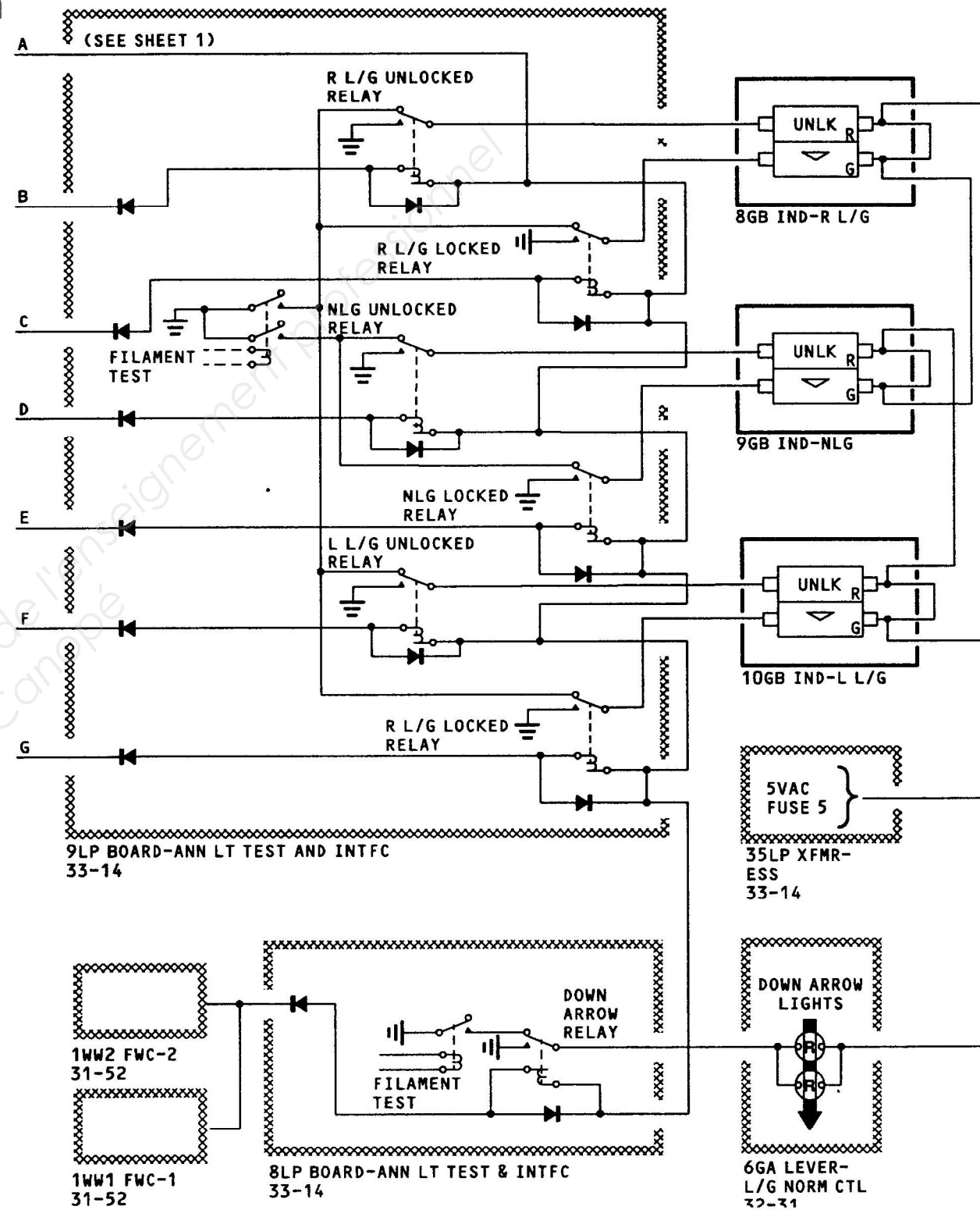
Planche 12



- NOTES: ① SIGNALS FROM L/G CONTROL LEVER ARE LOGIC 1 (28VDC) FOR CONDITIONS SHOWN
 ② SIGNALS FROM PROXIMITY CARDS NORMAL LOGIC ARE LOGIC 0 FOR CONDITIONS SHOWN
 ③ LOGIC 1 TURNS ON TRANSISTOR

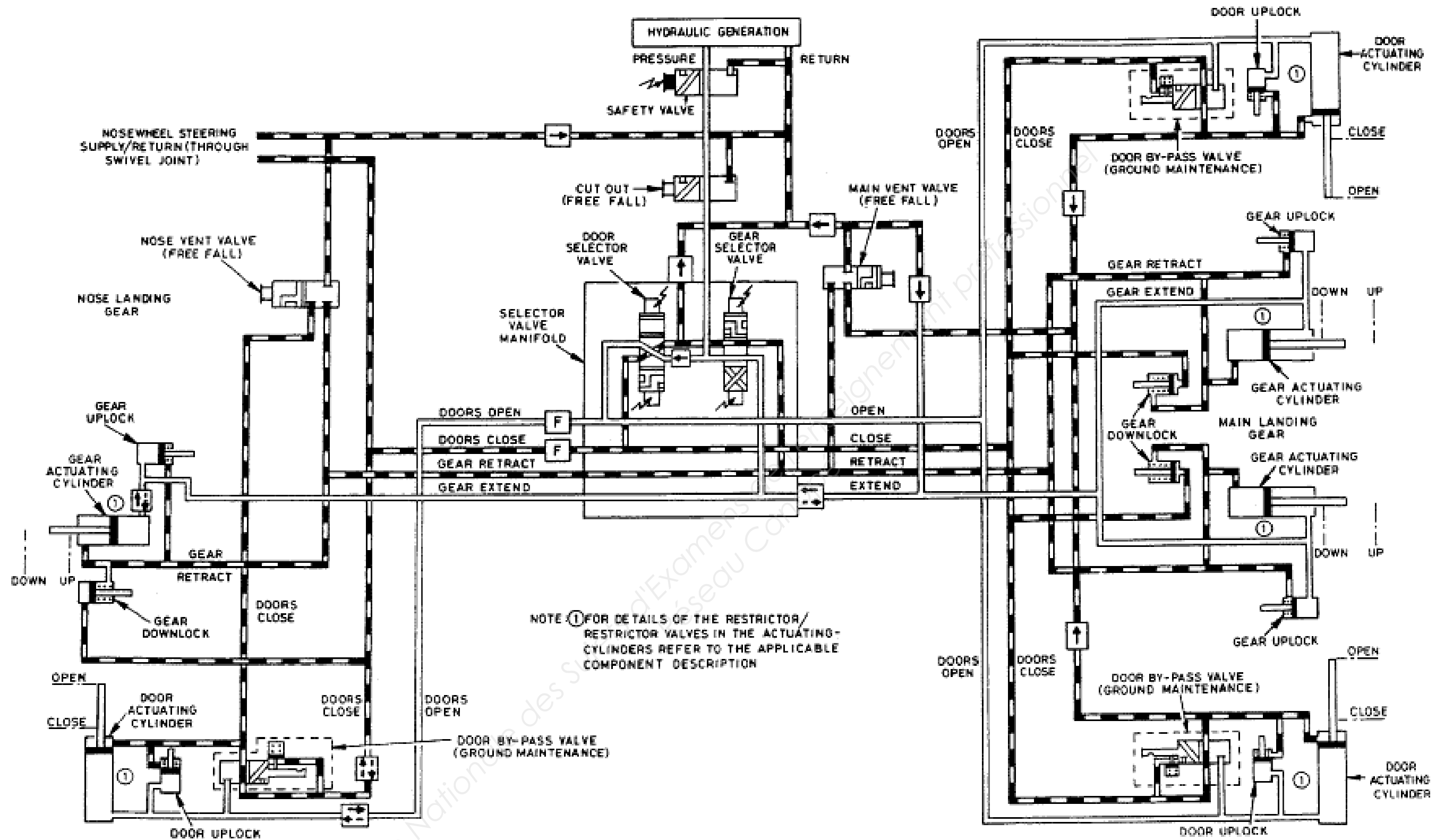
Landing Gear Indicating and Warning - Schematic
 Figure 003 (SHEET 1)

Circuit de signalisation train 1/2 - Carte Logique de train
 Planche 15



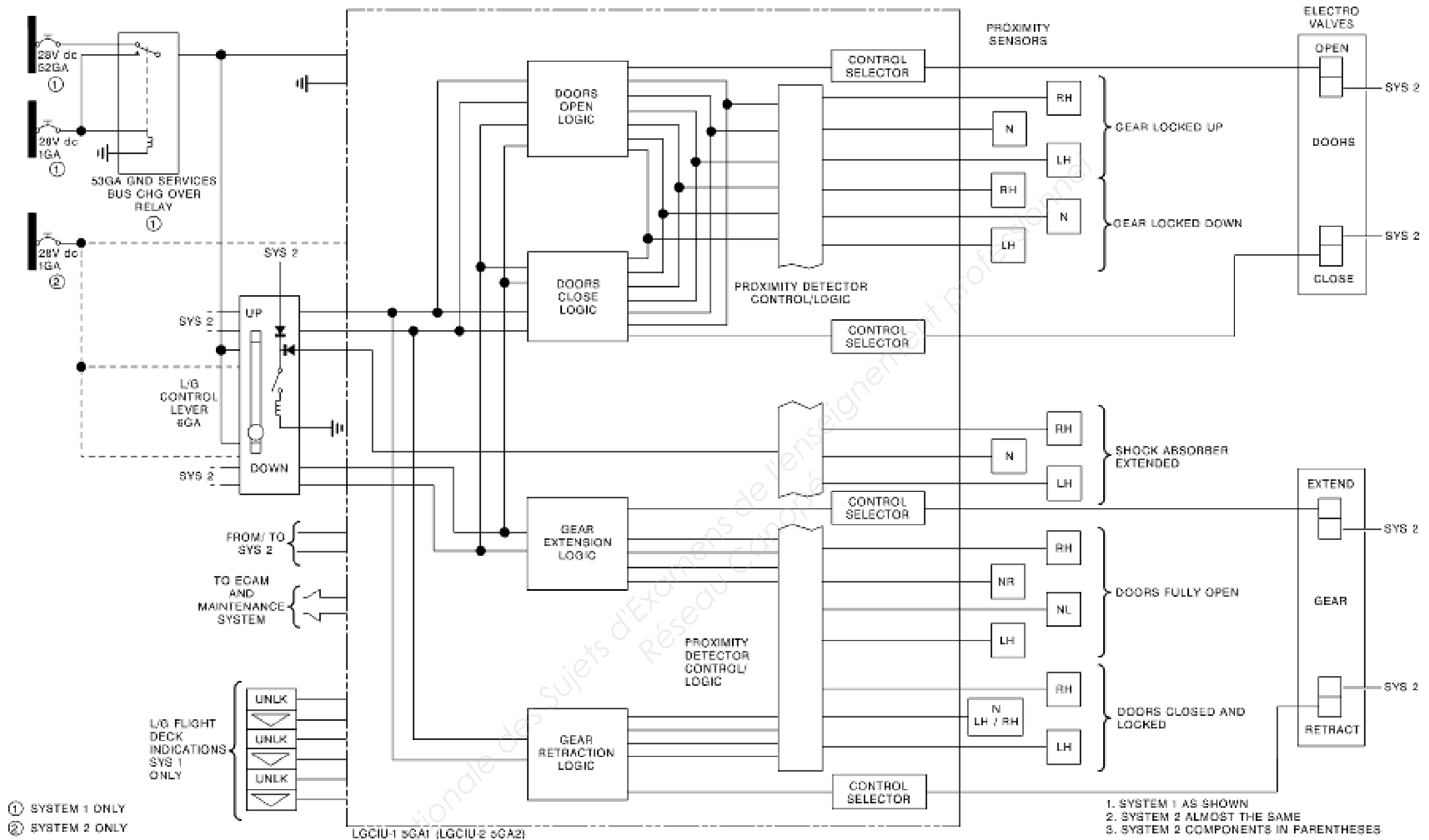
Landing Gear Indicating and Warning - Schematic
 Figure 003 (SHEET 2)

Circuit de signalisation train - 2/2
 Planche 16



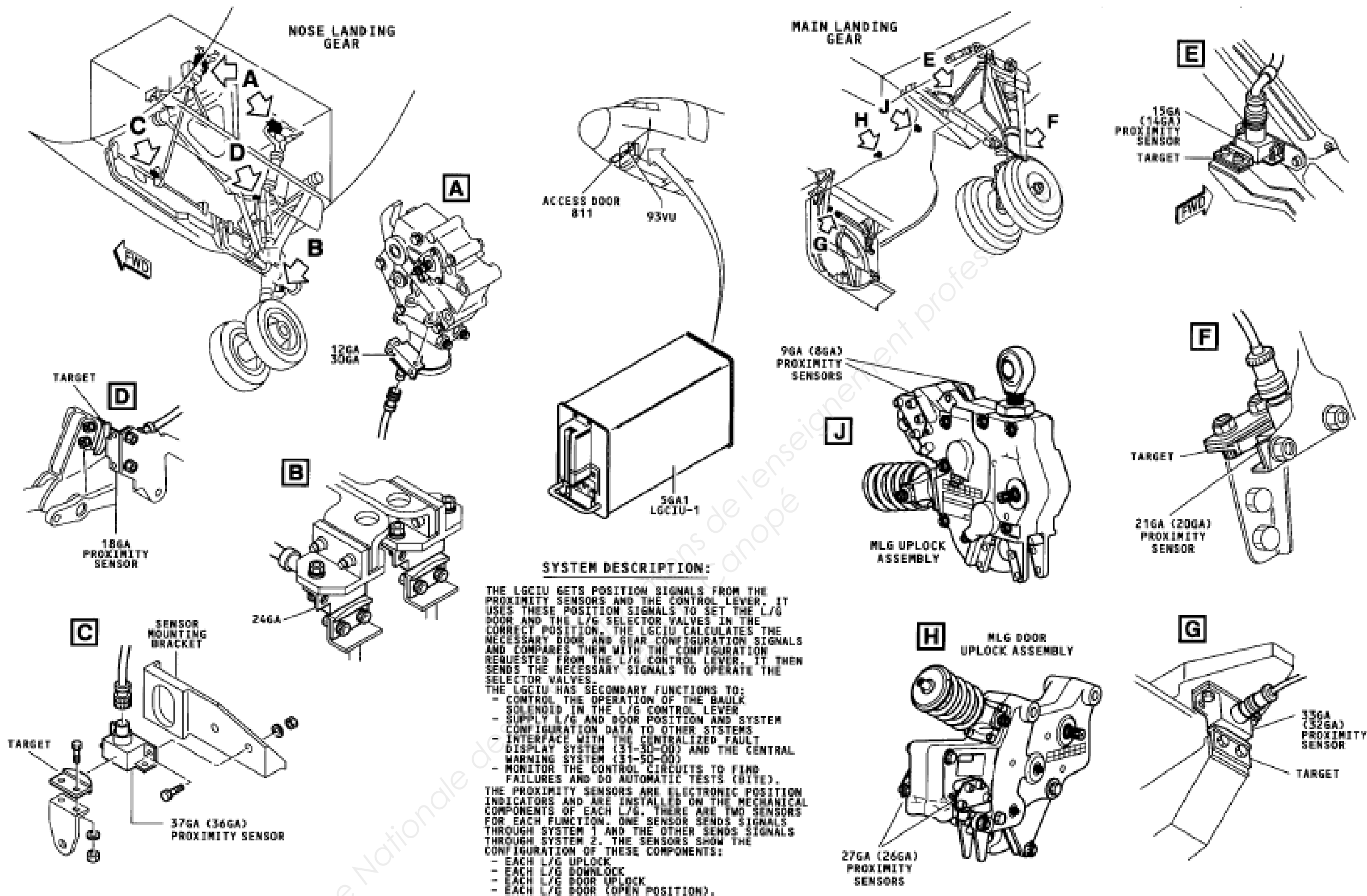
Circuit hydraulique de sortie de train

Planche 17



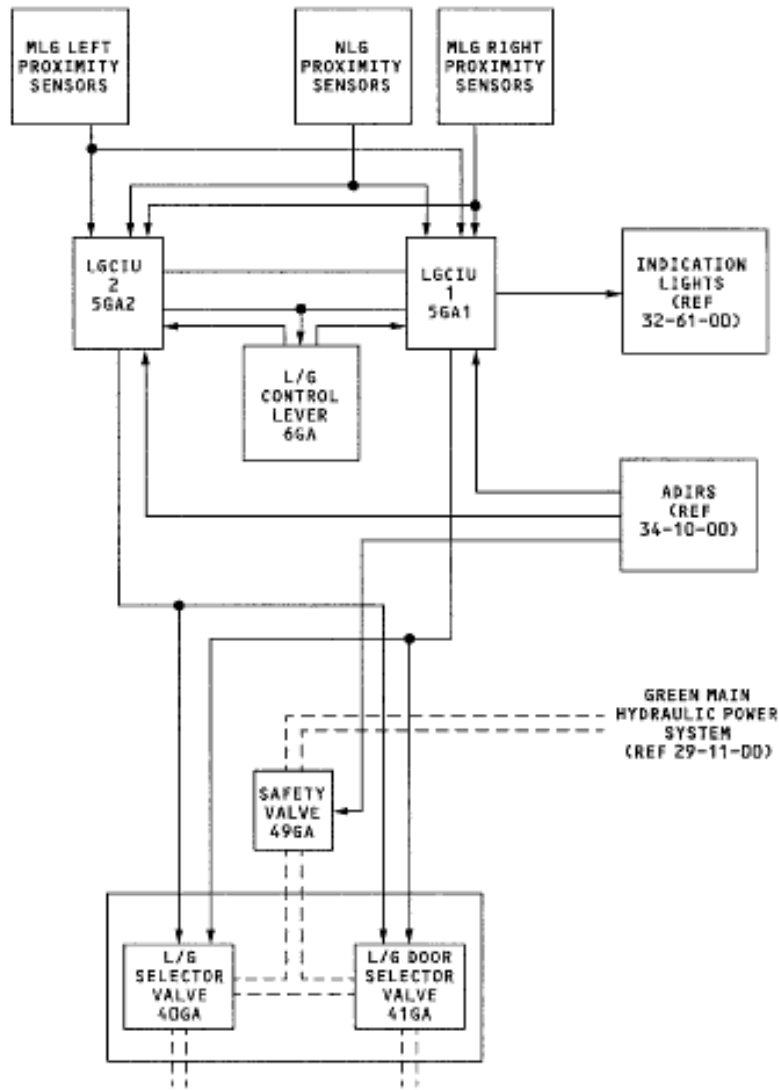
Landing Gear extension and retraction – block diagram

Planche 19



Landing gear components

Planche 20



L/G Electrical Control - Block Diagram

Planche 21

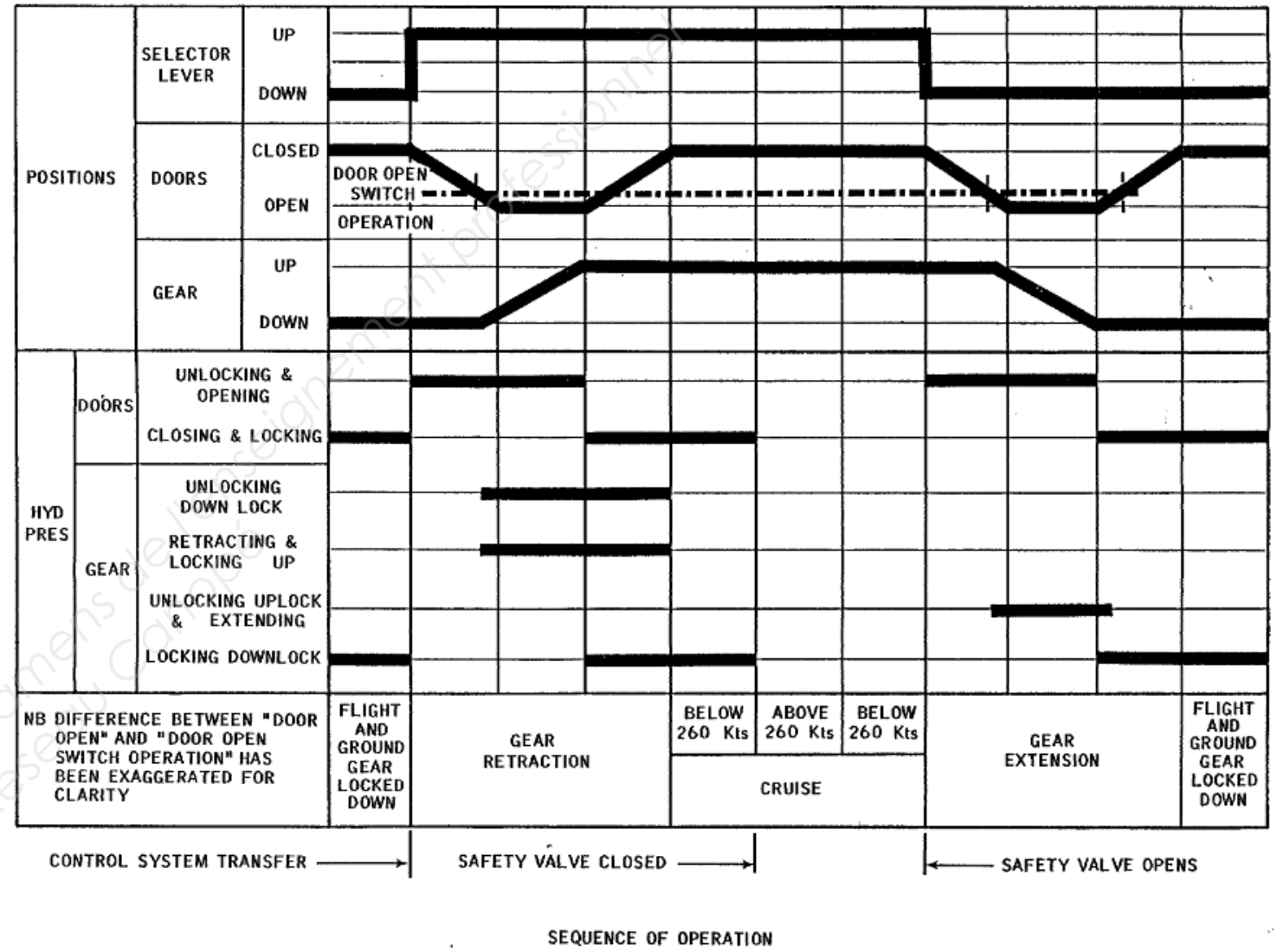
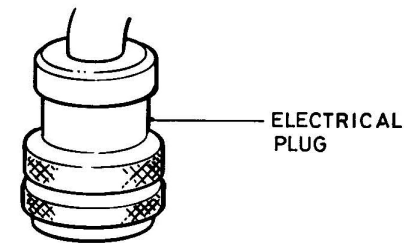
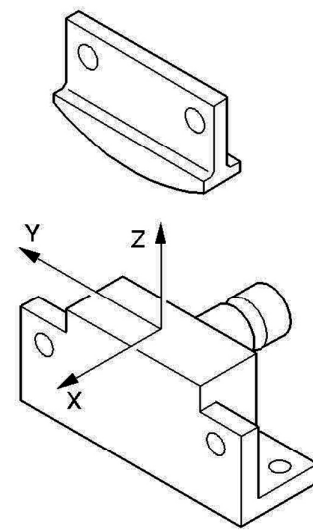
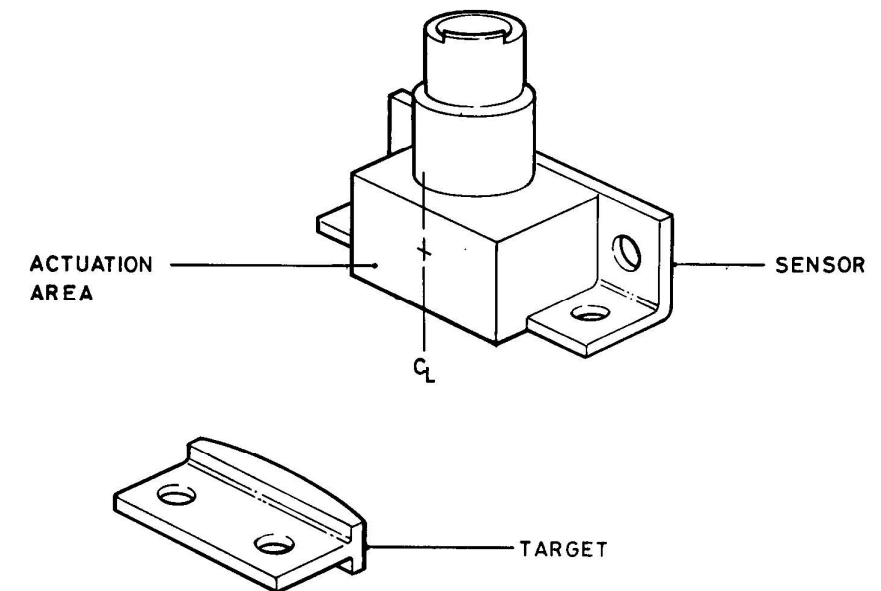
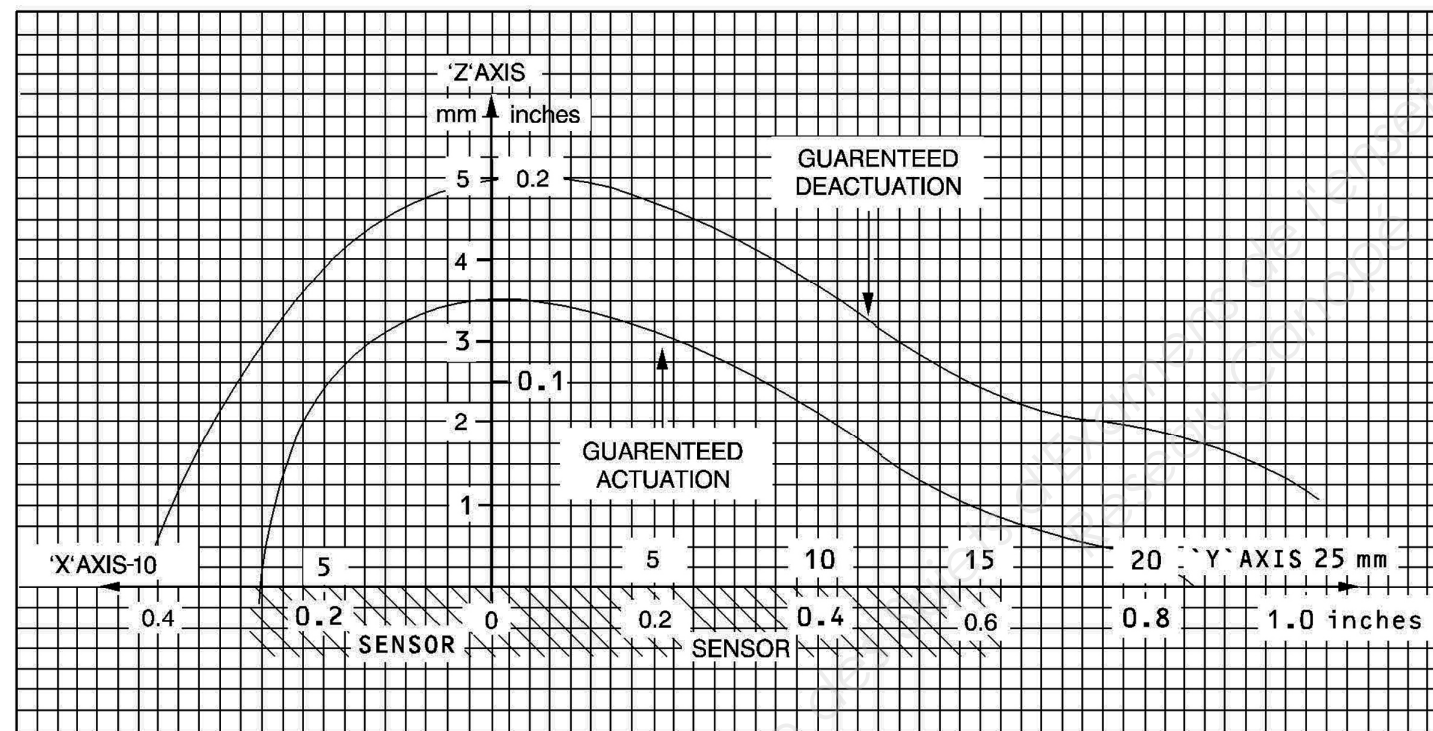


Planche 22



ELECTRICAL PLUG



NOTE: TYPICAL OPERATING CHARACTERISTIC CURVES SHOWN FOR CENTRE LINE OF TARGET FACE RELATIVE TO CENTRE LINE OF SENSOR FACE IN THE RESPECTIVE AXIS.

Proximity switch characteristic curves

Planche 23