

**E1A – ETUDE D'UN SYSTEME D'UN AERONEF (U 11)**  
**Option : MS - AVIONIQUE**

**DOSSIER TECHNIQUE**

CE DOSSIER EST COMPOSE DE 29 FEUILLES DE DT 1 à DT 29

**SOMMAIRE**

DESCRIPTION DU SYSTEME TECHNIQUE	DT 1	à	DT 9
PLANCHES TECHNIQUES	DT 10	à	DT 19
DOCUMENTATION TECHNIQUE DES COMPOSANTS ELECTRONIQUES	DT 20	à	DT 28
GLOSSAIRE FORMULAIRE	DT 29		

## I. ENVIRONNEMENT

Les informations aérodynamiques nécessaires au fonctionnement des systèmes de navigation ou visualisées au poste de pilotage sont de quatre types :

- Pression totale,
- Pression statique,
- Température totale,
- Incidence.

## II. CIRCUITS ANEMOMETRIQUES – IMPLANTATION

( Pages DT 10/29, DT 11/29 et DT 12/29)

Les circuits anémométriques comprennent deux circuits indépendants, l'un pour le pilote, l'autre pour le copilote. Ces circuits comportent les capteurs suivants :

- Deux sondes de pression totale, situées de part et d'autre du fuselage qui transmettent de façon indépendante la pression totale à divers instruments et équipements,
- Deux sondes de pression statique, situées de part et d'autre du fuselage et comportant chacune, deux orifices de statiques indépendants. Chacun des circuits de pression statique reçoit deux informations, l'une provenant de la prise droite, l'autre provenant de la prise gauche.

Un circuit de statique secours pilote raccordé à deux prises situées de part et d'autre du fuselage peut également alimenter les instruments de bord et les divers équipements.

L'information de température totale captée par une sonde de température est distribuée à la centrale aérodynamique.

Les informations d'incidences sont captées par les sondes d'incidence.

### 1. CIRCUIT ANEMOMETRIQUE PILOTE

Sur ce circuit sont branchés :

- Un anémomachmètre,
- Une centrale aérodynamique qui alimente un altimètre électrique recopieur,
- Un variomètre pneumatique,
- Un altimètre pneumatique secours.

## **2. CIRCUIT DE PRESSION STATIQUE SECOURS PILOTE**

Un robinet sélecteur de pression statique permet d'utiliser soit la pression statique normale, soit la pression statique secours pour alimenter :

- L'anémomachmètre,
- La centrale aérodynamique.

## **3. CIRCUIT ANEMOMETRIQUE COPILOTE**

Sur ce circuit sont branchés :

- Un anémomachmètre,
- Un altimètre,
- Un variomètre,
- Deux contacteurs de Vi
- Une capsule de commande de l'ARTHUR gauchissement,
- Un indicateur triple (Alt,  $\Delta p$  et vario-cabine).

Un robinet d'isolement double permet d'isoler la capsule de l'ARTHUR gauchissement et profondeur, l'indicateur triple (Alt,  $\Delta p$  et vario-cabine) et une capsule de Vi.

Pour l'ARTHUR de profondeur on utilise la pression statique copilote et la pression totale du réacteur 1 (gauche).

# **III. FONCTIONNEMENT**

## **1. FONCTION DE CHAQUE CIRCUIT**

### **a) CIRCUIT DE PRESSION TOTALE PILOTE**

Ce circuit reçoit une pression totale provenant de la prise totale gauche. Il alimente l'anémomachmètre pilote et la centrale aérodynamique.

### **b) CIRCUIT DE PRESSION TOTALE COPILOTE**

Ce circuit reçoit une pression totale provenant de la prise totale droite. Il alimente :

- L'anémomachmètre copilote,
- Le contacteur de Vi becs,
- La capsule du vérin ARTHUR gauchissement et le contacteur de Vi train qui peuvent être exclus du circuit à l'aide du robinet double isolement.

### **c) CIRCUIT NORMAL DE PRESSION STATIQUE PILOTE**

Ce circuit reçoit la pression statique issue des deux prises doubles de pression statique gauche et droite.

Il alimente directement :

- Le variomètre pneumatique pilote,
- L'altimètre pneumatique de secours pilote.

Il alimente à travers un robinet sélecteur :

- L'anémomachmètre pilote,
- La centrale aérodynamique qui alimente un altimètre électrique.

### **d) CIRCUIT SECOURS DE PRESSION STATIQUE PILOTE**

Ce circuit reçoit la pression statique issue des deux prises de pression statique secours gauche et droite.

Il alimente les deux équipements précités, anémomachmètre et centrale aérodynamique ( sur défaut du circuit normal ), en plaçant le robinet sélecteur sur la position secours « EMERG ».

### **e) CIRCUIT DE PRESSION STATIQUE COPILOTE**

Ce circuit reçoit la pression statique issue des deux prises doubles de pression statique gauche et droite. Il alimente :

- L'anémomachmètre copilote,
- Le variomètre copilote,
- L'altimètre copilote,
- Le contacteur de Vi becs,
- L'indicateur triple (Alt,  $\Delta p$  et vario-cabine), le contacteur de Vi train et les deux vérins ARTHUR profondeur et gauchissement.

Ces quatre derniers équipements peuvent être exclus du circuit à l'aide du robinet double isolement.

## **2. RECHAUFFAGE DES PRISES ANEMOMETRIQUES**

Les équipements concernés sont :

- Les deux prises de pression totale,
- Les deux prises doubles de pression statique.

## IV. CENTRALE AERODYNAMIQUE

### I. GENERALITES    Voir Pages DT 13/29, DT 14/29 et DT 15/29

La centrale aérodynamique est un équipement, qui à partir d'informations de pression statique, de pression totale et d'une information électrique de température, calcule et distribue :

- L'altitude pression visualisée, par l'intermédiaire de l'altimètre électrique pilote,
- L'altitude, les vitesses air (TAS), indiquée (IAS) et verticale (Vz), le Mach (M) au système de pilotage automatique ou directeur de vol,
- La vitesse air au système INS,
- La température totale à un indicateur,
- Des informations de vitesse vers les becs et le Plan Horizontal.

La centrale aérodynamique est alimentée en + 28 Vcc barre Bus "A".

Elle reçoit la pression totale et la pression statique normale ou secours pilote.

Une sonde lui envoie une information électrique de température.

La centrale aérodynamique est située dans l'armoire gauche.

Elle comporte sur la face avant :

- Deux connecteurs pneumatiques marqués Pitot et Static (DT 14/29) pour raccordement au circuit anémométrique de l'avion,
- Un bouton-poussoir « TEST » pour le test au sol,
- Un voyant vert « VALID » qui indique un bon fonctionnement lorsqu'il s'allume à la fin du test,
- Un voyant ambre « FAULT » qui indique un mauvais fonctionnement lorsqu'il reste allumé à la fin du test.

Elle comporte sur la face arrière :

- Deux connecteurs pour les différentes liaisons avion,
- Une prise module configuration qui est utilisée pour programmer sur le calculateur de la centrale, les informations :
  - Correction d'erreur de statique,
  - VMO/MMO,
  - Contacts d'altitude,
  - De vitesse,
  - De Mach.

**a) PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT**

La centrale aérodynamique utilise :

- L'information de pression statique  $P_s$  avec laquelle elle détermine l'altitude pression ( $Z$ ),
- L'information de pression dynamique (qui est la différence entre la pression totale  $P_t$  et la pression statique  $P_s$ ) ; à l'aide de celle-ci, elle détermine l'information  $\Delta p = P_t - P_s$  et en déduit la vitesse indiquée (IAS).

Avec ces informations  $P_s$  et  $\Delta p$ , elle détermine le nombre de Mach :  $M = f\left(\frac{\Delta p}{P_s}\right)$

Les informations  $P_s$  et  $\Delta p$ , sont en outre soumises à une correction d'erreur de statique fonction du Mach.

Puis avec le Mach et la valeur de la température d'impact fournie par la sonde de température, elle détermine la vitesse vraie :

$$TAS = f(M, SAT)$$

A partir des informations analogiques données par les capteurs, la centrale effectue une transformation de ces paramètres pour les amener sous forme digitale. Les divers calculs sont effectués par le calculateur digital de la centrale.

**b) CAPTEURS**

**(1) Capteurs de  $P_s$  et de  $P_t - P_s$**

Ce sont des capteurs à équilibre de forces. La force développée par la pression à mesurer s'exerçant sur un soufflet est équilibrée par une force de rappel électrodynamique créée par un courant traversant une bobine de rappel placée dans l'entrefer d'un aimant permanent.

Un circuit électronique d'asservissement (comprenant amplificateurs, démodulateur, circuit de compensation en température, filtre de bruit aérodynamique) maintient en permanence l'équilibre des forces, le courant dans la branche de rappel, représentant en permanence la pression mesurée.

**(2) Sonde de température**

Comporte une résistance de platine de résistivité variable avec la température.

L'information électrique correspondant à la mesure de  $T_t$  est élaborée dans la centrale à partir de la variation de résistance présentée par la sonde.

### **c) INFORMATIONS DE SORTIE DE LA CENTRALE.**

Les informations de sortie de la centrale sont de trois types :

#### **(1) Informations vers les instruments de pilotage :**

Altimètre, altimètre alerteur, indicateur de température totale/statique et vitesse air, anémomachmètre, variomètre et EFIS (les informations fournies aux EFIS sont la vitesse air, la vitesse indiquée et le MACH).

#### **(2) Informations vers les calculateurs directeur de vol :**

- Ecart d'altitude par rapport à l'altitude pré sélectionnée. Cette information est fournie à partir de l'écart entre l'altitude recalée de l'altimètre pilote et l'altitude sélectionnée sur l'altimètre alerteur,
- Ecart d'altitude, d'IAS, de MACH et de vitesse verticale (V/S) par rapport à l'altitude, l'IAS, le MACH et la vitesse verticale, à l'enclenchement des modes ALT, TAS, MACH, V/s. L'information d'écart parvient ainsi aux calculateurs directeur de vol sous l'appellation « erreur de verticale »,
- Altitude barométrique,
- L'information de vitesse verticale,
- Les informations d'IAS et de TAS.

#### **(3) Informations utilisées par l'avion :**

- Contacts de vitesse : 200, 265 et 280 kt pour respectivement Plan Horizontal (PH) et becs,
- Signal de commande de l'avertisseur sonore VMO-MMO,
- Signal de validité pour le tableau de pannes (voyant « AIR DATA »).

La centrale délivre en outre une tension continue fonction de la vitesse indiquée IAS, utilisée pour faire la comparaison de position ARTHUR, ainsi qu'une information de vitesse air TAS, utile au fonctionnement de la centrale inertielle INS.

### **d) FONCTIONS ANNEXES DE LA CENTRALE :**

La centrale est conçue pour corriger l'erreur de statique.

La centrale délivre en outre un signal VMO-MMO limite adapté au domaine de vol de l'avion.

### **e) SURVEILLANCE DE LA CENTRALE :**

Les capteurs de pression sont autotestés en permanence pour toute panne active par une surveillance interne.

Les deux chaînes de pression  $P_s$  et  $\Delta p$  sont automatiquement testées à chaque cycle de calcul.

Des circuits de découpage séquentiels sont utilisés dans les circuits de calcul digitaux et les résultats de chaque chaîne de surveillance sont combinés en un seul signal de validité qui commande le voyant de panne centrale aérodynamique « AIR DATA » sur le tableau de pannes avion.

### **3. CIRCUITS DE TEST.**

#### **a) GENERALITES.**

Un circuit de test au sol permet des contrôles additionnels pour les circuits non autotestés ou pour des circuits qui ne justifient qu'un test sol.

Ce circuit de test au sol peut être commandé par le bouton-poussoir de « TEST » situé sur la face avant de la centrale ou par un bouton-poussoir test centrale situé sur l'armoire gauche au tableau mécanicien, et ceci par l'intermédiaire d'un contact de train fermé au sol.

Le test se déroule en deux phases :

- Une phase de test des circuits internes de la centrale, qui commande les voyants sur la façade (voyant ambre : test en cours, voyant vert : bon fonctionnement) et le voyant de panne « AIR DATA » (voyant ambre, dont le fonctionnement est inverse à celui du voyant vert),
- Une phase de test des sorties pendant laquelle la centrale délivre des informations prédéterminées vers les utilisateurs (indicateurs, ARTHUR, commande automatique des becs).

#### **b) EXECUTION DU TEST.**

##### **(1) Appuyer et maintenir le bouton-poussoir « TEST » :**

- Le test est activé, le voyant ambre sur la face avant de la centrale et le voyant « AIR DATA » au tableau d'alarmes s'allument, puis s'éteignent après 0,5 seconde environ,
- l'état des contacts de Vi change (PH, becs auto 1, surveillance becs auto) ce qui entraîne l'allumage du voyant « AUTO SLATS » dans le tableau de pannes,
- L'altimètre électrique (pilote) est inhibé : flag apparent, aiguille à 3 h,
- Le machmètre électrique (pilote) est inhibé: flag apparent, aiguille de Mach et aiguille MMO à 12h,
- Le variomètre électrique (pilote) est inhibé : flag apparent et aiguille à - 6 000 Ft/mn,
- L'altimètre alerteur a son flag apparent,
- L'indicateur de température TAT-TAS-SAT (planche de bord) s'éteint,
- Le voyant « Q UNIT » du tableau de pannes s'allume au bout de 3 secondes environ.

##### **(2) Relâcher le bouton-poussoir « TEST » : DT 15/29**

- la stimulation du test est arrêtée,
- tous les voyants s'éteignent,
- les informations de la centrale sont retransmises,
- le flag sur l'altimètre disparaît et l'aiguille indique l'altitude actuelle de l'avion.

**NOTA :** La temporisation à l'allumage et à l'extinction du voyant « Q UNIT » est due au temps de réaction des « ARTHURS » après l'envoi des informations par la centrale.



## V. DETECTION SOL-VOL

### 1. GENERALITES.

DT 16/29

Un circuit de détection de la position des amortisseurs d'atterrisseurs principaux et avant, commande la mise en service des différents circuits de l'avion en fonction de sa position sol ou vol.

L'alimentation électrique du circuit s'effectue à partir des barres Bus "A" et "B" non délestables.

Un relais (33G) permet l'alimentation par la seule barre Bus « A » en cas de panne de la génération barre Bus « B ».

Chacun des atterrisseurs comporte un boîtier comprenant deux détecteurs de proximité qui commandent les six relais affectés aux différents circuits.

Chaque détecteur de proximité est constitué par un organe qui devient conducteur lorsqu'une cible métallique est approchée de sa face sensible (amortisseur détendu).

### 2. DESCRIPTION

#### a) BOITIERS DETECTEURS DE PROXIMITES (41G - 42G - 44G)

Implantation: atterrisseurs principaux et avant.

Chaque boîtier comporte deux détecteurs de proximité.

Chaque détecteur de proximité commande :

- atterrisseur gauche (41G) :
  - détecteur 1, le relais (67F1) circuit becs,
  - détecteur 2, le relais (43G1).
- atterrisseur droit (42G) :
  - détecteur 1, le relais (67F2) circuit becs,
  - détecteur 2, le relais (43G2).
- atterrisseur avant (44G) :
  - détecteur 1, le relais (47G),
  - détecteur 2, le relais (46G).

#### b) RELAIS SOL-VOL (43G1- 43G2- 46G - 47G - 67F1 - 67F2)

Implantation: armoire droite.

Accès: poste de pilotage.

Commandés par les détecteurs de proximité (41G, 42G et 44G), ces relais sont excités lorsque les amortisseurs sont détendus.

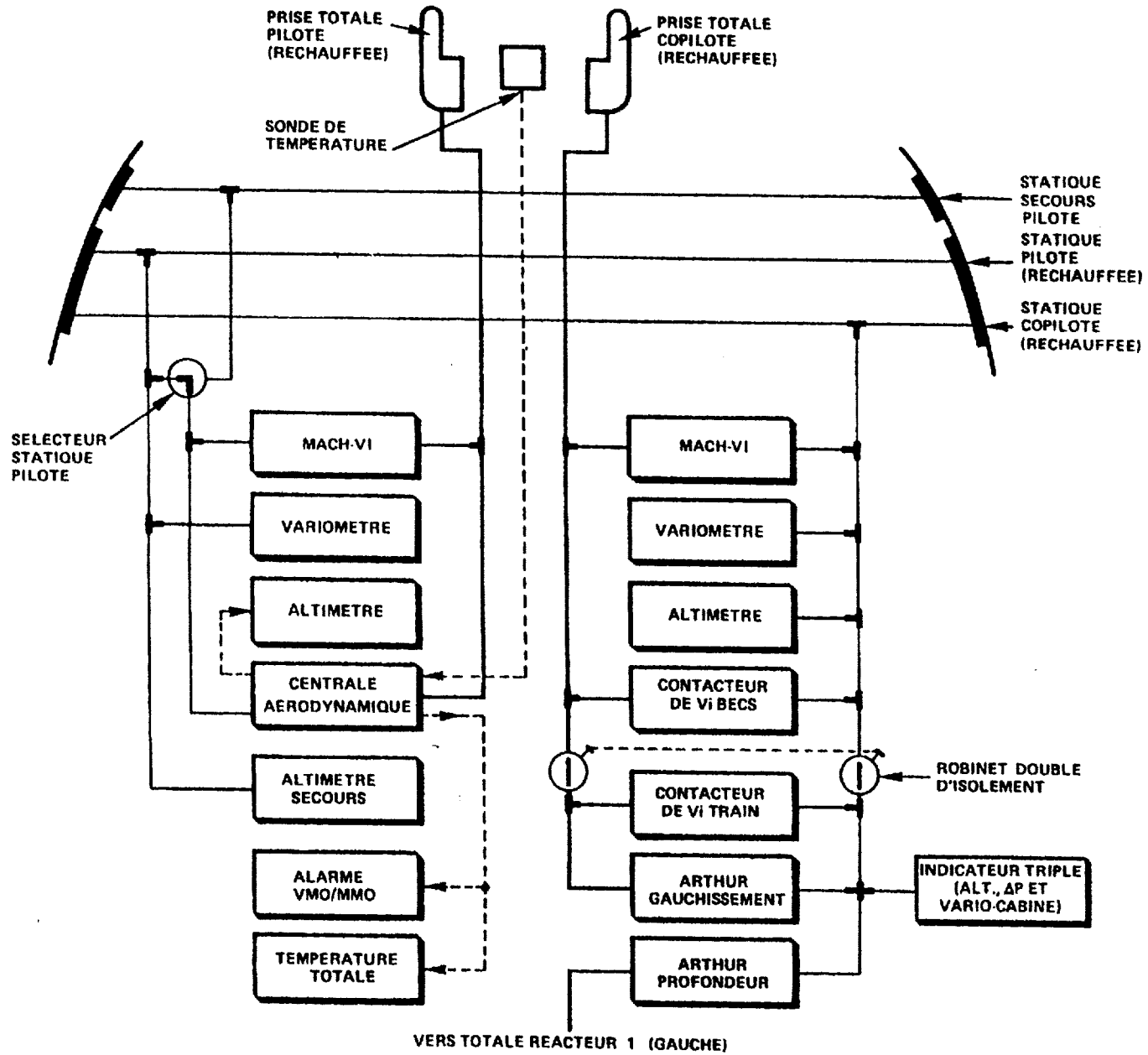
### 3. FONCTIONNEMENT

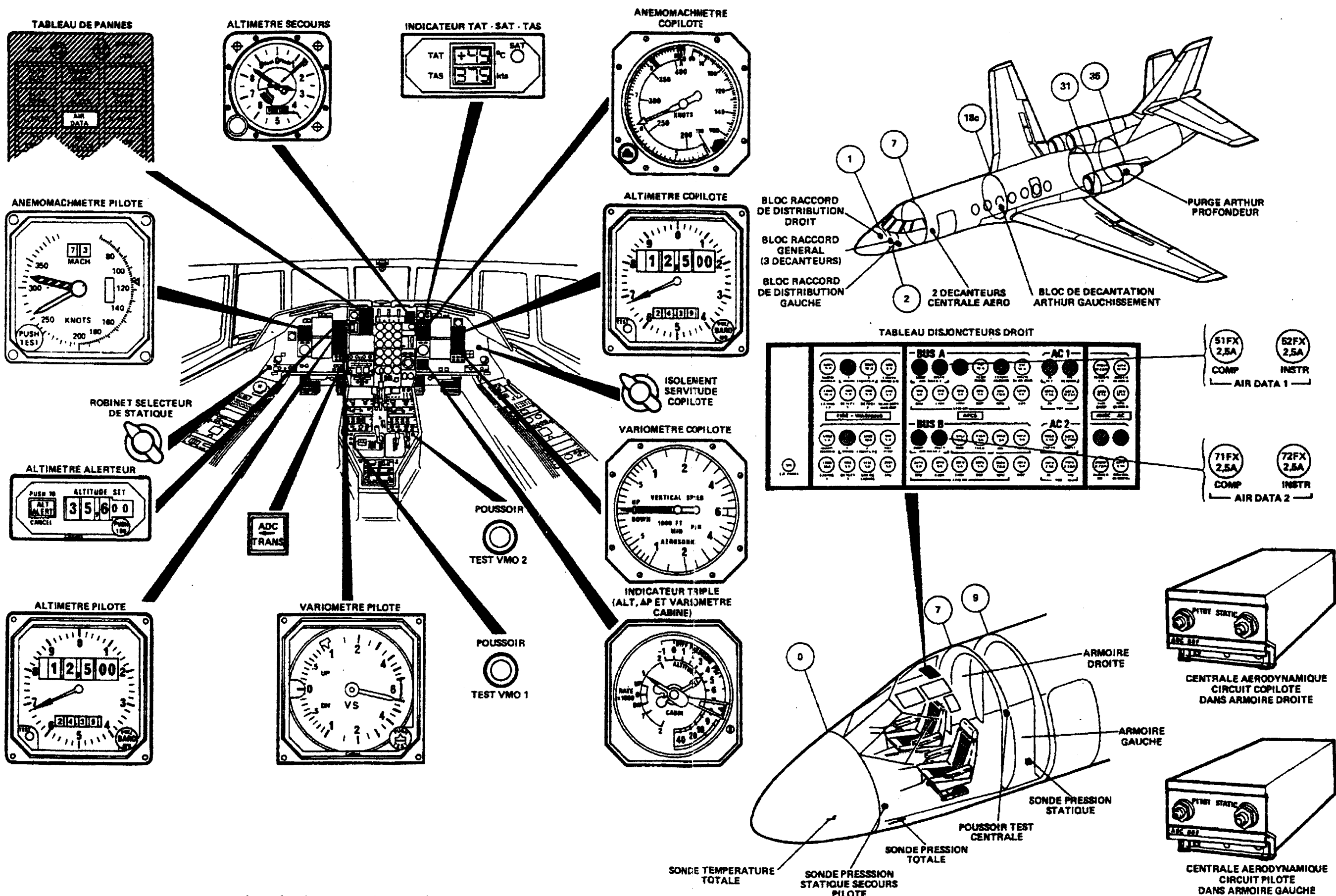
DT 16/29

La mise en service des différents circuits de l'avion est réalisée par la fermeture de leur circuit masse à travers les relais Sol-Vol alimentés ou non, en fonction de l'état du détecteur de proximité correspondant. Elle s'effectue de la façon suivante :

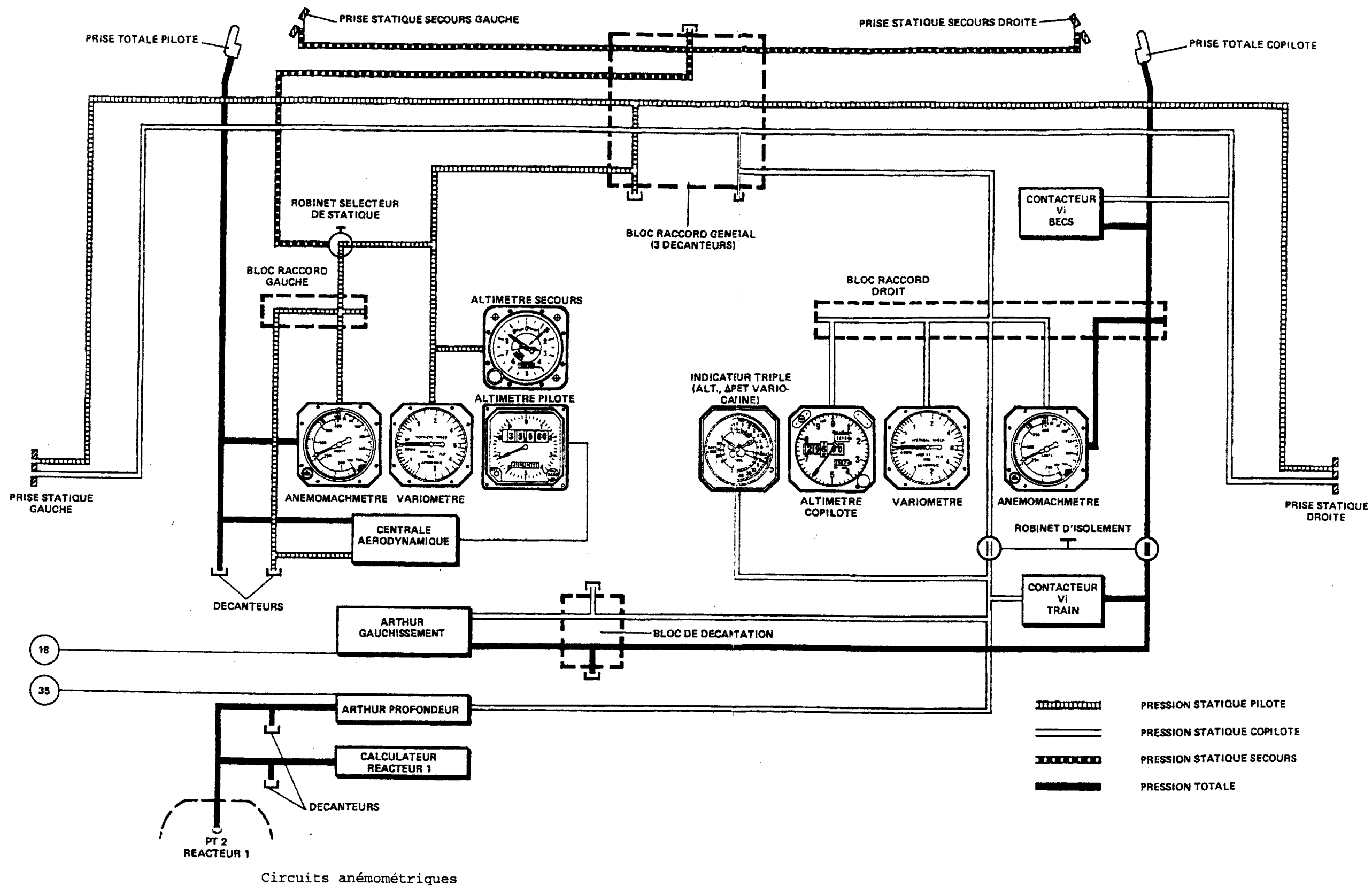
- Amortisseur d'atterrisseur avant comprimé (44G, détecteurs 1 et 2) pour relais (46G) et (47G) non alimentés
  - Freinage normal secours,
  - Panne réacteur 2,
  - Dirigibilité ; relais (46G) ou (47G) non alimentés.
- Amortisseurs d'atterrisseurs principaux comprimés (41G et 42G, détecteurs 2) pour :  
relais (43G1) et (43G2) non alimentés :
  - Pressurisation cabine,
  - Génération droite,
  - Ventilateur avant,
  - Alimentation convertisseur INS,
  - Horizon et batterie secours,
  - Inverseur de poussée réacteur 2,
  - Alarme décollage,
  - Centrale aérodynamique.
- Amortisseur d'atterrisseurs principaux détendus (41G et 42G, détecteurs 2) pour :
  - Horizon et batterie secours relais (43G1 et 43G2) alimentés.
- Amortisseur d'atterrisseurs principaux comprimés (41G et 42G, détecteurs 2) pour :
  - Conditionnement vers (14H1) ; relais (43G1) non alimenté,
  - Conditionnement vers (14H2) ; relais (43G2) non alimenté.
- Amortisseur d'atterrisseurs gauche (41G détecteurs 2) et avant (44G détecteurs 1) détendus pour :
  - Commande train ; relais (43G1 et 47G) alimentés.
- Amortisseur d'atterrisseurs principaux détendus (41G et 42G détecteurs 1) pour :
  - Sortie automatique des becs ; relais (67F1 et 67F2) alimentés.

Anémométrie - Synoptique

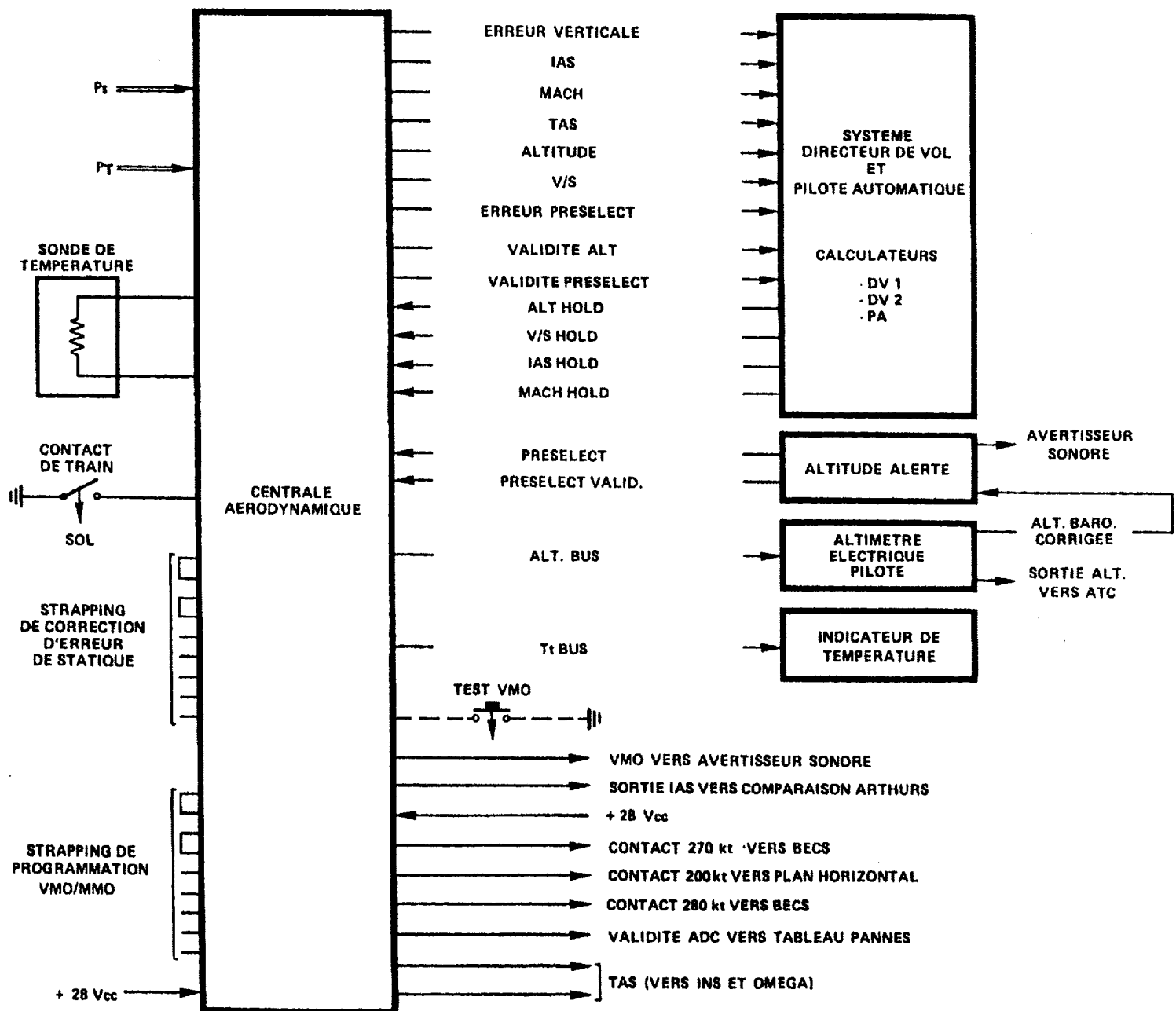




Anémométrie - Implantation

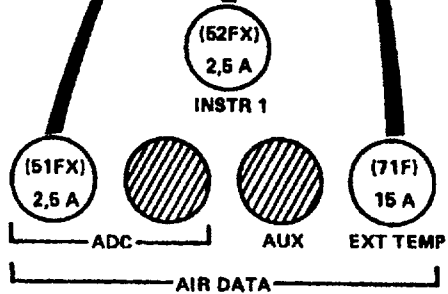
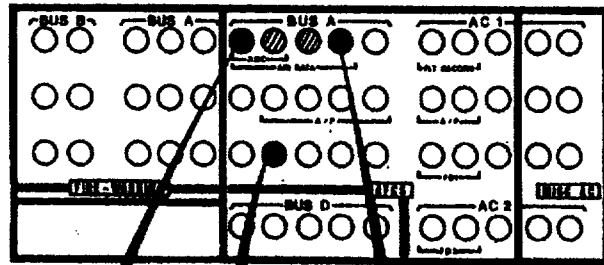


Centrale aérodynamique et instruments associés - Synoptique

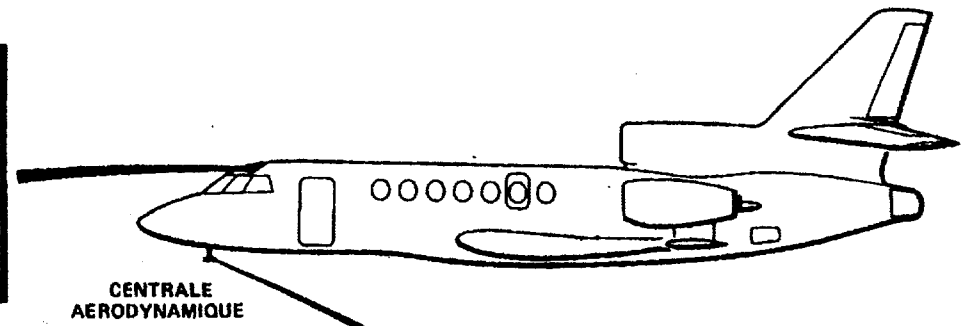


BACALAUREAT PROFESSIONNEL AERONAUTIQUE  
 Option Avionique  
 Epreuve E1A : Etude d'un système d'un aéronef  
 DUREE : 4 heures  
 DOSSIER TECHNIQUE  
 COEFFICIENT : 2  
 Page DT 13 / 29

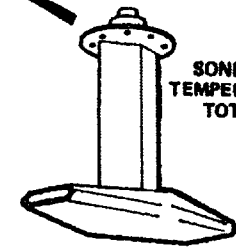
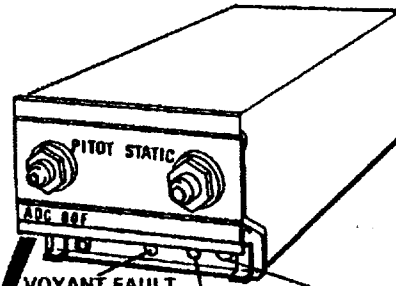
TABLEAU DISJONCTEURS (PARTIE DROITE)



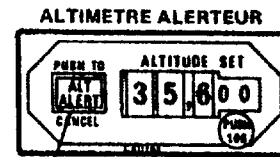
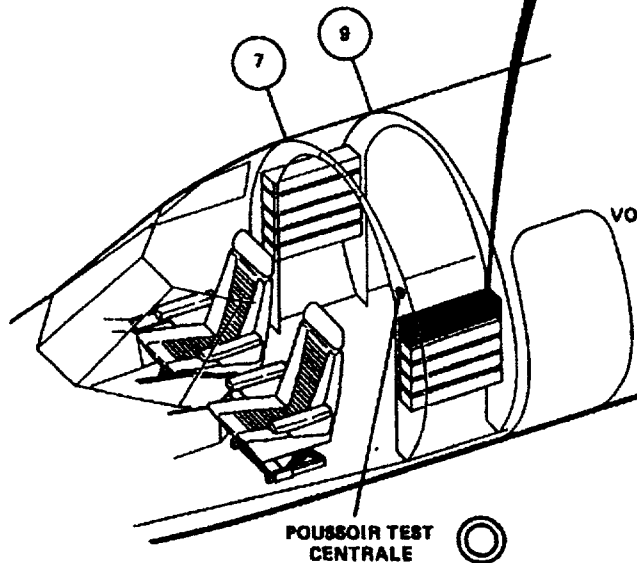
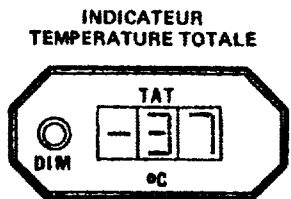
Centrale aérodynamique - Implantation



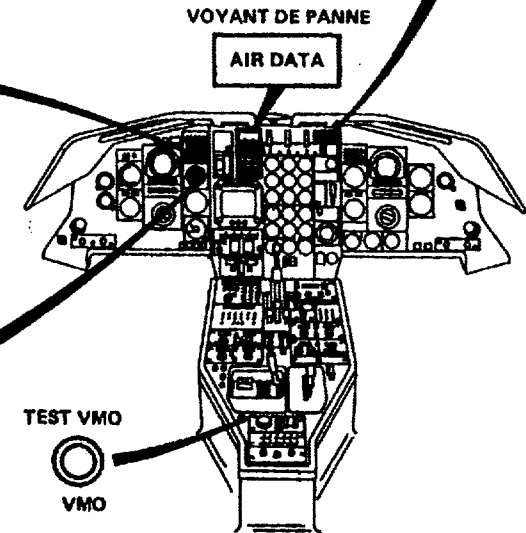
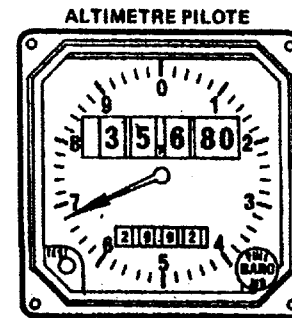
CENTRALE AERODYNAMIQUE



SONDE DE TEMPERATURE TOTALE



VOYANT "ALT ALERT"



TEST VMO  
VMO

BACALAUREAT PROFESSIONNEL AERONAUTIQUE  
Option Avionique  
Epreuve E1A : Etude d'un système d'un aéronef  
DUREE : 4 heures  
COEFFICIENT : 2  
DOSSIER TECHNIQUE  
Page DT 14 / 29