

SERVICES CULTURE ÉDITIONS
RESSOURCES POUR
L'ÉDUCATION NATIONALE

**Ce document a été numérisé par le CRDP de Montpellier pour la
Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel**

Campagne 2009

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

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE

Option : Mécanicien, systèmes-avionique

Épreuve E1 – Épreuve scientifique et technique

Sous-épreuve A – Étude d'un système d'aéronef

DOSSIER TECHNIQUE

CE DOSSIER EST COMPOSE DE :

- 11 pages
- 24 planches

Temps recommandé de lecture du dossier technique 1 heure.

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

E1A : ETUDE D'UN SYSTEME D'AERONEF (U11)
Option M.S.A.
(AVIONIQUE)

Dossier technique

Sommaire

Présentation du système carburant	pages 1 à 8
Génération électrique de l'avion	pages 9 à 10
Etude mécanique de la pompe A.P.U.....	page 11
Vue générale.....	Planche 1
Circuit carburant.....	Planche 2
Sondes carburant et calculateur.....	Planche 3
Liaisons calculateur.....	Planche 4
Liaisons calculateur.....	Planche 5
Calculateur : fonctions internes.....	Planche 6
Schéma Electrique de l'avion.....	Planche 7
Alimentation interne du calculateur.....	Planche 8
Alimentation calculateur (suite)	Planche 9
Carte multiplexage.....	Planche 10
Carte unité centrale.....	Planche 11
Carte unité centrale (suite).....	Planche 12
Carte liaison ARINC 429	Planche 13
Vue de la pompe A.P.U. dans l'avion	Planche 14
Vue extérieure pompe A.P.U.....	Planche 15
Vue éclatée de la pompe A.P.U. et nomenclature.....	Planche 16
Principaux composants de la pompe A.P.U.....	Planche 17
Doc. Technique microprocesseur 6809.....	Planche 18
Doc. Technique ADG 508.....	Planche 19
Doc. Technique 74HCT244.....	Planche 20
Annexe aérodynamique 1.....	Planche 21
Annexe aérodynamique 2.....	Planche 22
Annexe aérodynamique 3.....	Planche 23
Annexe mécanique des fluides.....	Planche 24

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

CIRCUIT CARBURANT DE L'AVION

1 GENERALITES : Voir planches 1 et 2

Le **circuit carburant** fournit une basse pression carburant permettant l'alimentation des pompes moteurs (ENGINE DRIVEN PUMP) et de la pompe A.P.U. (Auxiliary Power Unit : groupe de puissance auxiliaire). Il est composé de trois réservoirs carburant intégraux : Un réservoir dans chaque aile « MAIN TANK », et un réservoir central « CENTER TANK ».

Le remplissage sous pression des réservoirs ainsi que leur vidange s'effectue par la trappe carburant (repère A : ADAPTER PANEL).

Des bouchons de remplissage, un par réservoir, situés sur les ailes permettent le remplissage par gravité (GRAVITY FILL : réservoirs des ailes ; CENTER GRAVITY FILL : réservoir central).

Le circuit carburant contient et fournit le carburant aux moteurs et à l'A.P.U. à travers les pompes moteurs droite et gauche (ENGINE DRIVEN PUMP).

Le circuit carburant comprend :

- un circuit de stockage,
- un circuit de distribution,
- un circuit d'indication et de mesure que nous appellerons système carburant.

Circuit de stockage :

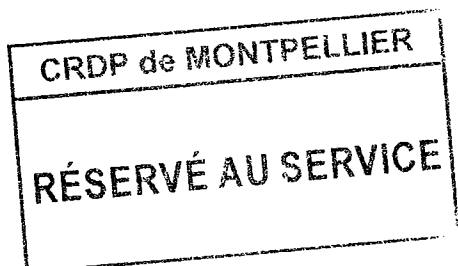
Près du réservoir central se trouvent deux réservoirs collecteurs (COLLECTOR TANKS) qui approvisionnent l'alimentation en carburant les pompes. Ces réservoirs sont considérés comme une extension des réservoirs principaux. L'APU tire son carburant des réservoirs principaux à travers une tuyauterie commune aux deux réservoirs. Le circuit de stockage permet le transfert du carburant entre les réservoirs pour équilibrer l'avion.

Circuit de distribution :

Le circuit de distribution contrôle le débit de carburant aux moteurs et à l'APU. Il fournit un débit carburant permettant le fonctionnement des pompes à éjection du circuit carburant (MAIN EJECTOR ET SCAVENGE EJECTOR). Il fournira également une alimentation carburant d'appoint au moteur en cas de panne du circuit principal.

Circuit d'indication et de mesure :

Le **système carburant** (FUEL QUANTITY SYSTEM) **mesure** les quantités de carburant disponibles dans les réservoirs et **commande** les transferts de carburant au sol ou en vol.



BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique	
EPREUVE EIA : Etude d'un système d' aéronef	
Durée : 4 heures	Coefficient : 2
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE	page 1/11

Les indications de quantité de carburant, le contrôle et la surveillance des éléments du circuit carburant se font par l'intermédiaire des éléments suivants :

- un calculateur (Repère **D planche 1** : FUEL SYSTEM COMPUTER),
- deux afficheurs à tube cathodique dans le cockpit : les EICAS (EICAS : ENGINE INDICATION CREW ALERTING SYSTEM),
- un panneau de contrôle pour le remplissage et la vidange du carburant au sol (Repère **B planche 1** : REFUEL/DEFUEL PANEL),
- un panneau de commande dans le cockpit (Repère **C planche 1** : FUEL CONTROL PANEL).

2 SYSTEME CARBURANT : COMMANDE DU TRANSFERT : voir planche 2

2.1 Généralités

Le circuit de transfert contrôle le débit carburant et l'équilibrage entre tous les réservoirs carburant.

Il assure les fonctions suivantes :

- Aspiration du carburant des réservoirs principaux vers les réservoirs collecteurs ;
- Transfert du carburant par gravité des réservoirs principaux vers les réservoirs collecteurs ;
- Transfert du carburant entre les réservoirs principaux ;
- Transfert par gravité entre les réservoirs principaux ;
- Transfert de carburant du réservoir central vers les réservoirs principaux.

Le transfert carburant comprend différentes méthodes de transfert pour éviter les déséquilibres, en répartissant la charge du carburant entre les deux réservoirs principaux. Ces fonctions sont remplies soit par le transfert de carburant par gravité à l'aide du robinet d'intercommunication (GRAVITY X FLOW VALVE), soit par les éjecteurs de transferts (TRANSFER EJECTORS). La pompe carburant APU (APU PUMP) est également utilisée dans le circuit de transfert à travers les robinets d'isolement droit et gauche (LH/RH SOV'S).

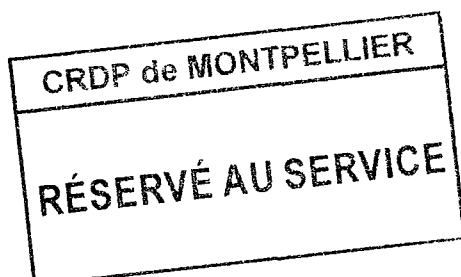
Ce sont en tous 7 électrovannes (LH/RH SOV'S, LH ENG SOV, RH ENG SOV, APU SOV, TRANSFER SOV) et une pompe (APU PUMP) qui assureront ces transferts. Les électrovannes et la pompe sont alimentées en 28V continu.

Remarque : les préfixes L, R et C correspondent respectivement aux mots anglais Left (gauche), Right (droite) et Central (central) pour les 3 réservoirs de l'avion.

LH : Left Hand = coté gauche

RH : Right Hand = coté droit.

SOV : shut-off valve : électrovanne de coupure



BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique	
EPREUVE EIA : Etude d'un système d' aéronef	
Durée : 4 heures	Coefficient : 2
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE	page 2 /11

2.2 Rôle du calculateur lors des transferts :

a) Transfert carburant entre les réservoirs principaux

S'il y a un déséquilibre de plus de 200 livres (91 kg) de carburant entre les réservoirs principaux, le calculateur du circuit carburant (FUEL SYSTEM COMPUTER) commande la pompe carburant APU (A.P.U. PUMP).

Simultanément, le calculateur commande l'ouverture de l'électrovanne d'intercommunication carburant correspondante (LH ou RH SOV'S) qui s'ouvre et permet le transfert du carburant vers le réservoir le plus léger. Quand l'écart de carburant devient inférieur à 50 livres le calculateur arrête le transfert.

b) Transfert carburant entre le réservoir central et les réservoirs principaux

Le transfert carburant du réservoir central vers les réservoirs principaux est entièrement géré par le calculateur du circuit carburant. Cette fonction est réalisée par les électrovannes de transfert carburant (TRANSFERT SOV) et par les pompes à éjecteur de transfert (TRANSFERT EJECTOR). Quand le niveau de carburant d'un réservoir principal descend en dessous des 94%, le calculateur commande le transfert du réservoir central vers les réservoirs principaux jusqu'au remplissage à 100%.

3 SYSTEME CARBURANT : MESURES ET AFFICHAGE

3.1 Généralités : voir planches 3 et 4

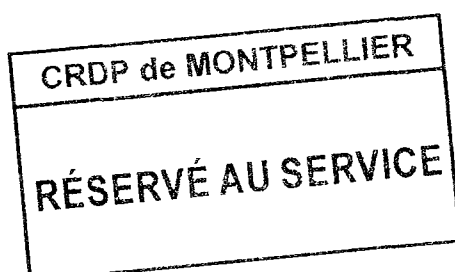
Le circuit d'indication carburant mesure la quantité de carburant et contrôle la pression du circuit carburant. Il affiche la quantité de carburant de chaque réservoir sur l'écran primaire (synoptique carburant) de l'EICAS (ENGINE INDICATION CREW ALERTING SYSTEM : système moteur d'indication et d'alerte), ainsi que sur le panneau de remplissage et de vidange carburant (REFUEL/DEFUEL CONTROL PANEL).

3.2 Circuit de mesure de quantité carburant

Le F.S.C. (FUEL SYSTEM COMPUTER : CALCULATEUR CARBURANT) calcule la quantité de carburant dans l'avion à partir des signaux transmis par les sondes capacitives (QTY [QUANTITY] SENSORS : capteurs de mesure). Les sondes carburant sont des condensateurs variables qui changent de capacité en fonction de la quantité de carburant contenue dans le réservoir. Les compensateurs (COMPENSATOR) sont des condensateurs complètement immergés, dont la capacité varie en fonction de la densité du carburant.

Chaque réservoir principal (MAIN TANK) contient 6 sondes de mesure (TANK PROBE), une sonde de compensation (COMPENSATORS : mesure de la densité de carburant) et un capteur de niveau haut (HIGH LEVEL DETECTOR).

Le réservoir central contient 3 sondes de mesure et un capteur de niveau haut.



Les résultats de toutes ces mesures sont utilisés par le F.S.C. pour calculer la quantité de carburant dans chaque réservoir. Ces données sont également utilisées par le F.S.C. pour contrôler et commander les opérations de transfert carburant et d'intercommunication entre les réservoirs (voir paragraphe 2) et pour gérer les opérations de remplissage et de vidange au sol.

NOTES:

Si une sonde est hors service, la valeur numérique sera remplacée par des traits ambre (- -) sur la page primaire de l'EICAS ainsi qu'au panneau de remplissage et de vidange.

Quand une sonde est défectueuse dans un réservoir, le transfert automatique est inhibé. Le pilote doit effectuer les transferts en mode manuel.

Ce circuit comprend également les indicateurs magnétiques de niveau qui permettent de contrôler le carburant quand l'avion est au sol (non représentés dans ce dossier).

4. LE CALCULATEUR F.S.C

4.1 GENERALITES

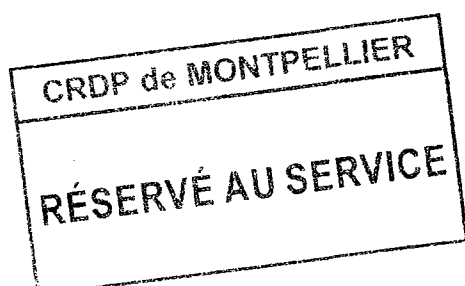
Le F.S.C. est situé sur le coté droit du compartiment avionique (voir planche 1)

Le calculateur est une structure à deux voies internes de traitement indépendantes à microprocesseur. Chaque voie de traitement possède sa propre alimentation.

Il contrôle les tâches suivantes en mode automatique :

- Remplissage automatique des réservoirs lorsque l'appareil est au sol ;
- Mesure du poids en carburant et envoi des données pour affichage,
- Transfert motorisé de carburant entre les réservoirs principaux ;
- Transfert de carburant entre le réservoir central et les réservoirs principaux ;
- Contrôle permanent du bon fonctionnement du circuit carburant.

Il transmet les informations aux organes d'affichage (EICAS : Engine Indication Crew Alerting System : système d'affichage des informations moteur) et de contrôle (REFUEL/DEFUEL CONTROL PANEL : [Panneau de contrôle du remplissage ou de la vidange carburant]) grâce à des liaisons ARINC 429.



4.2 ENTREES-SORTIES DU CALCULATEUR

Voir planche 5

Le calculateur du circuit carburant reçoit les informations de la centrale de Cap et de Vertical (A.H.R.S. : Attitude and Heading Reference System) par une liaison ARINC 429. Le rôle de cette liaison est de transmettre au F.S.C. les accélérations en fonction de l'attitude de l'avion.

Le P.S.E.U. (Proximity Sensor Electronique Unit : Unité d'état de l'avion) envoie un signal au calculateur pour l'informer de la situation de l'avion : *avion en vol* ou *avion au sol*.

Chaque réservoir envoie les informations relatives :

- Aux quantités de carburant (Fuel probes inputs : entrées des sondes carburant),
- A la densité du carburant (compensator signal : signal de compensation).

Des capteurs de niveau haut (high level sensors) indiquent par des signaux discrets que les réservoirs sont pleins.

Une liaison ARINC 429 permet la communication avec le REFUEL/DEFUEL CONTROL PANEL.

Le calculateur est également relié au FUEL CONTROL PANEL (panneau de contrôle carburant) situé dans le cockpit. .

Des interfaces de sorties discrètes permettent la commande :

- des électrovannes (VALVES OUTPUTS et XF FLOW SOV'S (cross flow shut-off valves)),
- de la pompe du circuit carburant (XFER/APU PUMP : pompe A.P.U).

4.3 DESCRIPTION DETAILLEE DU CALCULATEUR. voir planche 6

Le calculateur comprend 3 cartes électroniques :

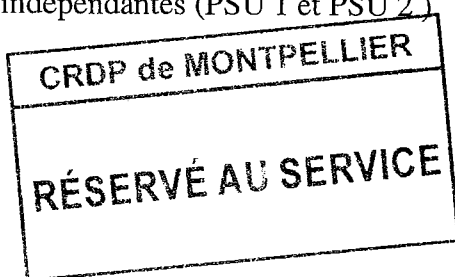
Une carte **P.S.U (Power Supply Unit) / INTERFACE.** : alimentation électrique des constituants et interfaces de puissance ;

Deux cartes appelées **CHANNEL 1** et **CHANNEL 2** : cartes de traitement à microprocesseur, réception et émission ARINC 429, réception des signaux issus des sondes.

a) La carte P.S.U /INTERFACE :

Elle reçoit l'alimentation 28 V du Bus 28 V (28 VA essential), du bus Batterie (28 VB Battery) et une alimentation directe des batteries (BATTERY DIRECT).

Les alimentations de la carte PSU/INTERFACE sont séparées en deux parties indépendantes (PSU 1 et PSU 2).



chaque partie alimente une carte CHANNEL 1 ou CHANNEL 2 et fournit les tensions suivantes :

- CARTE N°1 (CHANNEL 1) : +15 V 1, -15 V 1, +5V 1, -5 V 1,
- CARTE N°2 (CHANNEL 2) : . +15 V 2, -15 V 2, +5V 2, -5 V 2.

Le schéma complet de l'alimentation PSU2 (alimentation carte microprocesseur N°2) est donné **planche 8**.

Des possibilités de transfert existent en cas de panne d'une des alimentations PSU1 ou PSU2. Ce transfert s'effectue à l'aide des diodes D32 à D39 (**planche 9**).

Le calculateur est chargé de son auto-surveillance. Il doit en permanence s'assurer que le programme d'application fonctionne correctement et que ses tensions d'alimentations sont valides.

Description détaillée de la surveillance +5V : voir planche 8

Le monostable IC6 est chargé de la surveillance de la tension +5V (+5V2 sur les bornes A1, B1 et C1 [en haut à droite : connecteur P1]) générée par le convertisseur continu/continu PS1. La tension sur la broche 3 de IC6 est à 0V lorsque la tension +5 V N°2 est correcte. En cas de défaut de cette tension, la tension sur la broche 3 de IC6 passe à 5 V. IC6 commande l'optocoupleur IC7. Ce composant est chargé d'effectuer un RESET du microprocesseur lorsque la tension d'alimentation a été incorrecte.

En cas de coupure totale d'alimentation, un condensateur maintient les tensions internes pendant 7ms, temps nécessaire au microprocesseur pour sauvegarder les informations en cours dans une mémoire morte reprogrammable électriquement (EEPROM). Un reset du microprocesseur est ensuite effectué lors de la remise sous tension.

Voir planche 6

La partie « LS AMPLIFIER » alimente les trois capteurs de haut niveau (Level Sensors) situés dans chacun des trois réservoirs de l'avion (LLS, RLS, CLS). Le +28 V LS alimente le module « LS AMPLIFIER ». Une tension d'alimentation continue est envoyée aux capteurs qui renvoient en retour une tension dépendant du niveau de carburant.

Remarque : ces sondes ne permettent pas la mesure exacte de la quantité, elles indiquent juste si le carburant est arrivé à une certaine hauteur dans les réservoirs.

La carte alimentation contient également les trois oscillateurs sinusoïdaux qui alimentent l'ensemble des sondes capacitives de l'avion : Left probes excitation, Right probes excitation, CTR (central) probes excitation.

Chaque oscillateur délivre une tension sinusoïdale de fréquence 30 kHz et de valeur efficace 21.2 V.

On trouve également sur cette carte les 8 interfaces de puissances (Power Drivers) qui permettent de commander les 7 électrovannes de coupure (Shut Off Valves : SOV'S sur **planche 2**) et la pompe A.P.U. (Auxiliary Power Unit : source de puissance auxiliaire). Chaque interface de puissance est constituée d'un dispositif de commande électronique. Une interface de transmission ARINC 429 est présente sur la carte. Elle reçoit les informations des 2 cartes à microprocesseur (RFP1 et RFP2) et les transmet au REFUEL/DEFUEL PANEL (panneau remplissage/vidange). Cette interface est du type LOW SPEED soit un débit de 12.5 kbps (kilobits par seconde).

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique

EPREUVE E1A : Etude d'un système d' aéronef

Durée : 4 heures

Coefficient : 2

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE

page 6/11

b) LES CARTES CHANNEL 1 et CHANNEL 2 :

Les deux cartes sont de constitution identique afin de permettre une permutation si une des deux cartes tombe en panne.

La carte 1 (CHANNEL 1) reçoit les tensions des sondes capacitatives du réservoir gauche et du réservoir central (LEFT TANK PROBES et CENTER TANK PROBES).

La carte 2 (CHANNEL 2) reçoit les tensions des sondes capacitatives du réservoir droit (RIGHT TANK PROBES).

Ces tensions sont traitées par une interface analogique (ANALOG INTERFACE et IMPEDANCE BARRIER) qui délivre une tension continue proportionnelle à la masse de carburant contenue dans le réservoir.

Un multiplexeur (MULTIPLEXOR) aiguille ces tensions vers un convertisseur analogique/numérique (A/D) qui les transformera en codes binaires exploitables par le microprocesseur (μ PROCESSOR).

Le microprocesseur est un 6809 Motorola fonctionnant à la fréquence de 1 MHz.

Plusieurs types de mémoire (MEMORY) l'accompagnent :

- une mémoire vive de type RAM qui stocke les informations en cours de traitement ;
- une mémoire morte de type EPROM qui contient le programme d'application du F.S.C. ;
- une mémoire morte de type EEPROM qui stocke les données en cours de traitement en cas de défaut ou de coupure alimentation du calculateur.

Les horloges de la carte sont produites à partir de la fréquence de 1 MHz.

Un circuit de chien de garde (WATCH DOG) surveille en permanence le bon fonctionnement du processeur. Ce circuit doit effectuer une réinitialisation du microprocesseur lorsque le programme ne fonctionne plus correctement.

Description détaillée du fonctionnement :

Le circuit Timer IC9 de la **planche 11** vient régulièrement interrompre le programme d'application pour tester le fonctionnement du microprocesseur. Si celui-ci est correct, il doit remettre à 0 le compteur IC19 pour éviter que la sortie Q7(de IC19 ne provoque une réinitialisation.

Pour effectuer cette tâche, le programme doit placer un nombre P codé en binaire sur les entrées P0 à P7 du comparateur logique IC28. Ce nombre P doit être identique à un nombre Q (entrées Q0..Q7) dont la valeur est fixée par le câblage au 0V ou au +5V. La sortie OUT (broche 19) du comparateur logique passera à 0 lorsque les deux octets sur (P0..P7) et (Q0..Q7) seront identiques

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique

EPREUVE E1A : Etude d'un système d' aéronef

Durée : 4 heures

Coefficient : 2

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE

page 7/11

Voir Planche 6.

Des interfaces tout ou rien permettent l'acquisition (DISCRETE INPUTS) et la sortie des commandes binaires (DISCRETE OUTPUTS).

Chaque carte CPU possède son interface ARINC 429 (ARINC I/O) qui permet la communication des données avec les autres systèmes de l'avion :

- Les afficheurs cathodiques EICAS (Engine Indication Crew Alerting System: système d'affichage des informations moteurs) : bus LOW SPEED à 12.5 kbps (kilobits par seconde);

- L'A.H.R.S. (Attitude and Heading Reference System: centrales de Cap et de Vertical): bus HIGH SPEED à 100 kbps (kilobits par seconde).

CRDP de l'académie de Montpellier

CRDP de MONTPELLIER
RÉSERVÉ AU SERVICE

BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique
EPREUVE EIA : Etude d'un système d' aéronef
Durée : 4 heures Coefficient : 2
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE page 8 /11

GENERATION ELECTRIQUE DE L'AVION

1. GENERALITES : voir planche 7

Le système électrique de l'avion comporte **trois alternateurs** triphasés de 30KVA, 115V / 200V, 400Hz, un sur chaque réacteur et un sur le groupe auxiliaire de puissance A.P.U. (Auxiliary Power Unit). L'alternateur à entraînement intégré I.D.G. (Integrated Drive Generator) transforme la vitesse variable du réacteur de 9840 à 17500 tr/min en une vitesse constante de 12000 tr/min à l'aide du système d'entraînement à vitesse constante C.S.D. (Constant Speed Drive) système hydro-mécanique qui maintient la vitesse de l'alternateur constante.

L'alternateur A.P.U. est monté directement sur l'A.P.U. et est entraîné à 12000 tr/min ce qui maintient la fréquence de sortie de l'alternateur à 400 Hz.

Ils fournissent la puissance électrique aux barres bus suivantes :

- AC (Alternative Current) BUS 1 et 2 ;
- AC ESS (Essentielle) BUS ;
- AC UTIL (Utilité) BUS 1 et 2 ;
- AC SERV (Service) BUS.

Pour les équipements nécessitant l'usage du courant continu (Direct Current), le 115V AC est transformé en 28V DC par **cinq transformateurs redresseurs** de 100-Ampères qui alimentent les barres bus suivantes :

- DC (Direct Current) BUS 1 et 2 ;
- DC ESS (Essentielle) BUS ;
- DC BAT (Batterie) BUS ;
- DC UTIL (Utilité) BUS 1 et 2 ;
- DC SERV (Service) BUS.

Un alternateur triphasé de secours de 15 kVa 115V, 400Hz entraîné par une hélice déployable en vol (A.D.G. : Air Driven Generator) alimente en cas d'urgence l'AC ESS BUS.

Deux batteries : 17Ah, 24V pour la principale, 43 Ah, 24V pour la batterie A.P.U assurent les alimentations suivantes :

Batterie principale :

- alimentation en secours :
 - Du système de référence de cap et d'assiette (Attitude Heading Reference system : A.H.R.S.).
 - Du dispositif de régulation numérique du moteur de l'A.P.U. et du Proximité Electronique Senseur Unit P.S.E.U.).
 - Du concentrateur de données du système de contrôle des paramètres moteur et d'alerte équipage (E.I.C.A.S. data concentrateur units (D.C.U.s)) ;
- alimentation du système d'éclairage du poste de pilotage.

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique

EPREUVE E1A : Etude d'un système d'aéronef

Durée : 4 heures

Coefficient : 2

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE

page 9 / 11

Batterie A.P.U. :

- Permet le démarrage de l'A.P.U. ;
- Alimentation du panneau de remplissage et de vidange carburant.

Les bus alimentés par les batteries sont les suivantes :

- LEFT et RIGHT BAT BUS (Batterie bus gauche et droite) ;
- MAIN BAT DIRECT BUS (directe bus batterie principale ;
- APU BAT DIRECT BUS (directe bus batterie A.P.U.).

En cas de perte totale de courant alternatif, les batteries sont couplées pour alimenter les DC ESS BUS.

Deux prises de parc (une DC, une AC) permettent l'alimentation au sol de l'avion.

CRDP de MONTPELLIER

RÉSERVÉ AU SERVICE

BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique

EPREUVE E1A : Etude d'un système d' aéronef

Durée : 4 heures

Coefficient : 2

DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE

page 10 /11

ETUDE MECANIQUE DE LA POMPE A.P.U.

“ A.P.U. BOOSTER PUMP ”

Analyse technique

1. Introduction

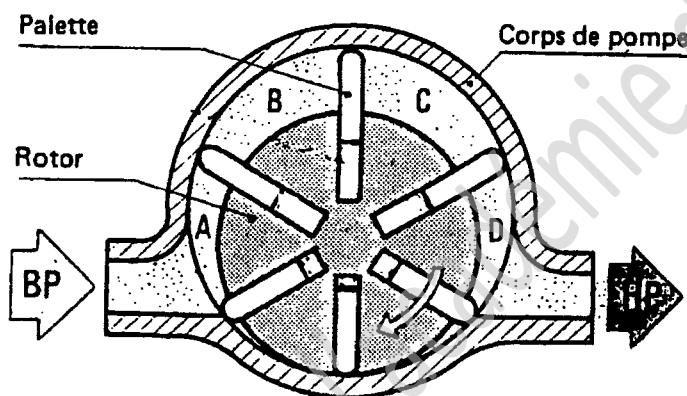
Pompe hydraulique placée dans le circuit carburant : APU PUMP (planche 2)

2. Documentation technique

- Mise en situation : voir repère **A** (planche 14) ;
- Vue extérieure avec coupe partielle: (planche 15) ;
- Vue en éclaté de la pompe et nomenclature: (planche 16) ;
- Principaux composants: (planche 17).

3. Description succincte:

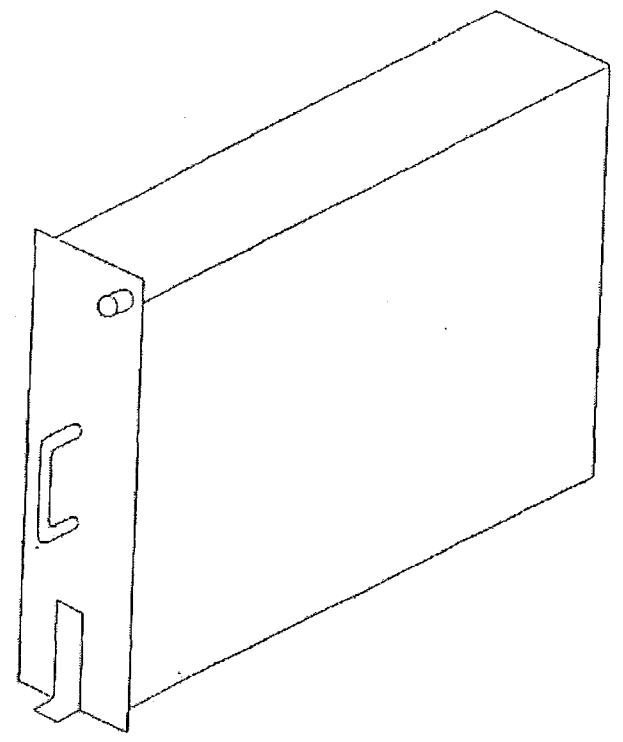
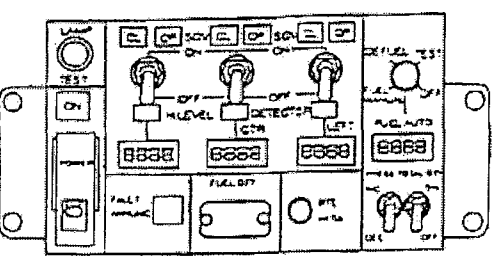
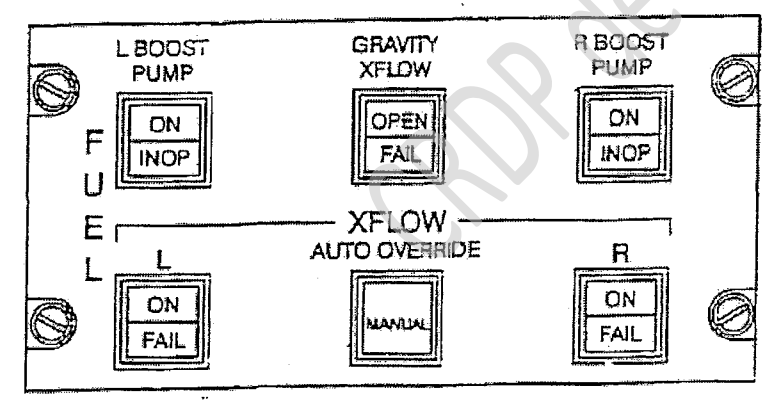
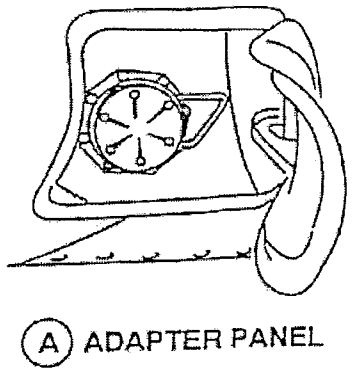
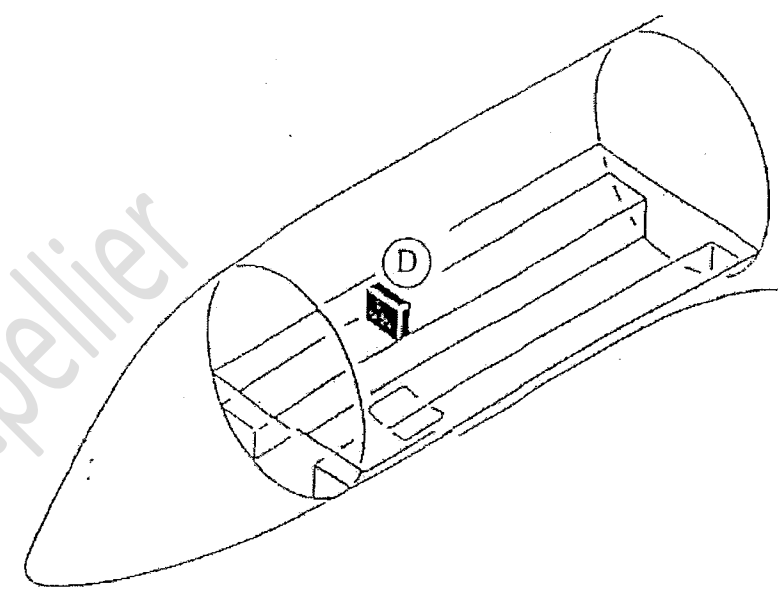
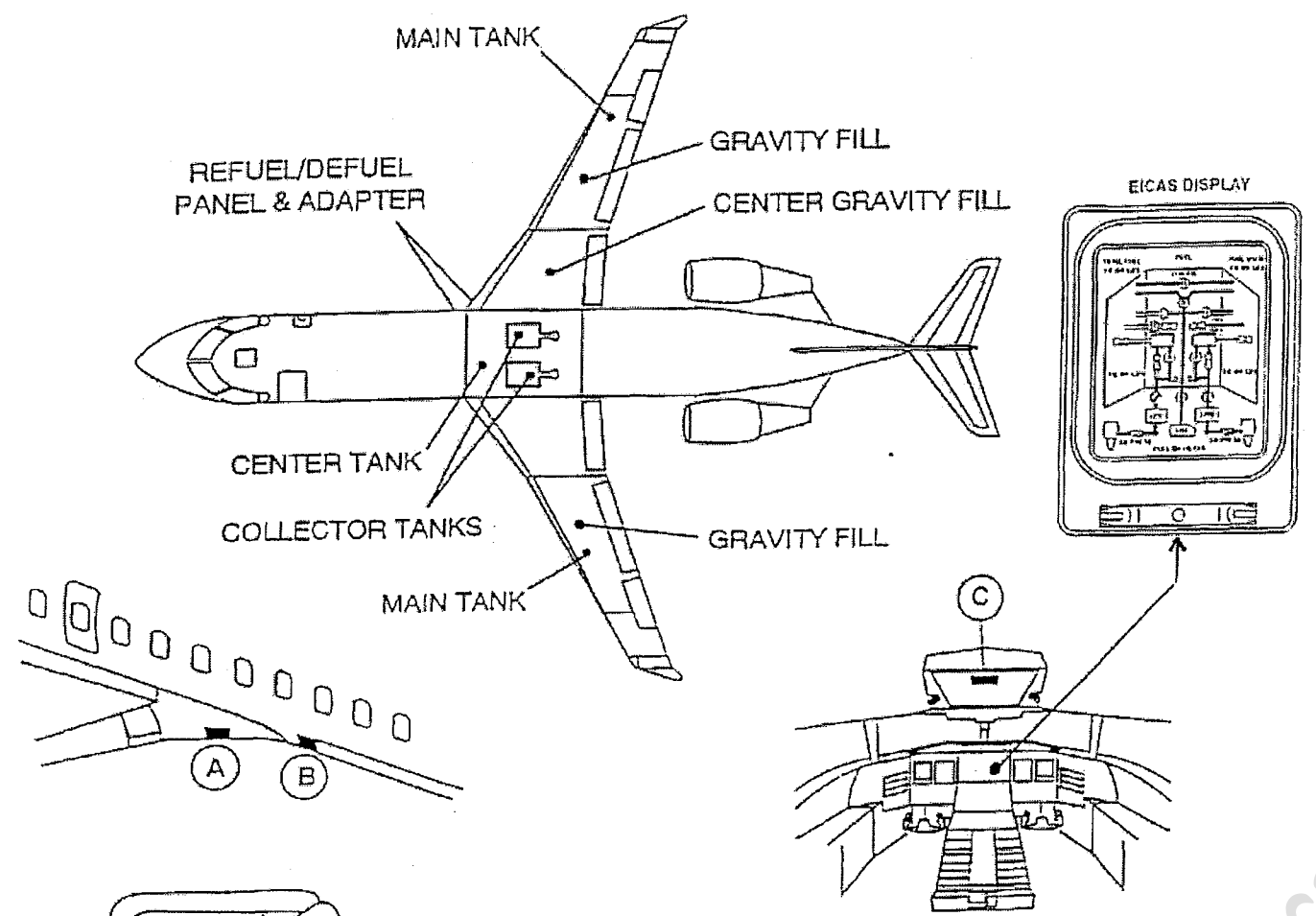
Type: pompe à palettes.
Alimentation électrique.



Le rotor en tournant fait varier les volumes A, B, C, et D.
Lorsque le volume augmente, il y a aspiration (en A).
Lorsque le volume diminue, il y a refoulement (en D).

CRDP de MONTPELLIER
RÉSERVÉ AU SERVICE




BAC. PROF. « AERONAUTIQUE » Option Avionique
EPREUVE E1A : Etude d'un système d' aéronef
Durée : 4 heures Coefficient : 2
DOCUMENT : DOSSIER TECHNIQUE page 11 /11

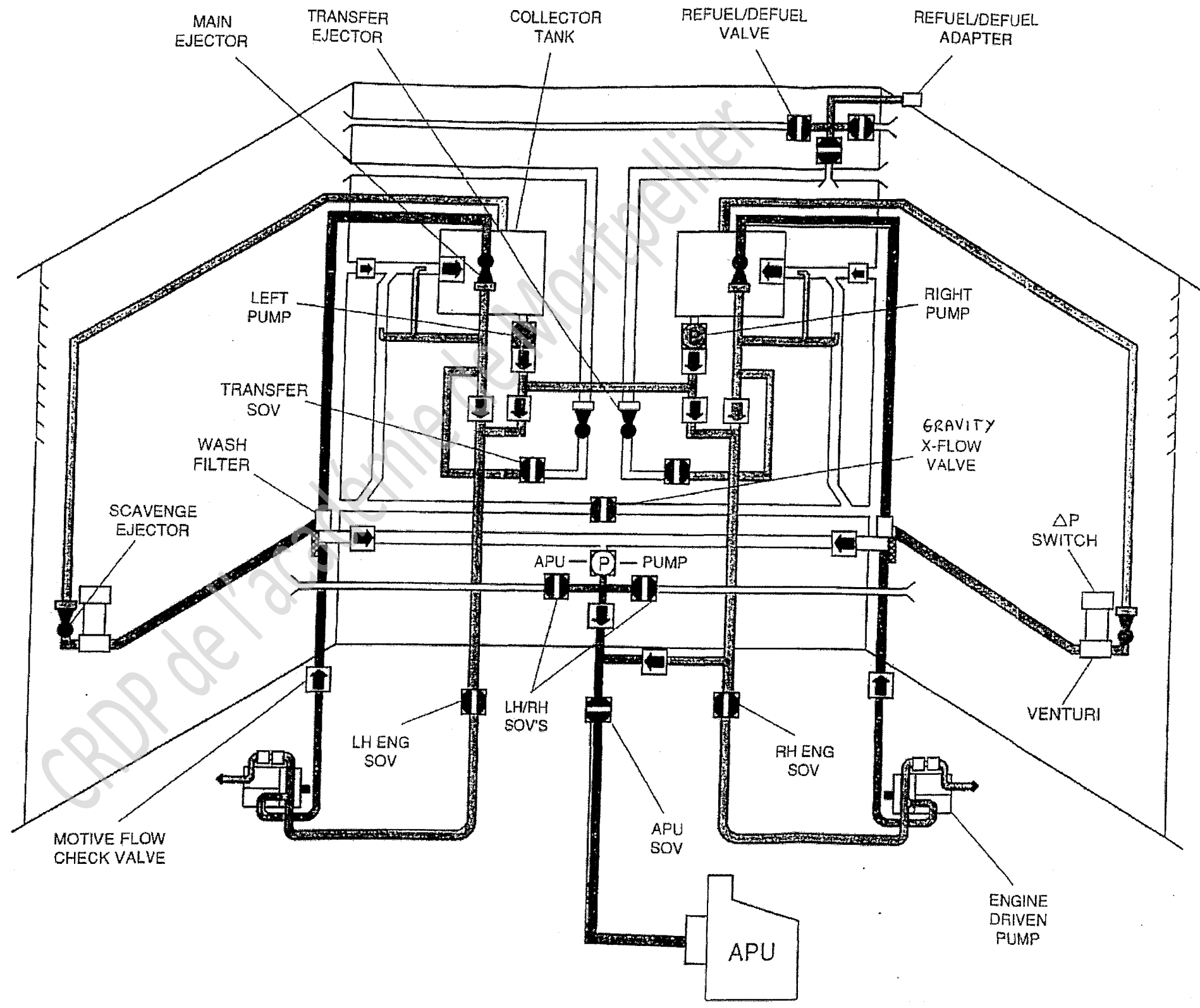


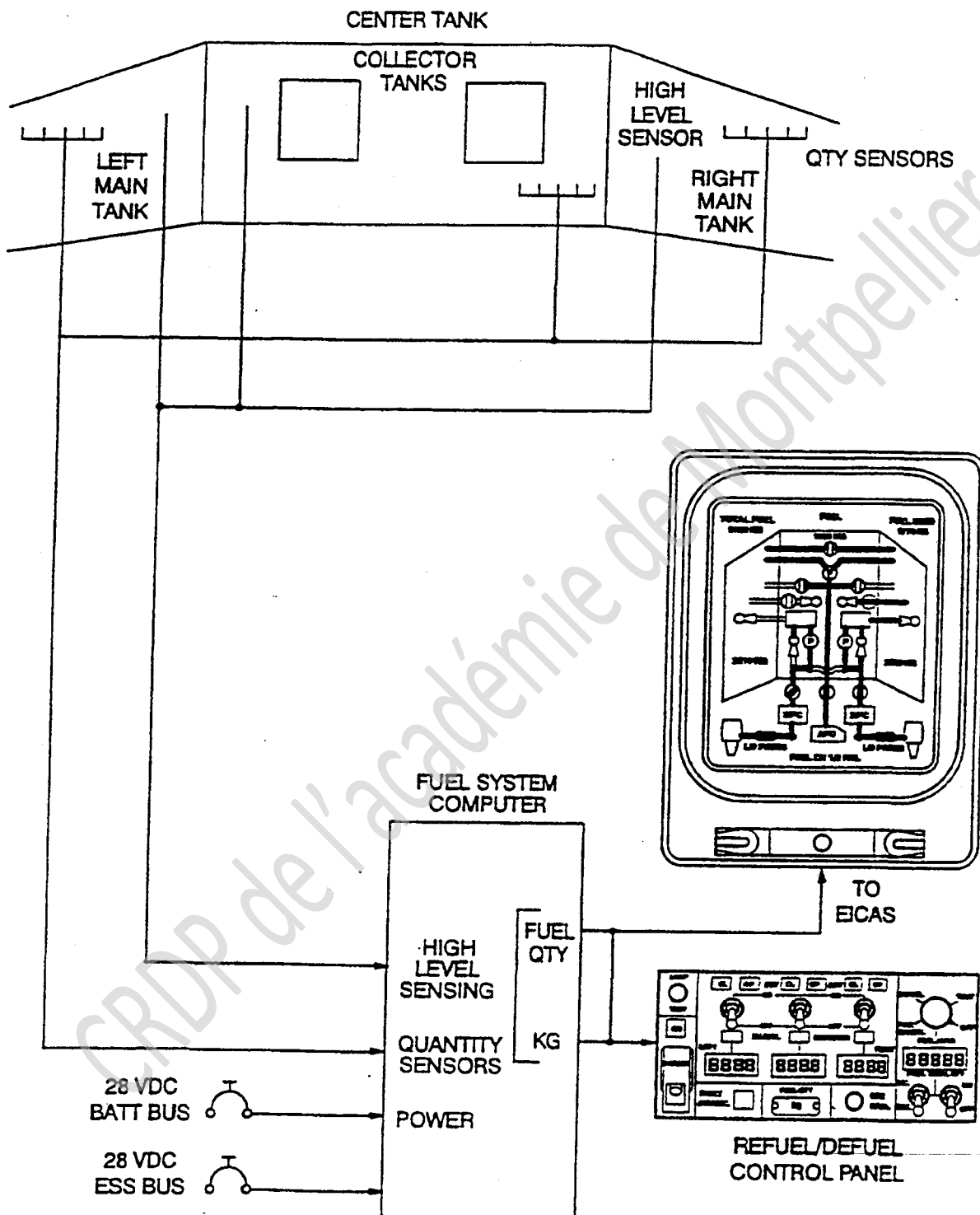
(B) REFUEL/DEFUEL PANEL
 FUEL SYSTEM

(C) FUEL CONTROL PANEL

(D) FUEL SYSTEM COMPUTER

- LEGEND.**
-  CHECK VALVE
DIRECTION OF FLOW
 -  ELECTRIC PUMP
 -  SHUT OFF VALVE (SOV)





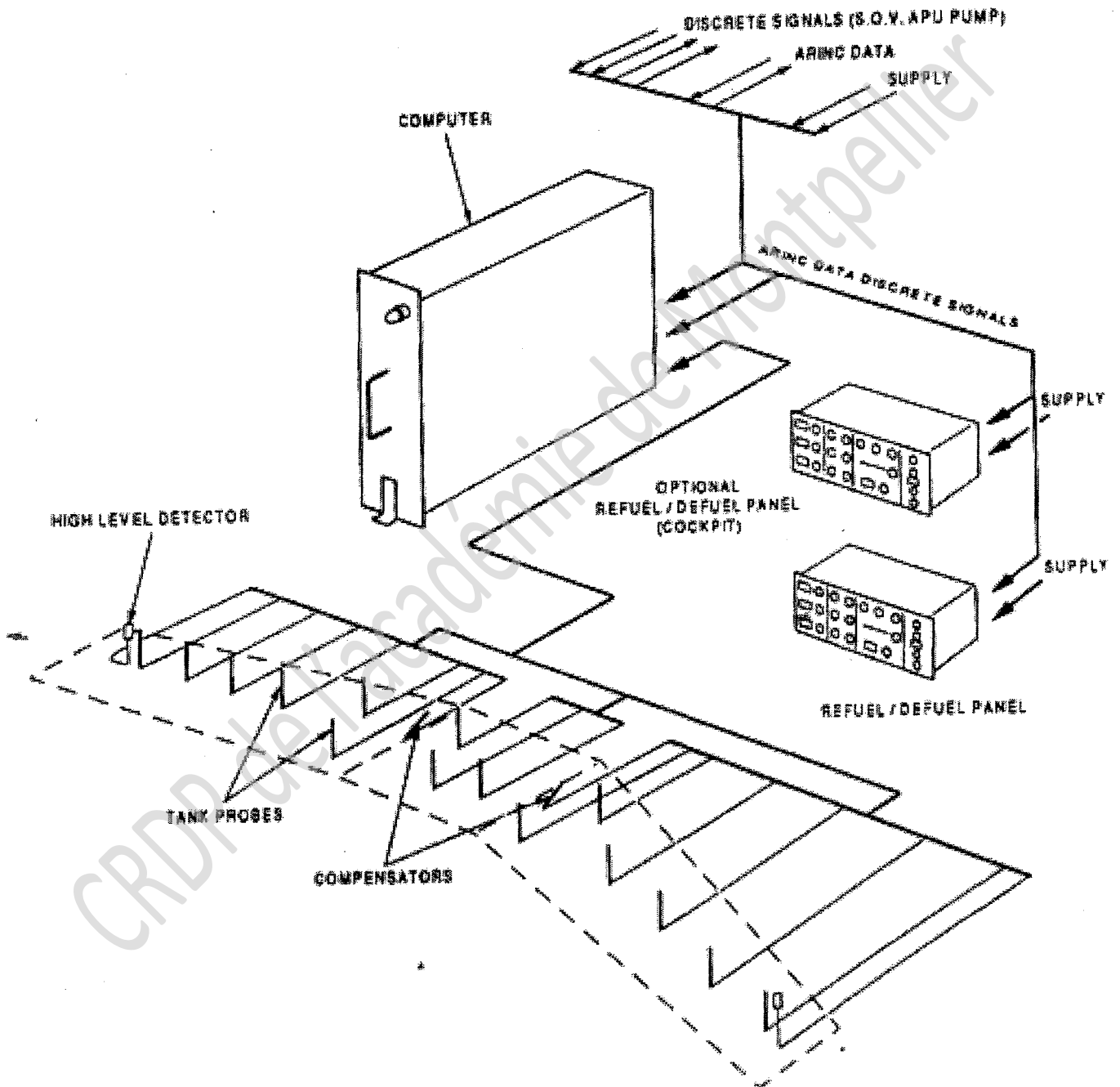
BAC PROF "AERONAUTIQUE" Option Avionique

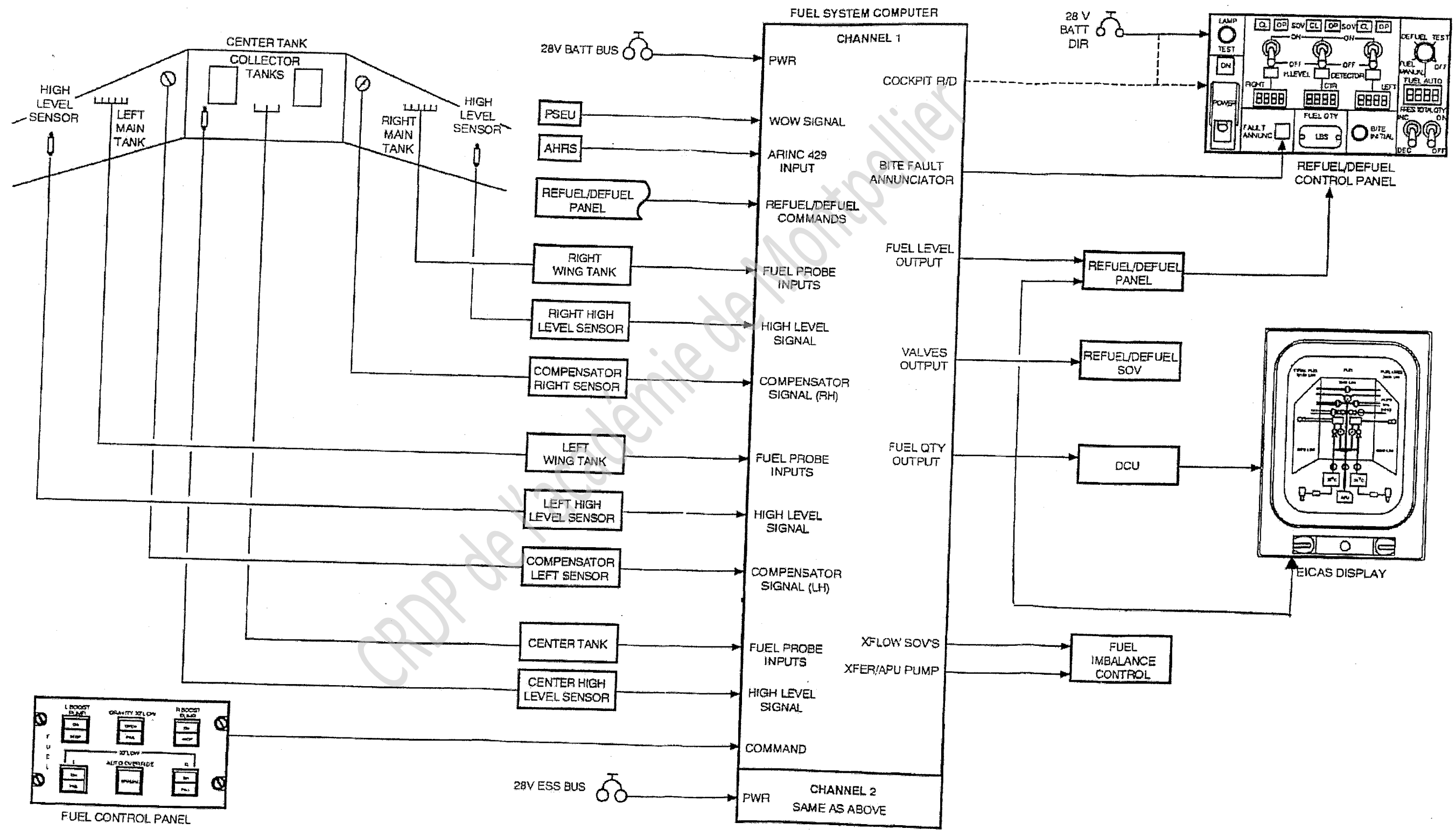
EPREUVE E1A: Etude d'un système d'aéronef

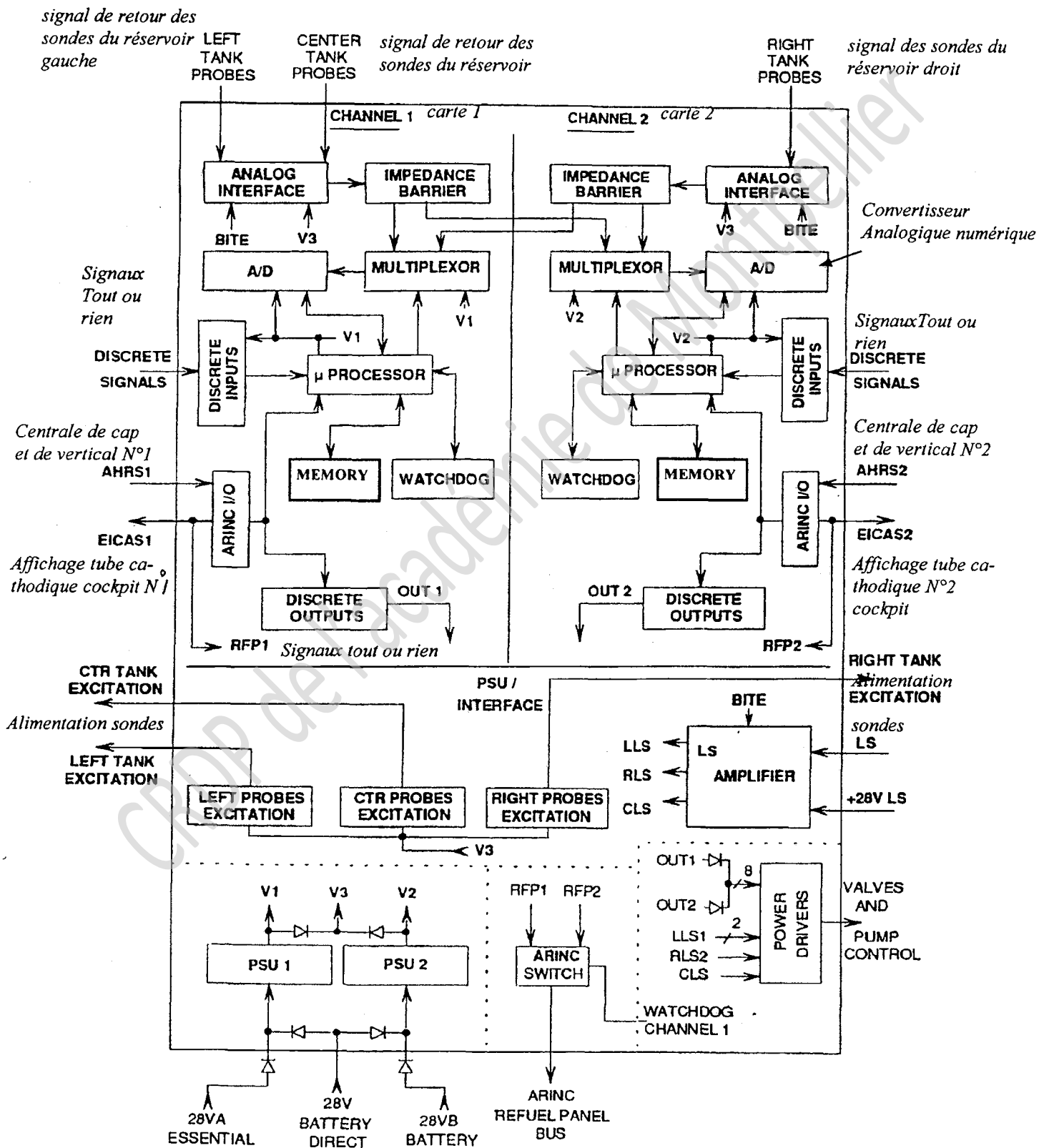
Durée: 4 heures

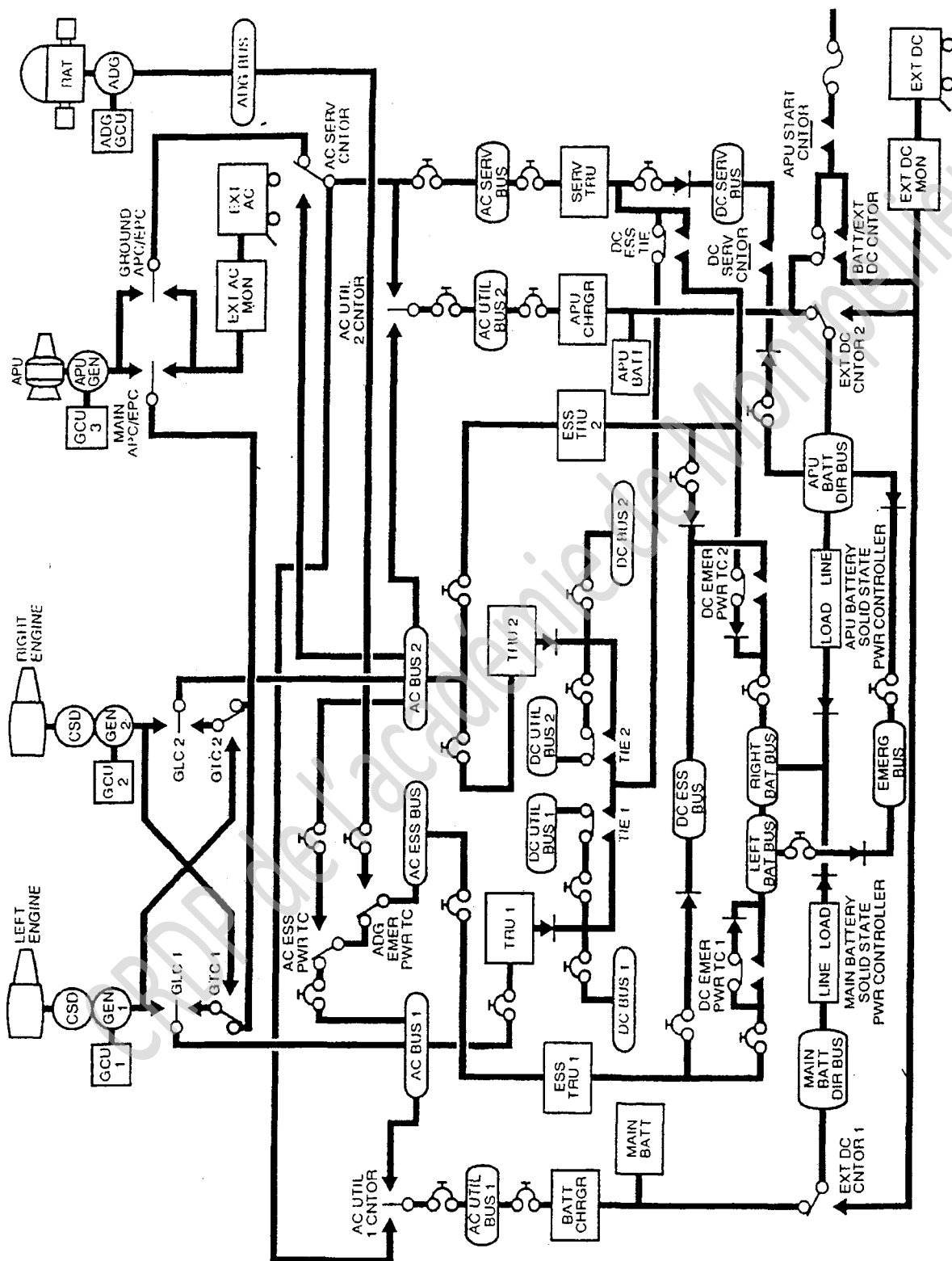
Coefficient: 2

DOCUMENT: DOSSIER TECHNIQUE PLANCHE 4

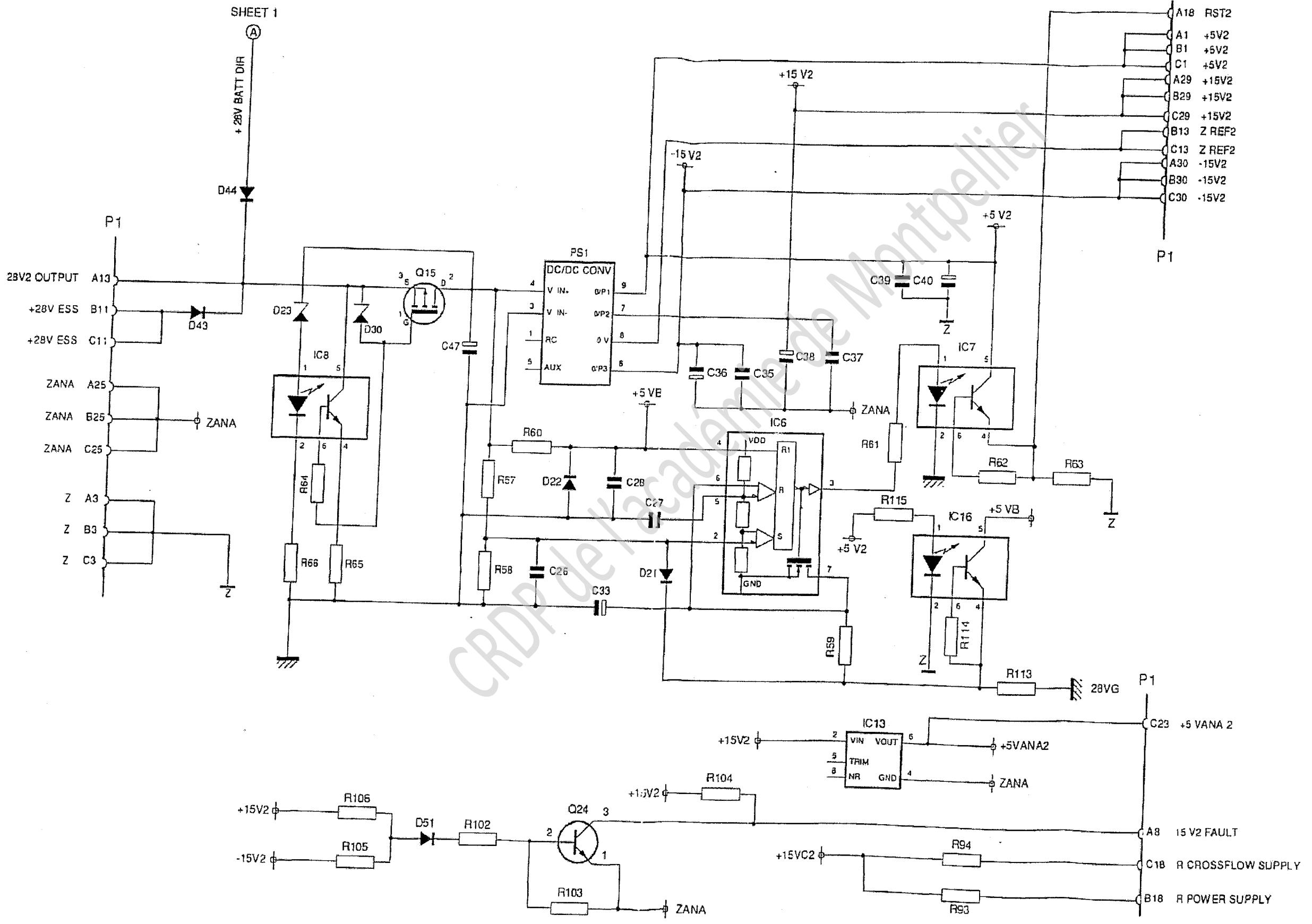


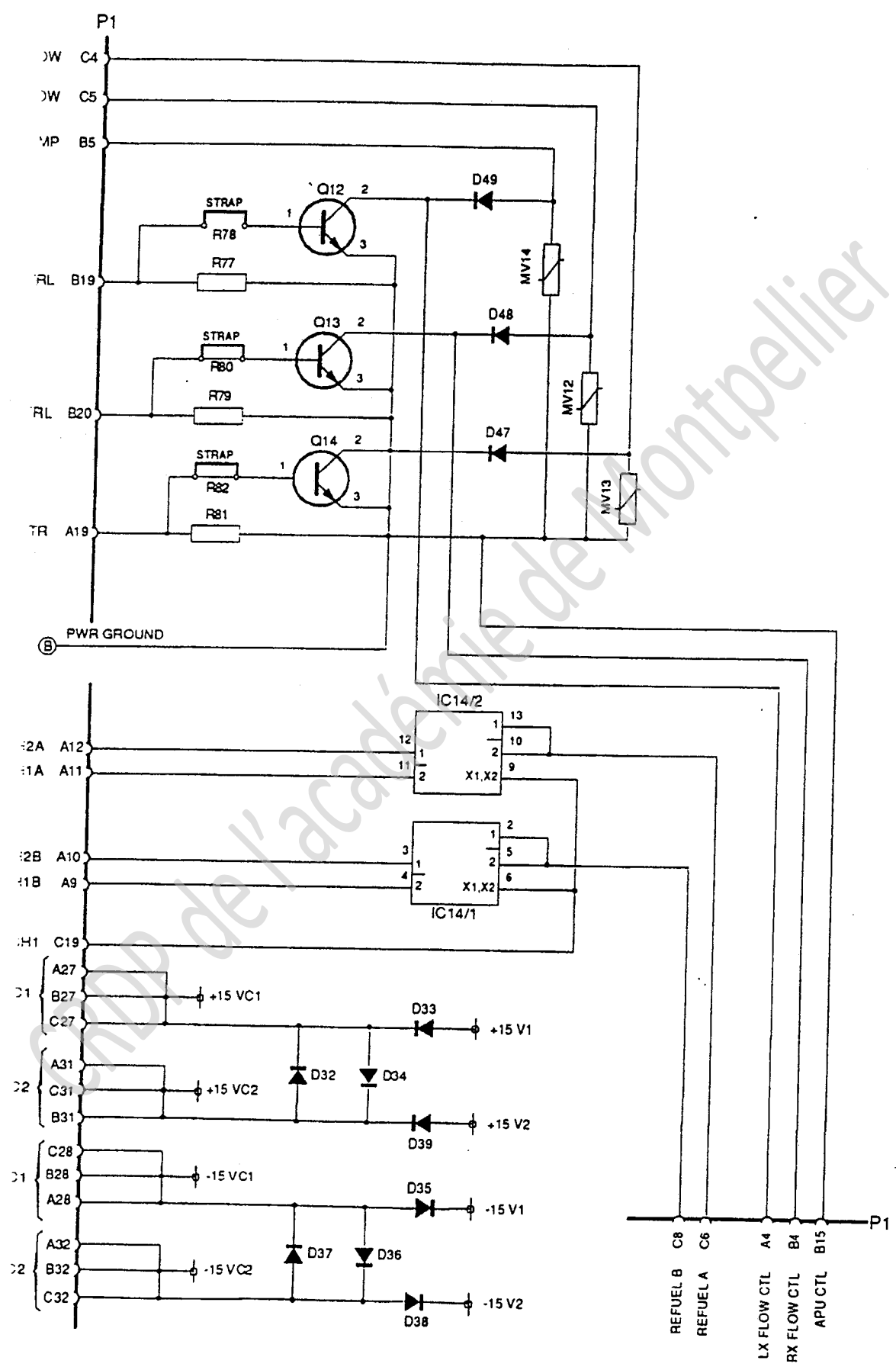


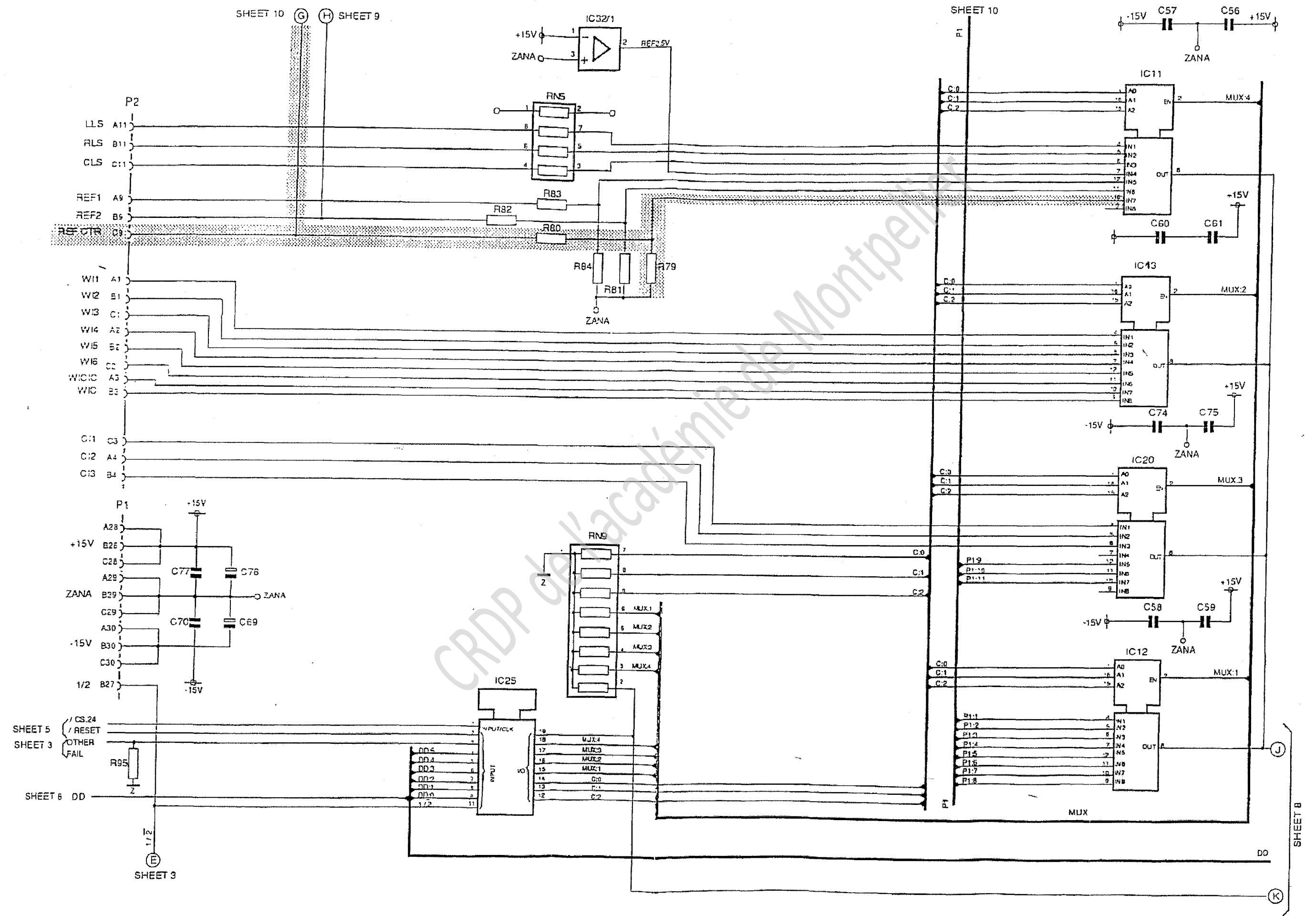


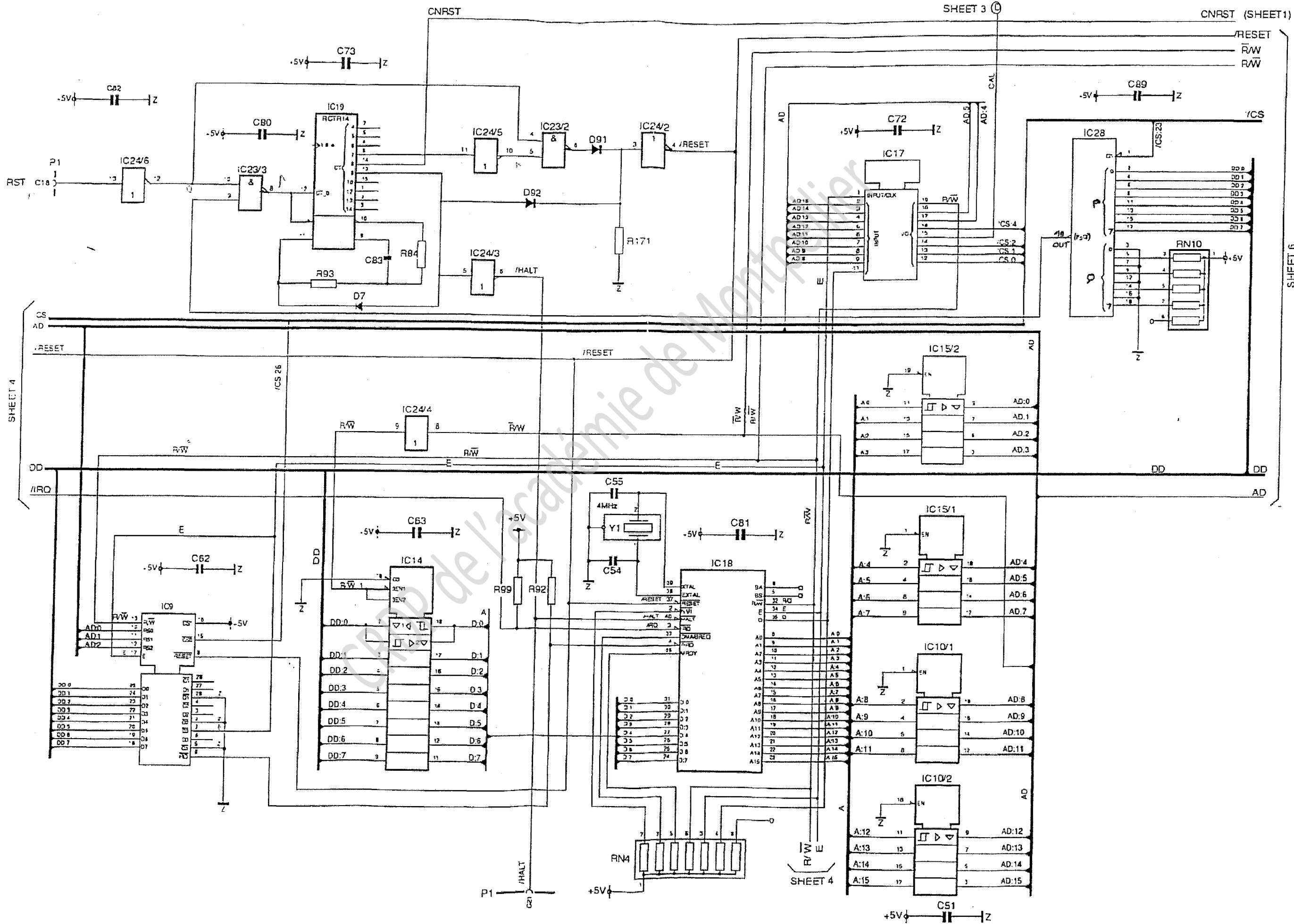


ELECTRICAL POWER DISTRIBUTION









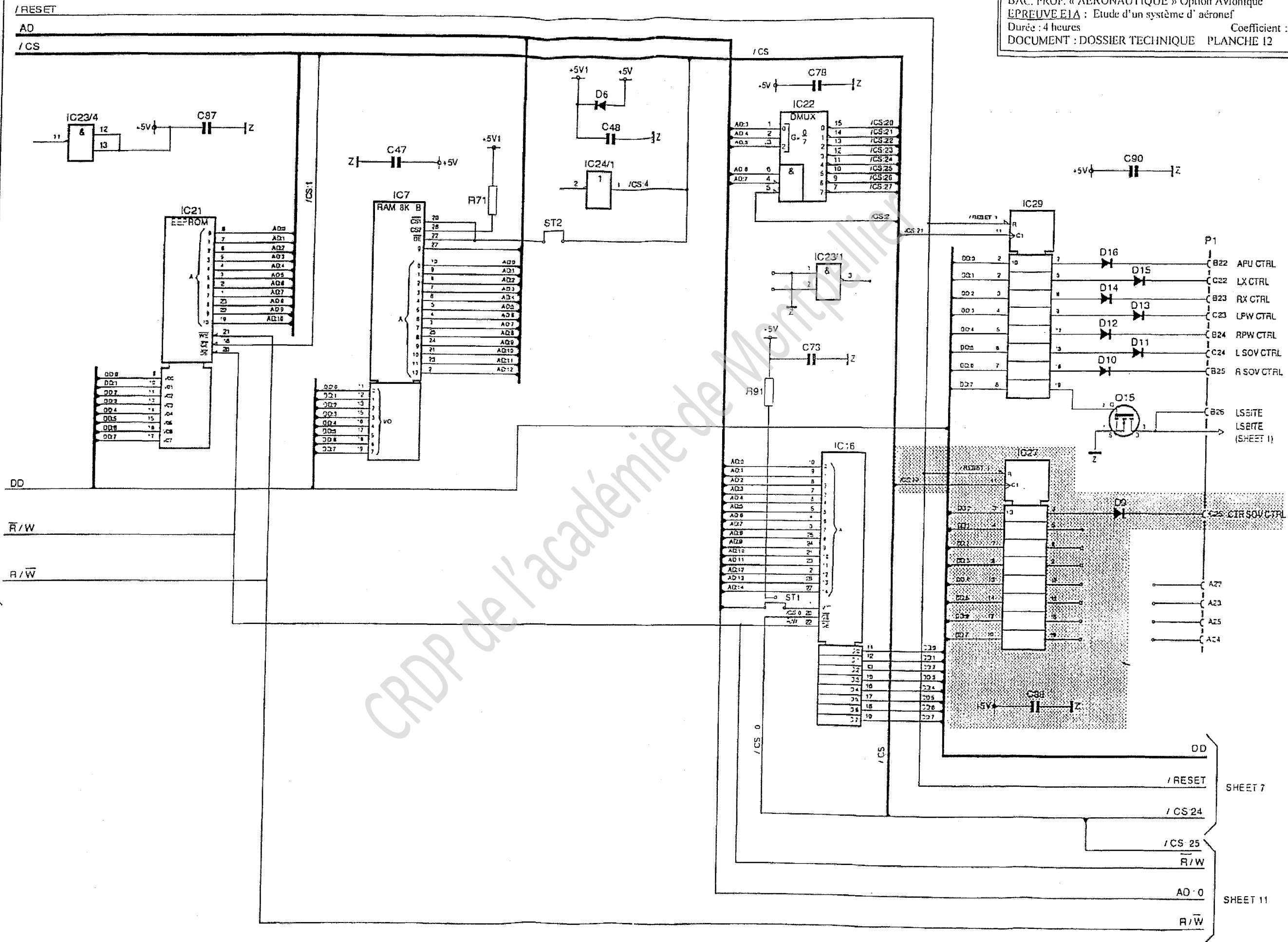
SHEET 4

SHEET 3

SHEET 5

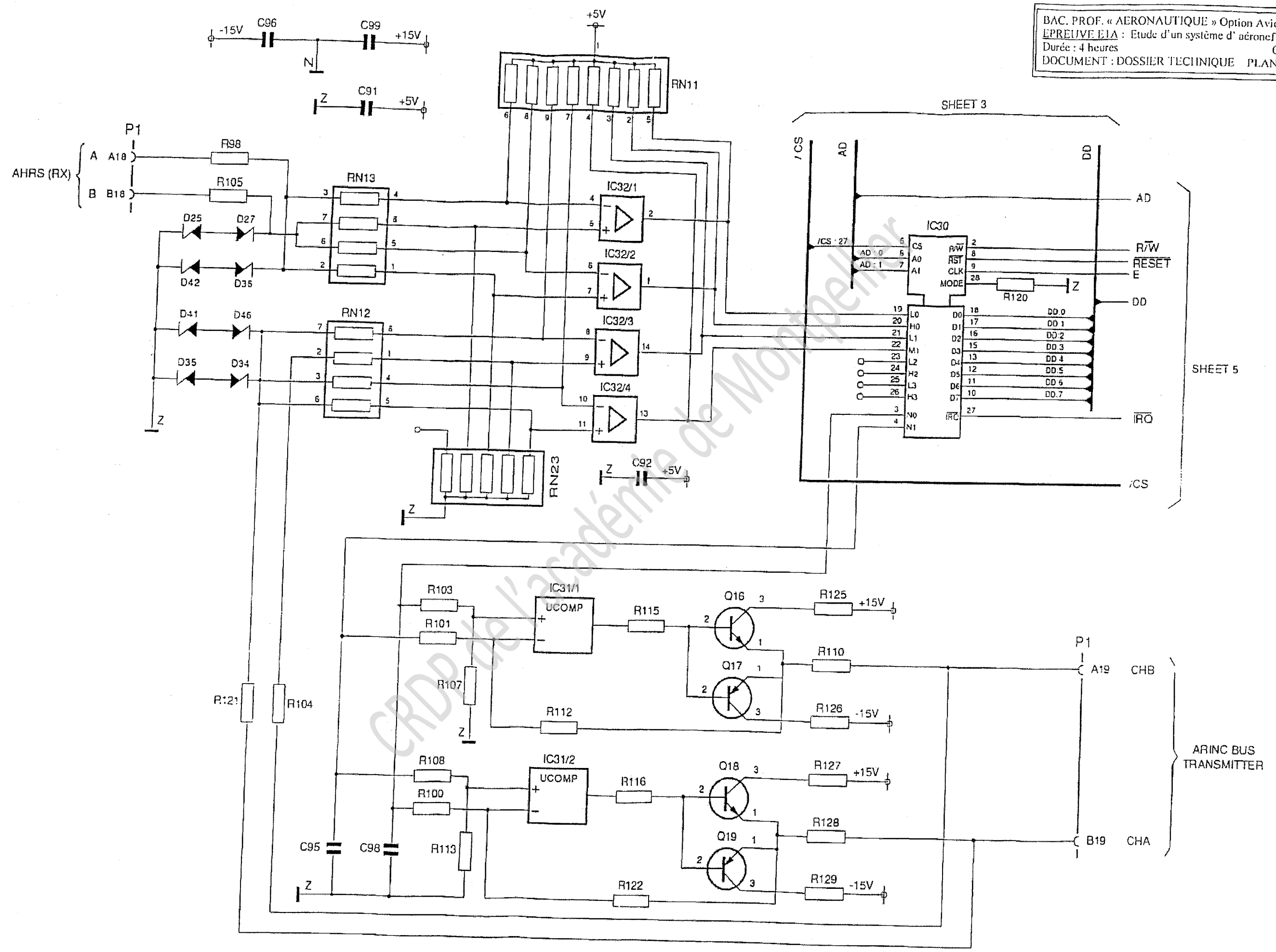
SHEET 4

+5V



SHEET 7

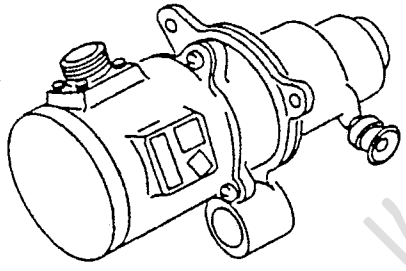
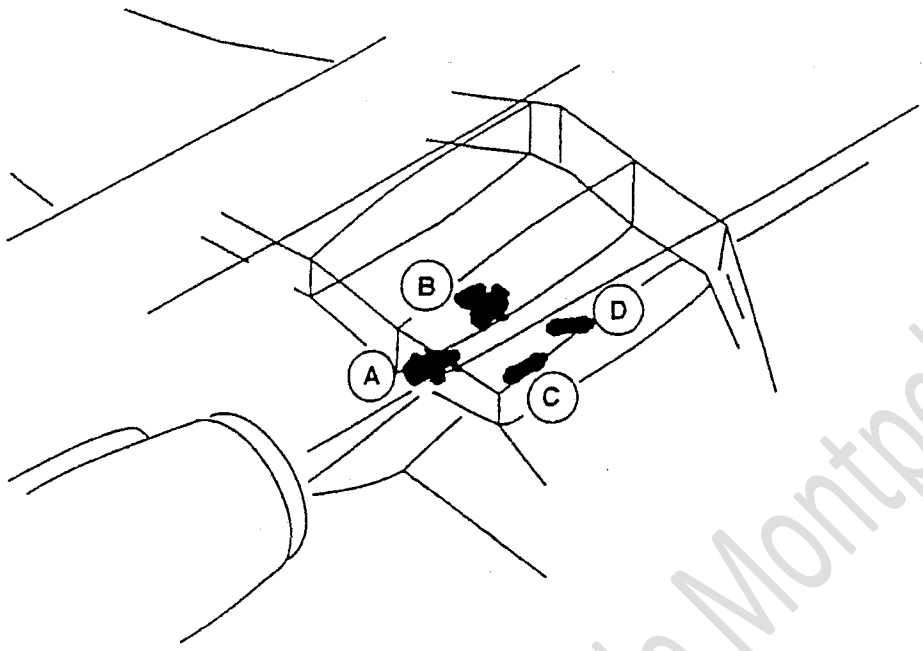
SHEET 11



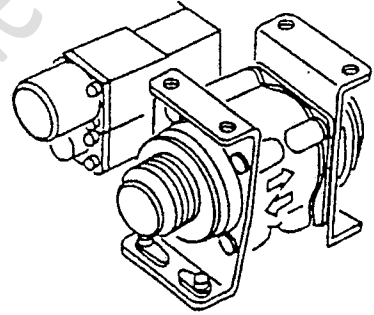
SHEET 3

SHEET 5

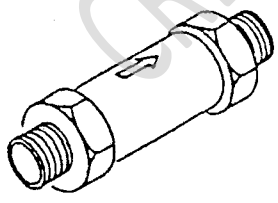
ARINC BUS TRANSMITTER



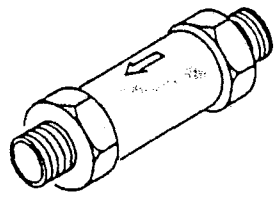
A APU FUEL PUMP



B APU FUEL FEED SHUTOFF VALVE



C APU FEED LINE CHECK VALVE



D APU NEGATIVE-GRAVITY FEED VALVE

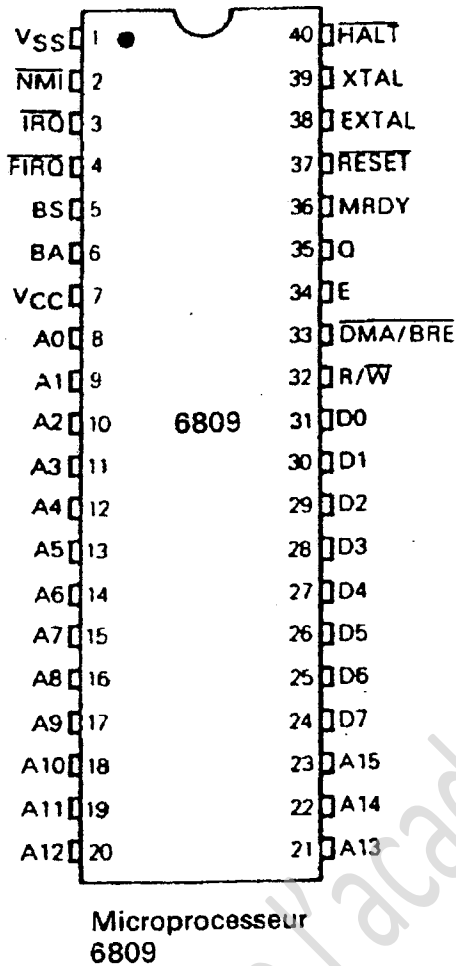
APU FUEL SYSTEM - COMPONENT LOCATION/RECOGNITION

CRDP de l'académie de Montpellier

CRDP de l'académie de Montpellier

CRDP de l'académie de Montpellier

MICROPROCESSEUR 6809 FICHE TECHNIQUE



Broches XTAL et EXTAL :

Ce sont des entrées horloges. Deux fonctionnements sont possibles :

- L'oscillateur interne est connecté par ces deux broches à un quartz externe.
- Une horloge TTL est connectée à EXTAL, XTAL étant connectée à la masse.

Dans les deux cas, la fréquence de fonctionnement est quatre fois plus petite que la fréquence externe.

Broches E et Q : Ces signaux sont des signaux d'horloge qui vont rythmés les échanges entre le microprocesseur et les composants associés.

Le microprocesseur 6809 est fabriqué en technologie MOS canal N et se présente sous la forme soit d'un boîtier DIL 40 broches, soit d'un boîtier de type PLCC.

L'alimentation est de +5 V.

Le microprocesseur 6809 est un microprocesseur à trois bus indépendants :

- un bus de données de 8 bits,
- un bus d'adresses de 16 bits,
- un bus de contrôle de 12 bits.

Son fonctionnement est rythmé par une horloge externe.

Rôle des principales broches :

Alimentation $V_{cc} = +5 V$; $V_{ss} = 0V$

Bus de données : D0 à D7.

La communication entre le microprocesseur et le bus de données bidirectionnel se fait par l'intermédiaire de huit broches. Chaque broche peut piloter une charge TTL et huit circuit de la famille 6800. Le changement du sens de fonctionnement des broches se fait sans conflit grâce à un état transitoire Haute impédance rythmé par les broches horloges E et Q.

Bus d'adresses : A0 à A15.

Le transfert des adresses du microprocesseur se fait par l'intermédiaire de 16 broches unidirectionnelles. Chaque broche peut piloter une charge TTL et huit circuit de la famille 6800.

Broche R/W : Cette broche de sortie détermine le sens du transfert sur le bus de données.

Si $R/\overline{W} = 1$ bus en lecture,

Si $R/\overline{W} = 0$ bus en écriture.

Broches BA et BS : (bus available et bus state)

Ces signaux indiquent l'état et la disponibilité des bus du microprocesseur.

Broche HALT :

Cette entrée permet d'interrompre le déroulement d'un programme (halt =0) Le microprocesseur reprend le déroulement du programme au même endroit lorsque l'entrée revient au niveau haut.

Broche RESET :

Un niveau bas sur cette entrée réinitialise le microprocesseur. Le microprocesseur arrête le programme en cours et reprend le programme à son début.

Broches d'interruption NMI, IRQ, FIRQ :

Elles permettent l'exécution de tâches demandées par certains périphériques. le microprocesseur interrompt le programme en cours et exécute une autre séquence.

CIRCUIT INTEGRE ADG508

FEATURES

- 44V Supply Maximum Rating
- V_{SS} to V_{DD} Analog Signal Range
- Single/Dual Supply Specifications
- Wide Supply Ranges (10.8V to 16.5V)
- Extended Plastic Temperature Range
(-40°C to +85°C)
- Low Power Dissipation (28mW max)
- Low Leakage (20pA typ)
- Available in 16-Lead DIP/SOIC and
20-Lead PLCC/LCCC Packages

DESCRIPTION GENERALE

Le circuit ADG508 est un multiplexeur analogique à 8 canaux.

Une des 8 entrées du circuit est reliée à une sortie unique en fonction des combinaisons présentes sur les entrées A0, A1 et A2 et de l'état de l'entrée ENABLE.

Si EN est à l'état bas, la sortie D est en haute impédance, aucune entrée n'est sélectionnée.

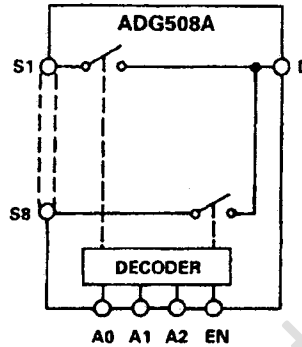
Si EN est à l'état haut, le signal d'une des entrées S1 à S8 est connecté à la sortie D en fonction de la table de vérité ci-dessous.

TABLE DE VERITE

A2	A1	A0	EN	Sortie reliée
X	X	X	0	Aucune
0	0	0	1	S1
0	0	1	1	S2
0	1	0	1	S3
0	1	1	1	S4
1	0	0	1	S5
1	0	1	1	S6
1	1	0	1	S7
1	1	1	1	S8

x: état 0 ou 1

FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAMS



ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS*

($T_A = 25^\circ\text{C}$ unless otherwise noted)

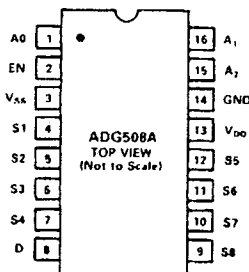
- V_{DD} to V_{SS} 44V
- V_{DD} to GND 25V
- V_{SS} to GND -25V
- Analog Inputs¹
- Voltage at S, D $V_{SS} - 2\text{V}$ to $V_{DD} + 2\text{V}$ or 20mA, Whichever Occurs First
- Continuous Current, S or D 20mA
- Pulsed Current S or D
- 1ms Duration, 10% Duty Cycle 40mA
- Digital Inputs¹
- Voltage at A, EN $V_{SS} - 4\text{V}$ to $V_{DD} + 4\text{V}$ or 20mA, Whichever Occurs First
- Power Dissipation (Any Package)
- Up to +75°C 470mW
- Derates above +75°C by 6mW/°C
- Operating Temperature
- Commercial (K Version) -40°C to +85°C
- Industrial (B Version) -40°C to +85°C
- Extended (T Version) -55°C to +125°C
- Storage Temperature Range -65°C to +150°C

NOTE

¹Overvoltage at A, EN, S or D will be clamped by diodes. Current should be limited to the Maximum Rating above.

PIN CONFIGURATIONS

DIP, SOIC



CIRCUIT INTEGRE 74HCT244

OCTAL BUFFER/LINE DRIVER; 3-STATE

FEATURES

- Output capability: bus driver
- I_{CC} category: MSI

GENERAL DESCRIPTION

Le 74 HC/HCT 244 est un composant haute vitesse CMOS, compatible avec la technologie LSTTL. Le 74 HC/HCT 244 est un amplificateur logique non inverseur à huit bits à sorties 3 états. Le composant est commandé par les broches 1 et 19 (EN sur le symbole).

Un état haut sur ces broches place les sorties en haute impédance (Z).

Un état bas sur ces broches permet le fonctionnement normal du composant.

TABLE DE VERITE

INPUTS		OUTPUT
nOE	nA _n	nY _n
L	L	L
L	H	H
H	X	Z

H = HIGH voltage level
 L = LOW voltage level
 X = don't care
 Z = high impedance OFF-state

SYMBOL	PARAMETER	CONDITIONS	TYPICAL		UNIT
			HC	HCT	
t _{PHL} / t _{PLH}	propagation delay 1A _n to 1Y _n ; 2A _n to 2Y _n	C _L = 15 pF V _{CC} = 5 V	9	11	ns
C _I	input capacitance		3.5	3.5	pF
C _{PD}	power dissipation capacitance per buffer	notes 1 and 2	35	35	pF

GND = 0 V; T_{amb} = 25 °C; t_r = t_f = 6 ns

Notes

1. C_{PD} is used to determine the dynamic power dissipation (P_D in μW):

$$P_D = C_{PD} \times V_{CC}^2 \times f_i + \sum (C_L \times V_{CC}^2 \times f_o) \text{ where:}$$

f_i = input frequency in MHz C_L = output load capacitance in pF
 f_o = output frequency in MHz V_{CC} = supply voltage in V
 Σ (C_L × V_{CC}² × f_o) = sum of outputs

2. For HC the condition is V_I = GND to V_{CC}
 For HCT the condition is V_I = GND to V_{CC} - 1.5 V

ORDERING INFORMATION/PACKAGE OUTLINES

PC74HC/HCT244P: 20-lead DIL; plastic (SOT-146).

PC74HC/HCT244T: 20-lead mini-pack; plastic (SO-20; SOT-163A).

PIN DESCRIPTION

PIN NO.	SYMBOL	NAME AND FUNCTION
1	1OE	output enable input (active LOW)
2, 4, 6, 8	1A ₀ to 1A ₃	data inputs
3, 5, 7, 9	2Y ₀ to 2Y ₃	bus outputs
10	GND	ground (0 V)
17, 15, 13, 11	2A ₀ to 2A ₃	data inputs
18, 16, 14, 12	1Y ₀ to 1Y ₃	bus outputs
19	2OE	output enable input (active LOW)
20	V _{CC}	positive supply voltage

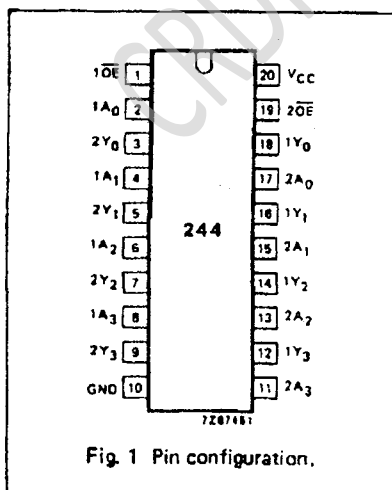


Fig. 1 Pin configuration.

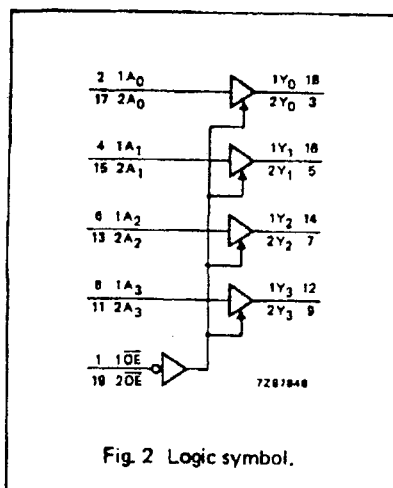


Fig. 2 Logic symbol.

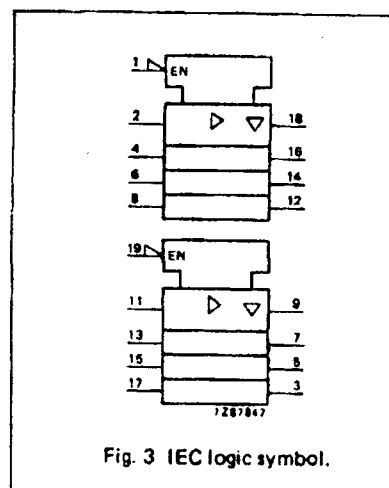


Fig. 3 IEC logic symbol.

Annexe aérodynamique 1

Liste de déviations de configuration

DESCRIPTION DE L'ELEMENT STRUCTURAL MANQUANT OU ENDOMMAGE	NOMBRE INSTALLE	REMARQUES ET/OU CONDITIONS
<u>ATA 27 - COMMANDES DE VOL</u>		
27 - 10 Joints entre l'aile et l'aile	4	Tous peuvent manquer à condition de pénaliser les masses "En route" de 60 kg par joint et réduire les masses limites au décollage volets 8 de 18 kg par joint manquant. Les performances de décollage volets 20 ne sont pas altérées.
27 - 20 - Joints entre la gouverne de direction et le plan fixe vertical.	2	1 ou 2 peuvent manquer sans aucune pénalisation de performance.
- Joints entre les volets intérieurs et le carénage du fuselage.	2	1 ou 2 peuvent manquer sans aucune pénalisation de performance. <u>1 manquante:</u> - réduire les masses limites au décollage de 36 kg (volets 20) ou de 54 kg (volets 8). - pénaliser les masses "En route" de 177 kg. - majorer la consommation prévue de 1% - réduire les masses limites à l'atterrissage de 36 kg. <u>2 manquantes:</u> - réduire les masses limites au décollage de 73 kg (volets 20) ou de 109 kg (volets 8). - pénaliser les masses "En route" de 354 kg. - majorer la consommation prévue de 2% - réduire les masses limites à l'atterrissage de 73 kg.

Annexe aérodynamique 2

Liste de déviations de configuration

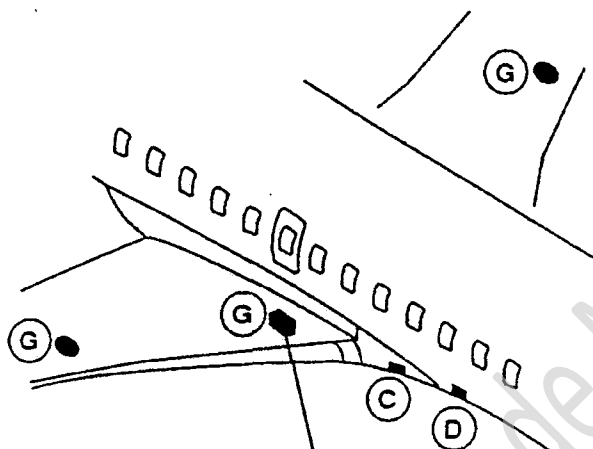
DESCRIPTION DE L'ELEMENT STRUCTURAL MANQUANT OU ENDOMMAGE	NOMBRE INSTALLE
<p>ATA 51 - STRUCTURE</p> <p>51 - 23 Enduit aérodynamique (sert à remplir un espace d'environ 2 mm entre les bords d'attaque dégivrés et la structure de l'aile par exemple)</p>	<p>REMARQUES ET/OU CONDITIONS</p> <p>L'enduit ne doit pas manquer sur les zones suivantes:</p> <ul style="list-style-type: none">- intérieur de l'entrée d'air nacelle.- extérieur de la nacelle. <p>L'enduit peut manquer de toutes les autres zones extérieures à condition de diminuer les masses maximales comme indiqué ci-dessous:</p> <ul style="list-style-type: none">- réduire les masses limites au décollage et atterrissage de 3,7 kg/mètre d'enduit manquant.- pénaliser les masses "En route" de 12 kg/mètre d'enduit manquant.- majorer la consommation prévue de 0,2 % par tranche de 3 mètres d'enduit manquant. <p>NOTES</p> <ul style="list-style-type: none">- Les pénalités ci-dessus s'appliquent à toute la longueur d'enduit manquant.- L'enduit doit être refait dès que possible et avant 300 heures de vol.

Annexe aérodynamique 3

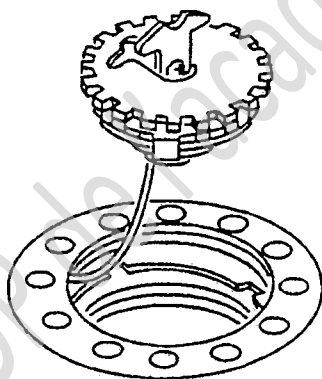
Liste de déviations de configuration

DESCRIPTION DE L'ELEMENT STRUCTURAL MANQUANT OU ENDOMMAGE	NOMBRE INSTALLE	REMARQUES ET/OU CONDITIONS
ATA 52 - PORTES		
52 - 11 Système d'appui de porte PAX en position ouverte (galet)	1	Peut être manquant si: - le kit G601R101004 est installé pour l'embarquement et le débarquement et est enlevé avant la fermeture de la porte - les limitations de charge de porte restent valables
52 - 45 Trappe de service toilettes	1	Peut manquer à condition de pénaliser les masses "En route" de 32 kg
52 - 45 Trappe de remplissage d'eau potable - Avant	1	Peut manquer sans appliquer de pénalisation de performance
- Arrière	1	Peut manquer sans appliquer de pénalisation de performance
52 - 45* Porte d'accès au panneau de commande du système de remplissage carburant.	1	Peut manquer sans appliquer de pénalisation de performance
52 - 45* Trappe de remplissage carburant.	1	Peut manquer à condition de réduire les masses maximales comme indiqué ci-dessous: - réduire les masses limites au décollage de 32 kg (volets 20) ou de 50 kg (volets 8). - pénaliser les masses "En route" de 160 kg. - majorer la consommation prévue de 0,9 %. - réduire les masses limites à l'atterrissage de 32 kg.

Annexe mécanique des fluides



GRAVITY FILLER CAP
CENTER TANK
(BELOW ACCESS COVER)



(G) GRAVITY FILLER
CAP