



**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.

Ce dossier technique comporte 20 pages, numérotées de 1 / 20 à 20 / 20
Assurez-vous que cet exemplaire est complet.
S'il est incomplet, demandez un autre exemplaire au chef de salle.

Page de garde

DOSSIER TECHNIQUE

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL
AÉRONAUTIQUE
OPTION : AVIONIQUE

ÉPREUVE E2 – EXPLOITATION DE LA DOCUMENTATION TECHNIQUE

CODE : 1606-AER A U2

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 1 / 20

SOMMAIRE

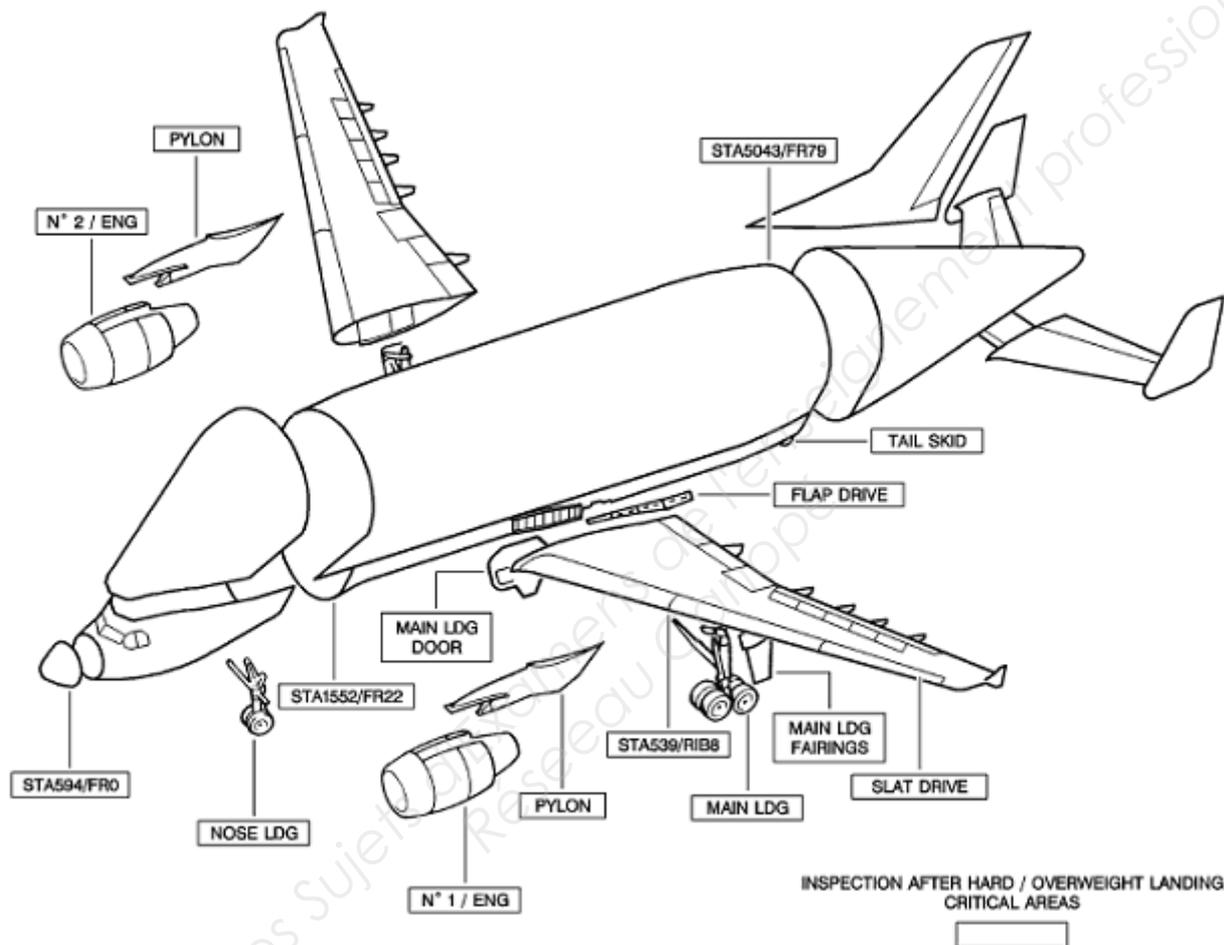
ANNEXE 1	PRÉSENTATION DE L'AVION - CARGO
ANNEXE 2	ALIMENTATION ÉLECTRIQUE DE CHARGEMENT CARGO
ANNEXE 3	PRÉSENTATION DES PDU – ATA 25
ANNEXE 4	LOCALISATION DES PDU
ANNEXE 5	TRAIN ENGRENAGE PDU
ANNEXE 6	FORMULE DU CALCUL DE RAPPORT DE RÉDUCTION
ANNEXE 7	CONVERSION tr/min rad/s^{-1}
ANNEXE 8	VUE ÉCLATÉE DU TAMBOUR
ANNEXE 9	FORMULAIRE DE MÉCANIQUE
ANNEXE 10	INFORMATIONS DÉTECTION INCENDIE SUR POSTE DE PILOTAGE
ANNEXE 11	SYNOPTIQUE GÉNÉRATION ÉLECTRIQUE
ANNEXE 12	BOITIER DÉTECTION INCENDIE FDU
ANNEXE 13	DÉTECTION SURCHAUFFE / INCENDIE
ANNEXE 14	FONCTIONNEMENT CARTE ÉLECTRONIQUE BOITIER DE DÉTECTION
ANNEXE 15	SCHEMA SIMPLIFIE CARTE ÉLECTRONIQUE BOITIER DE DÉTECTION

ANNEXE 1 : PRÉSENTATION DE L'AVION - CARGO

Cet avion est spécialement construit pour le transport de fret et de charges exceptionnelles (satellites, véhicules militaires, ...), il peut être aussi utilisé pour des opérations humanitaires.

Le fuselage de ce gros porteur comprend une porte principale (main entrance door), une sortie de secours (crew door), trois portes de soutes cargo (cargo doors), des portes de trains d'atterrissage et des portes nécessaires au servicing de l'avion et à la maintenance.

CONSTITUTION



MAIN CARGO DOOR : CARGO COMPARTMENT

Généralités :

La soute principale est équipée d'un système de transport qui se compose :

- de 2 glissières (rails)
- des rouleaux et des PDU (Power Drive Units)
- des PLU (Power Locking Units) pour verrouiller les charges
- d'un panneau de surveillance CLS (Cargo Loading System)
- d'un panneau de commande fixe
- d'un panneau de commande mobile

Ce système permet de charger ou décharger des bâtis de transport appelés TCU (Transport Cargo Unit) depuis une plate-forme de chargement externe CL (Cargo Loader) ou vice-versa. Les TCUs sont chargés / déchargés par la porte cargo principale située au-dessus du poste de pilotage.

Le déplacement des bâtis de transport est assuré par un système de galets motorisés (PDU) et le blocage des charges est assuré par des PLU.

L'ensemble bâtis de transport / charge est maintenu en toute sécurité pendant le vol et manœuvres au sol.

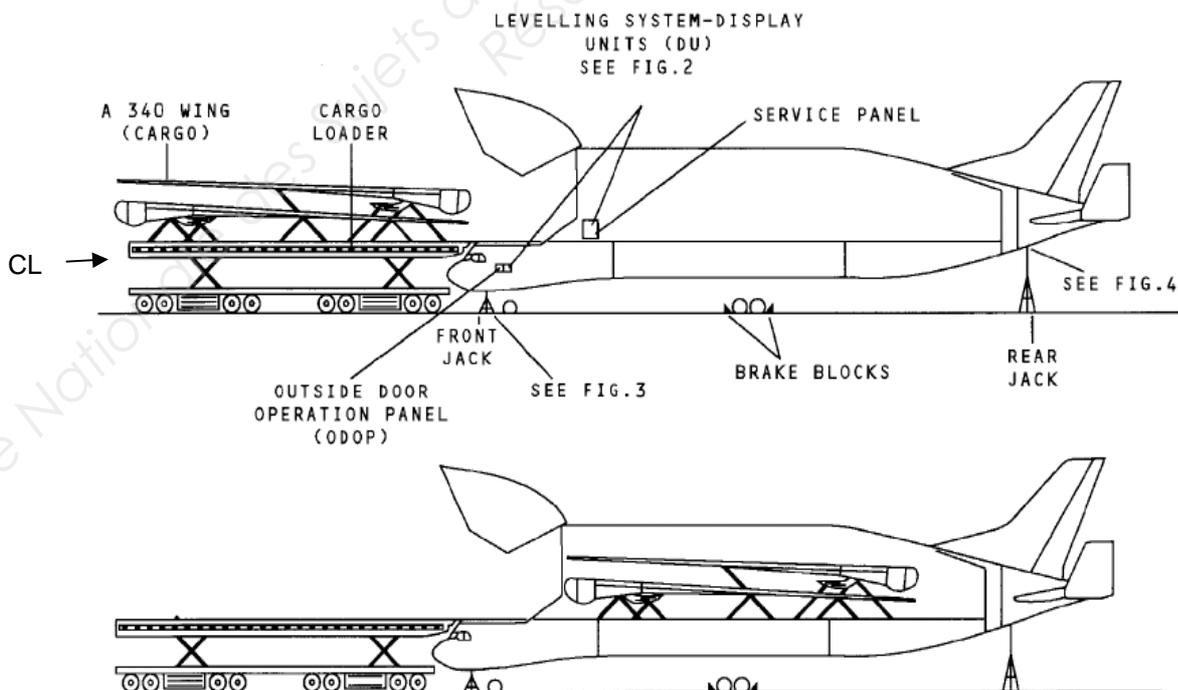
Les PDU sont installés sur les 2 rails et sont espacés d'environ 1 mètre. Entre chaque PDU se trouvent les PLU fixés sur la paroi équipée de rails.

Les PLU peuvent être rentrés manuellement à l'aide d'un outillage.

Avant d'effectuer les opérations de chargement ou de déchargement, l'avion doit être stabilisé et en position horizontale.

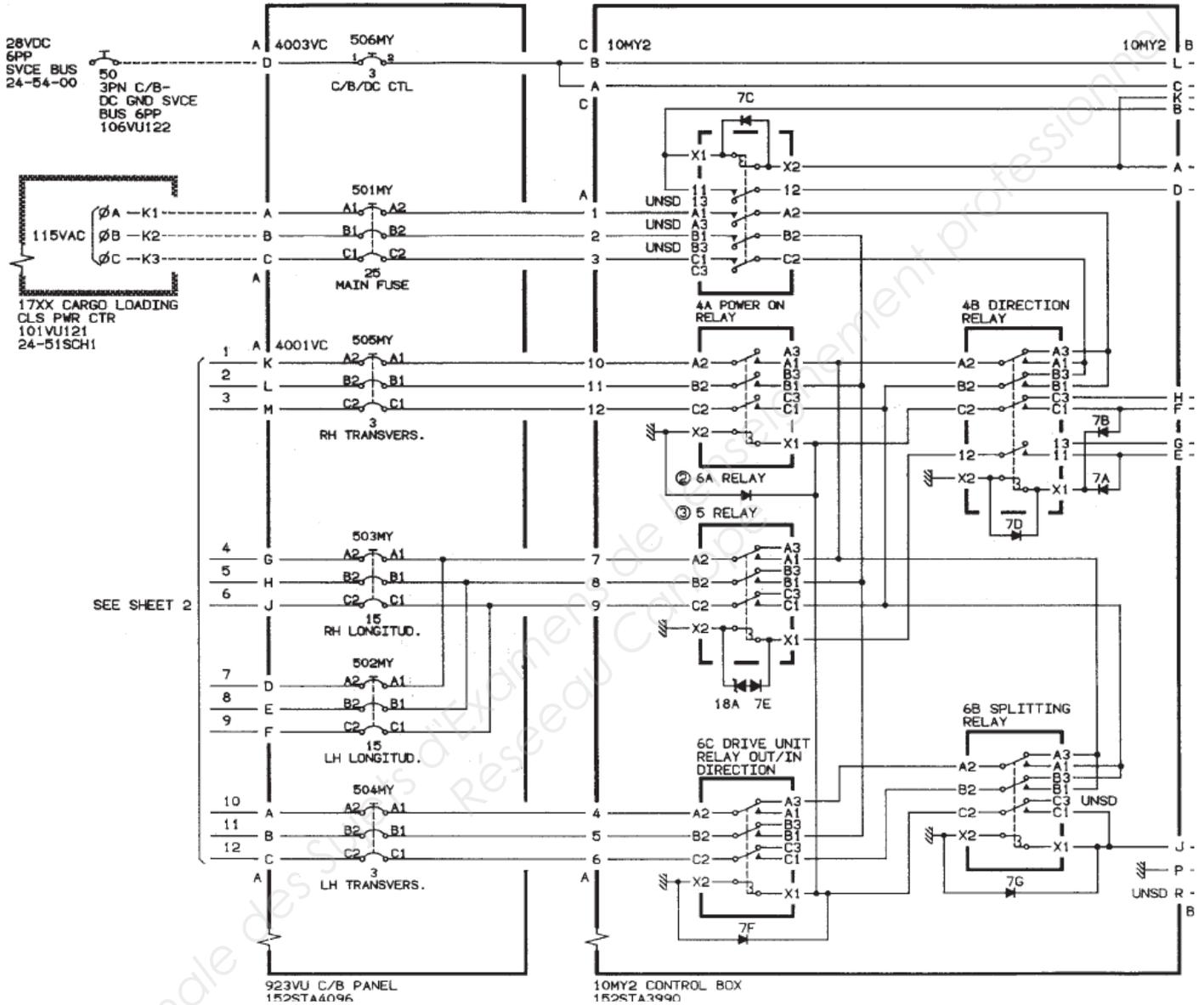
Un système de levage permet de soulever l'avion en position quasi horizontale et de le soutenir lors des opérations de chargement.

PLAN CHARGEMENT



ANNEXE 2 : ALIMENTATION ÉLECTRIQUE DE CHARGEMENT CARGO

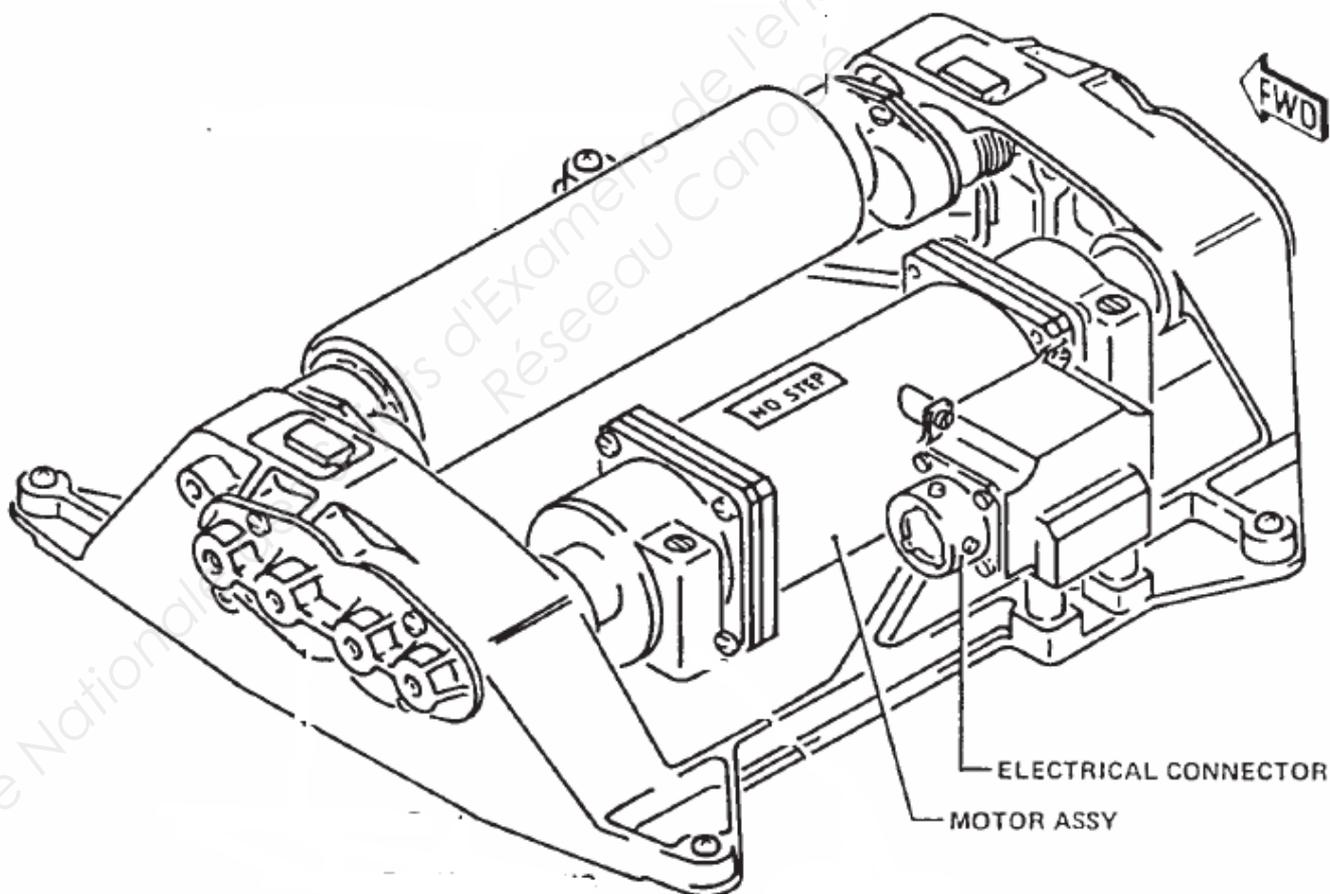
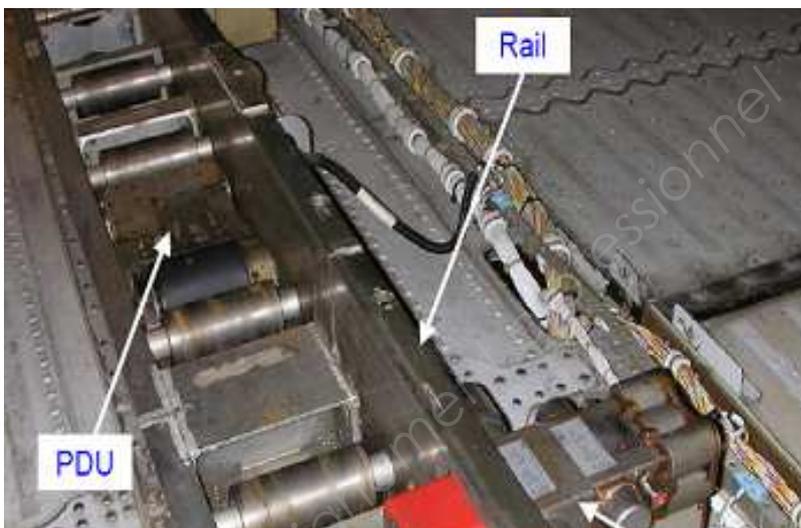
25-52-00 EQUIPEMENT CARGO LOADING POWER SUPPLY



NOTE : UNLESS OTHERWISE SPECIFIED PREFIX ALL WIRE IDENTIFICATION WITH ATA 2552
 UNLESS OTHERWISE SPECIFIED ALL WIRES ARE CF12 GAUGE
 UNLESS OTHERWISE SPECIFIED ALL ROUTES ARE 2M

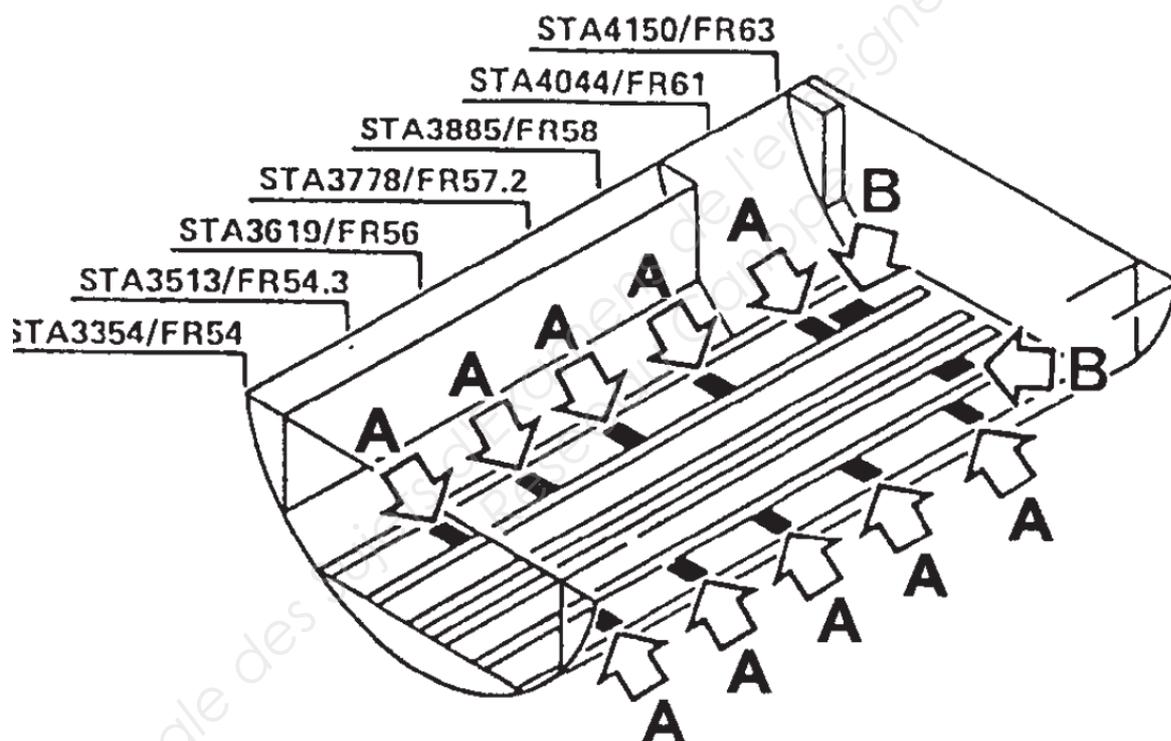
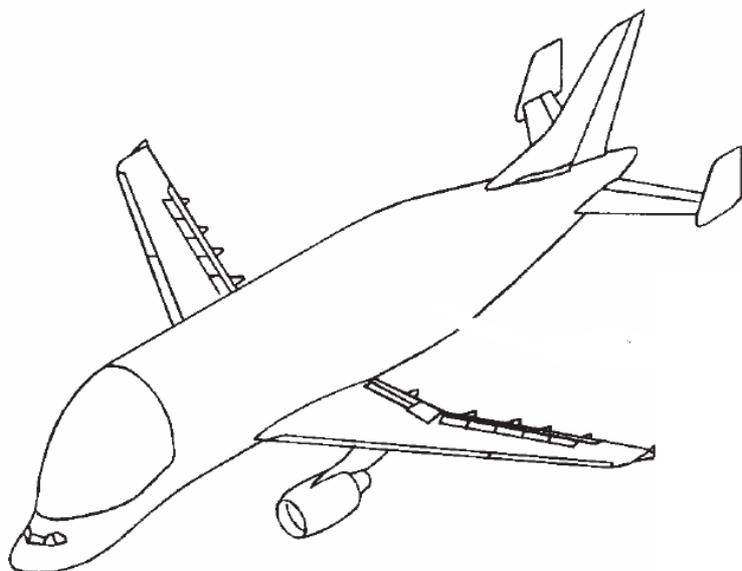
ANNEXE 3 : PRÉSENTATION DES PDU – ATA 25

La soute est utilisée pour le transport des unités de chargement ULD (Unit Load Device).
Les ULD sont transférées vers ou depuis la zone de la porte et de la soute grâce à des PDU électriques (POWER DRIVE UNIT).



BACCALURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 6 / 20

ANNEXE 4 : LOCALISATION DES PDU

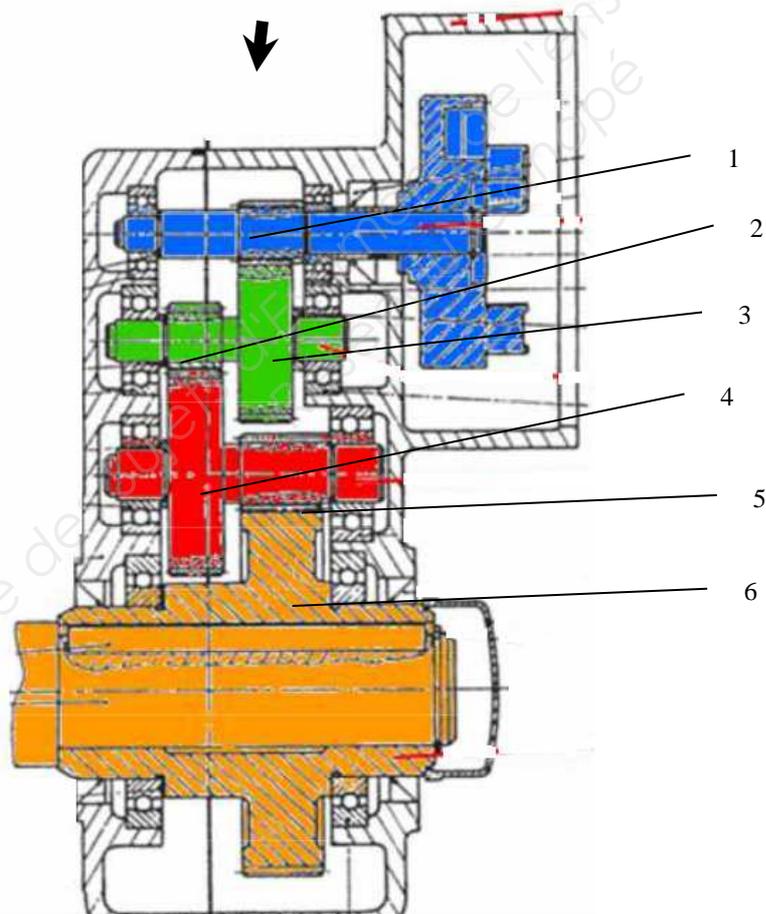
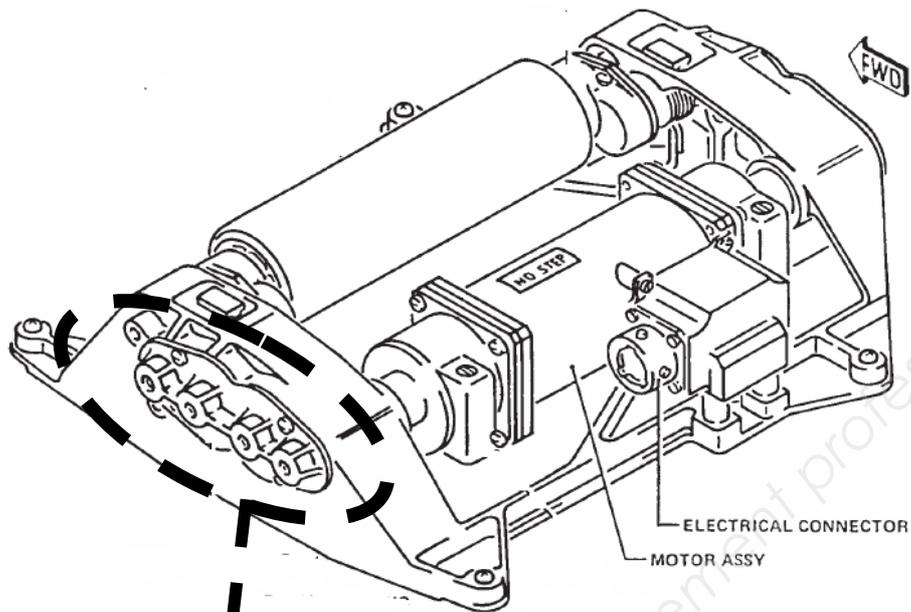


LEGENDE :  = PDU

25-52-26

BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 7 / 20

ANNEXE 5 : TRAIN ENGRENAGE PDU



ANNEXE 6 : FORMULE DU CALCUL DE RAPPORT DE RÉDUCTION

$$r = \frac{N_{\text{sortie}}}{N_{\text{entrée}}} = (-1)^n \times \frac{\text{Produit du nombre de dents des roues menantes}}{\text{Produit du nombre de dents des roues menées}}$$

N_{SORTIE} : vitesse de sortie en tr/min

N_{ENTREE} : vitesse d'entrée en tr/min

n = nombre de contacts extérieurs

n	nombre de contact extérieurs entre roues
roue menante	Roue menante : roue motrice dans un engrenage
roue menée	Roue menée : roue réceptrice dans un engrenage

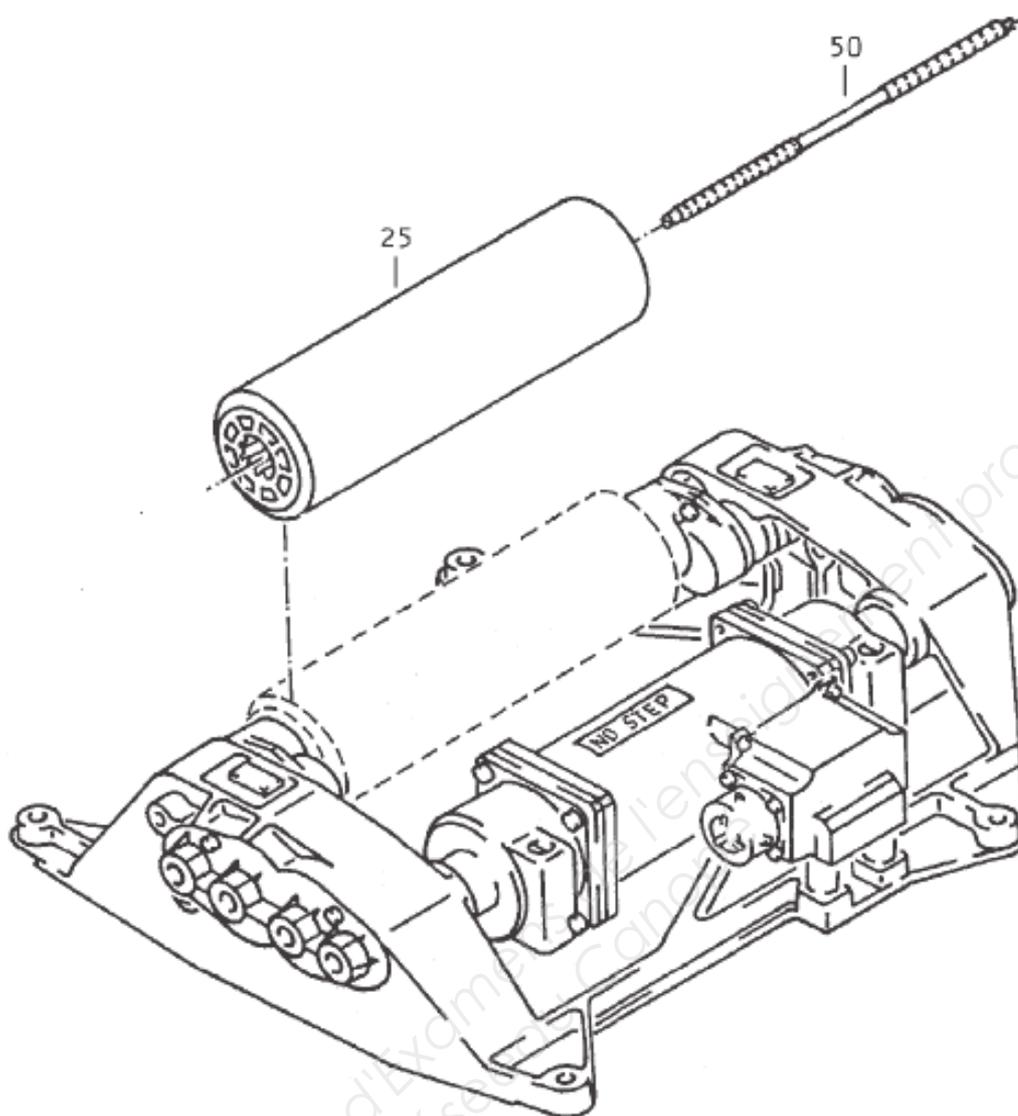
$|r| < 1$ c'est une réduction la vitesse de sortie est inférieure à la vitesse d'entrée

$|r| > 1$ c'est une multiplication la vitesse de sortie est supérieure à la vitesse d'entrée

ANNEXE 7 : CONVERSION tr/min rad/s⁻¹

$$1 \text{ tr/min} = \frac{2\pi}{60} \text{ rad} \cdot \text{s}^{-1}$$

ANNEXE 8 : VUE ECLATÉE DU TAMBOUR



ANNEXE 9 : FORMULAIRE DE MÉCANIQUE

CALCUL DU POIDS (FORCE)

$$P = m \times g$$

Rappel : 1 T = 1000 kg

P en N
m en kg
g = 9.81 m/s²

CALCUL DU COUPLE DE SORTIE

$$C = m \times a \times R$$

C en N.m
a en m/s²
R en m

CALCUL DE PUISSANCE MÉCANIQUE

$$P_{méca} = C \times \omega$$

C : en N.m
P_{méca} : puissance en W
 ω en rad/s

CALCUL DE RENDEMENT

$$\eta = \frac{P_{sortie}}{P_{entrée}}$$

P_{sortie} en W
P_{entrée} en W
 η : rendement

CALCUL DE CONTRAINTE DE CISAILLEMENT

$$\tau = \frac{F}{S}$$

τ : contrainte de cisaillement en MPa
F : Force de cisaillement en N
S : surface cisailée en mm²

RÉSISTANCE PRATIQUE AU CISAILLEMENT

$$R_{pg} = \frac{R_g}{s}$$

CONDITION DE RÉSISTANCE

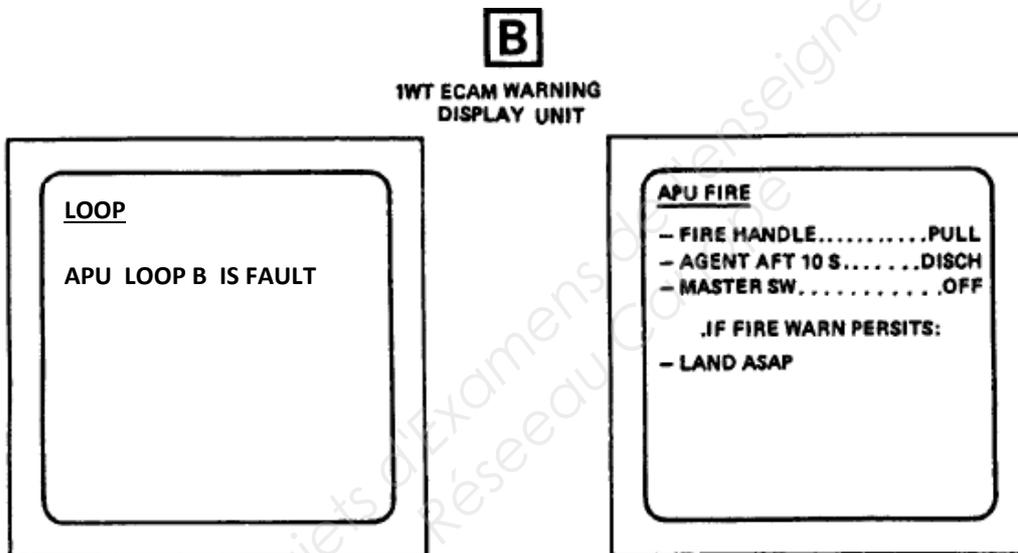
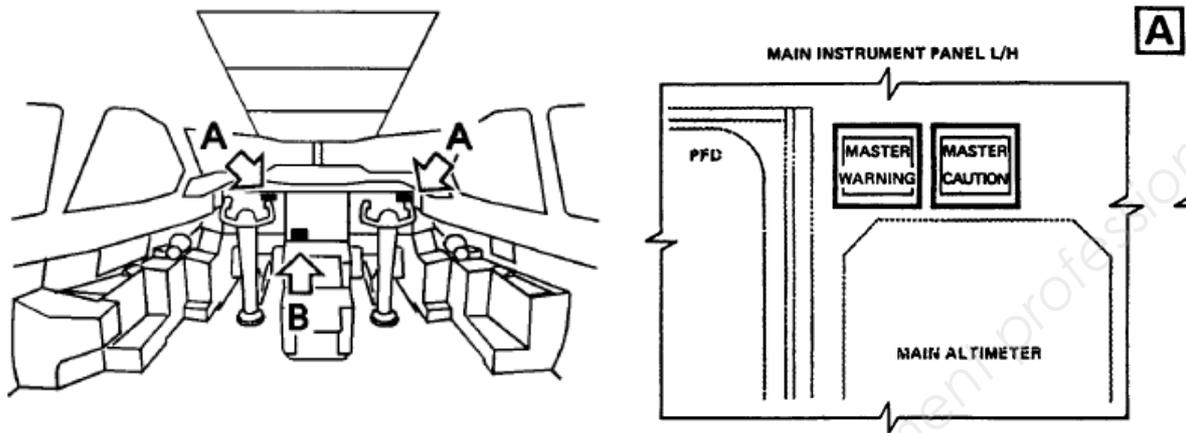
$\tau \leq R_{Pg}$ condition vérifiée

$\tau > R_{Pg}$ condition non vérifiée

τ : contrainte de cisaillement en MPa
R_{pg} : résistance pratique au glissement

ANNEXE 10 : INFORMATIONS DÉTECTION INCENDIE SUR POSTE DE PILOTAGE

Le système de protection incendie permet via les informations données par les ECAMs de détecter et de localiser le commencement d'un feu ou d'une fumée et si possible de le neutraliser rapidement afin de réduire les conséquences possibles de feu sur l'avion.



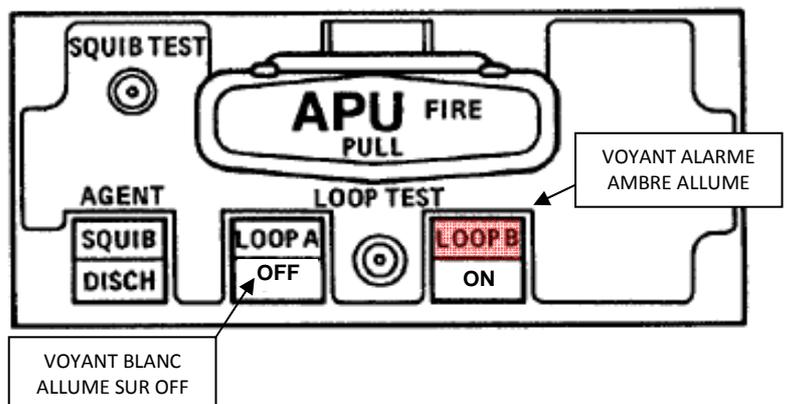
- Le voyant MASTER CAUTION est allumé
- Le voyant MASTER WARNING est éteint
- Le gong monocoup retentit

Le signal d'alarme boucle (LOOP) apparaît lorsque le boîtier de commande de détection incendie génère :

un signal de défaillance (FAULT) associé à une seule boucle, les deux boutons poussoirs LOOP A et LOOP B étant pressés, ou

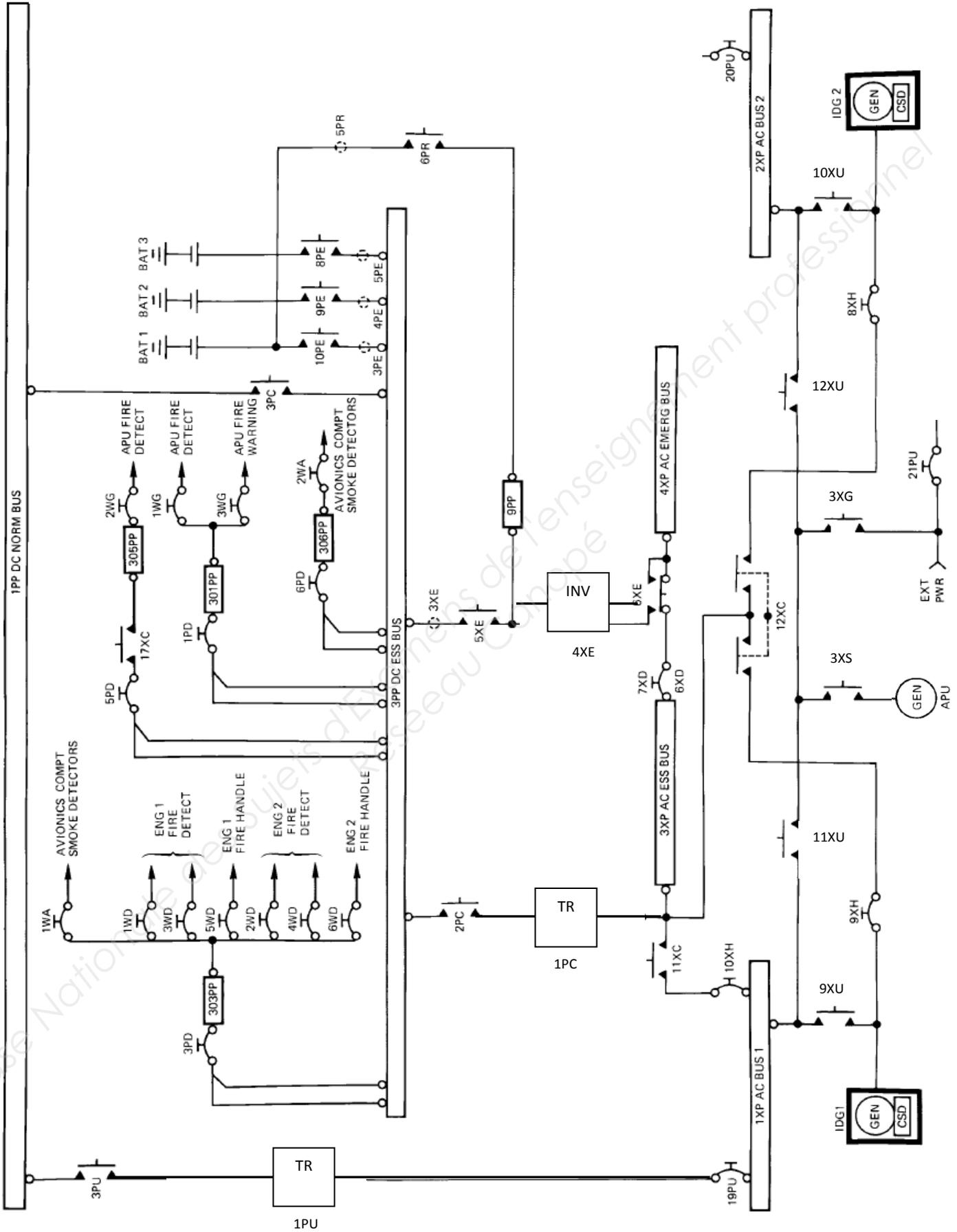
un signal de défaillance (FAULT) associé à une seule boucle quand l'autre boucle a son bouton poussoir sur OFF.

APU FIRE CONTROL MODULE 20WG



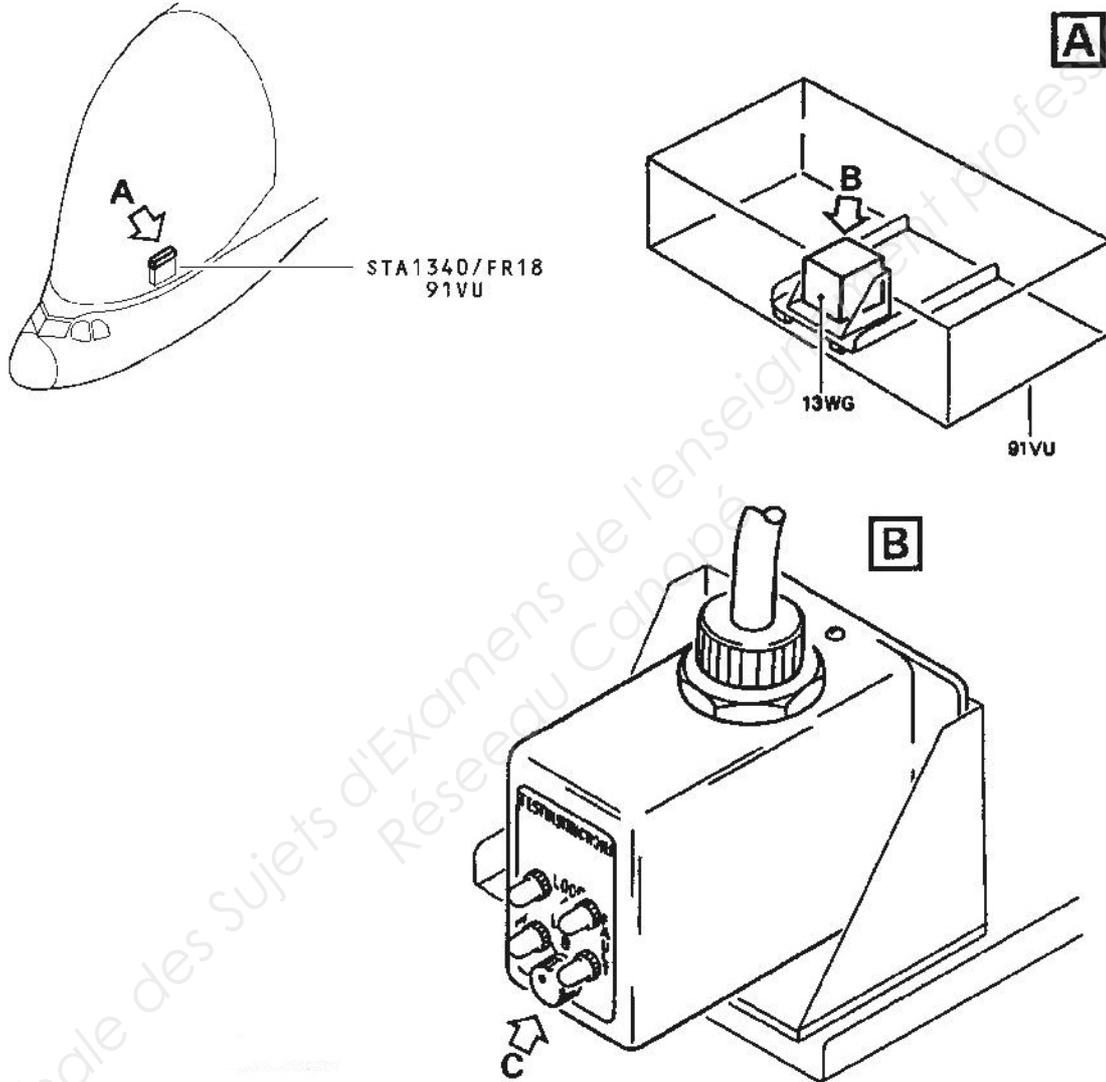
BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 12 / 20

ANNEXE 11 : SYNOPTIQUE GÉNÉRATION ÉLECTRIQUE



ANNEXE 12 : BOITIER DÉTECTION INCENDIE FDU

FIN	FUNCTIONAL DESIGNATION	PANEL	ZONE	ACCESS DOOR	ATA REF.
13WG	APU FIRE AND OVERHEAT DETECTION	91VU	121	132AZ	26-13-11
20WG	MODULE-APU FIRE CONTROL	20VU	210		26-13-20
21WG	FIRE SENSING ELEMENT		315	315AL	26-13-12
			316	316AR	
22WG	FIRE SENSING ELEMENT		315	315AL	26-13-12



EXTRAIT PROCÉDURE TEST HORS TENSION BOÎTIER DE DÉTECTION SURCHAUFFE / INCENDIE

PANEL	SERVICE	IDENT.	LOCATION
132VU	LIGHTING/MAINT PANEL/ANN & MFA	1WB	324/L78
132VU	LIGHTING/MAINT PANEL/ANN & MFA	22WB	324/L79
131VU	APU/FIRE DET/LOOP B	2WG	318/A59
131VU	APU/FIRE DET/FIRE WARN	3WG	317/B58
131VU	APU/FIRE DET/LOOP A	1WG	317/B59

ANNEXE 13 : DÉTECTION SURCHAUFFE / INCENDIE

APU et SOUTE

Les compartiments APU et SOUTE sont équipés d'un système de détection incendie comportant deux boucles de détection identiques (A et B) montées en parallèle et connecté au boîtier de commande de détection incendie (FDU). Chaque boucle de détection comporte un élément sensible qui chemine dans la SOUTE et dans le compartiment APU.

Principe de fonctionnement de l'élément de détection:

L'élément de détection incendie est un système qui consiste en un tube rempli d'hélium sous pression. A l'intérieur du tube passe un fil central en titane contenant de l'hydrogène. Le système est équipé de deux capteurs de pression :

- un "alarm switch pressure" (normalement ouvert)
- un "integrity switch pressure" (normalement fermé).

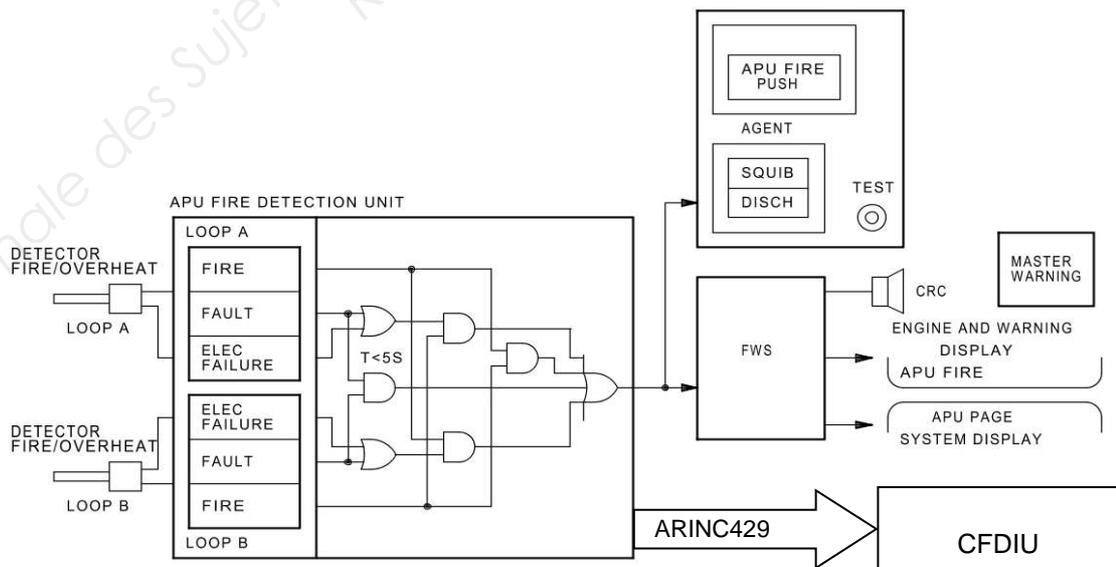
En cas d'augmentation de température, le tube est chauffé et l'augmentation de la pression de l'hélium ferme "alarm switch". Quand la température diminue, la pression de l'hélium chute et "alarm switch" s'ouvre et l'alarme s'arrête.

Une rupture dans une boucle n'affecte pas le circuit d'alarme.

Quand "alarm switch" se ferme, un signal est transmis au warning system. Le warning apparaît dans le cockpit pour avertir l'équipage. L'engine fire warning system génère deux warnings différents :

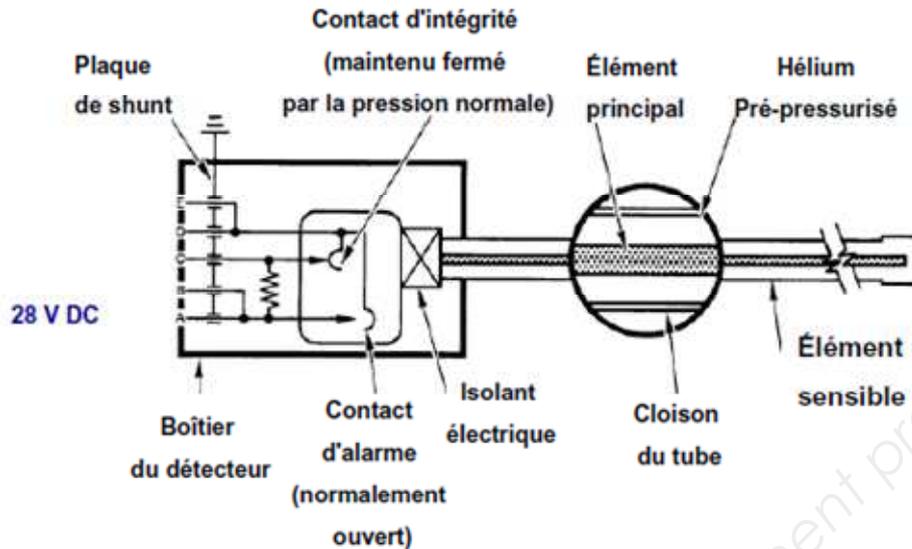
- le FIRE warning (rouge)
- le LOOP warning (ambre)

Architecture



BACCALURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 15 / 20

Boucle en fonctionnement normal :

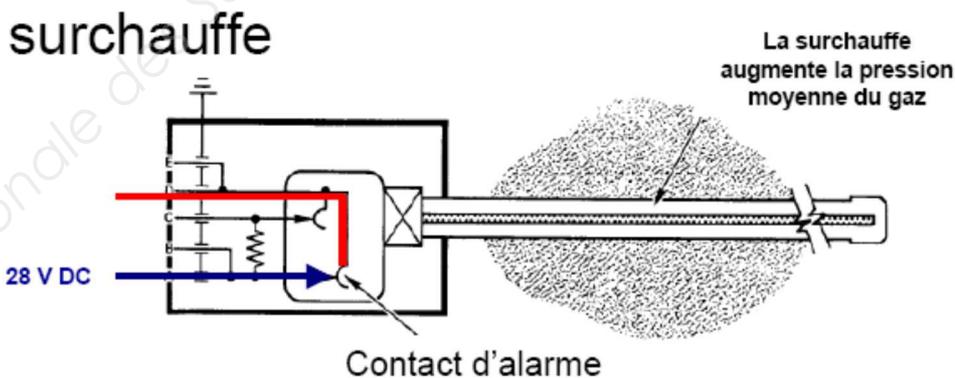


Différents défauts des boucles :

SURCHAUFFE

Quand l'élément de détection est soumis à une augmentation de la température au-dessus d'une certaine longueur, la pression interne de l'hélium augmente en proportion. Quand la pression atteint la valeur prééglée de détection, les contacts branchés aux bornes A et D du répondeur ferment et laissent passer le 28 V DC dans les circuits d'alarme de l'avion.

Quand la température diminue, la pression chute, le contact d'avertissement s'ouvre et l'avertissement est annulé. Ce cycle peut être répété indéfiniment sans changer l'élément et le répondeur de détection. Cette opération correspond à une détection de surchauffe.

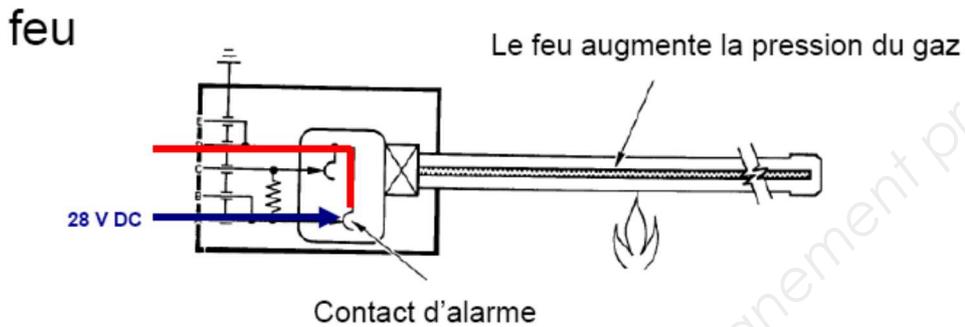


BACCALAURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 16 / 20

FEU

Quand l'élément de détection est soumis à une température locale élevée (en cas de flamme) avec une valeur plus grande que celle pré-programmée, le fil central de titane à l'intérieur de l'élément de détection dégage un volume considérable d'hydrogène qui augmente rapidement la pression interne de l'hélium. Le contact d'avertissement se ferme comme dans le cas précédent. Dès que la température chutera au-dessous de la valeur pré-déterminée (disparition de la flamme), le tube de titane absorbe l'hydrogène qui a été dégagé, la pression chute et l'avertissement est annulé.

Ce cycle est réversible et peut être répété indéfiniment. Ce mode correspond à la détection conventionnelle d'un feu.

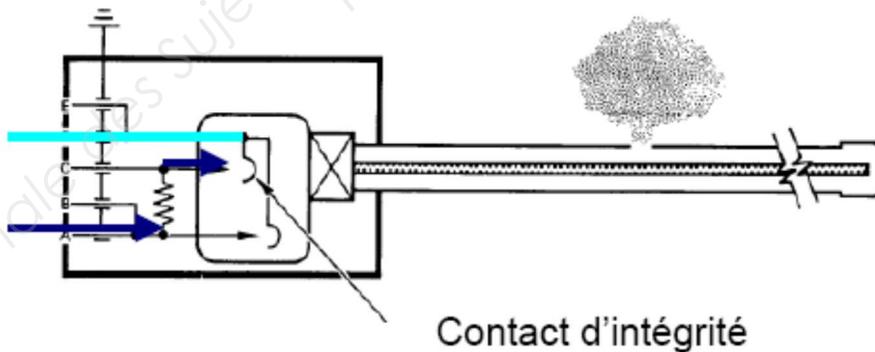


CIRCUIT DE DÉFAUT

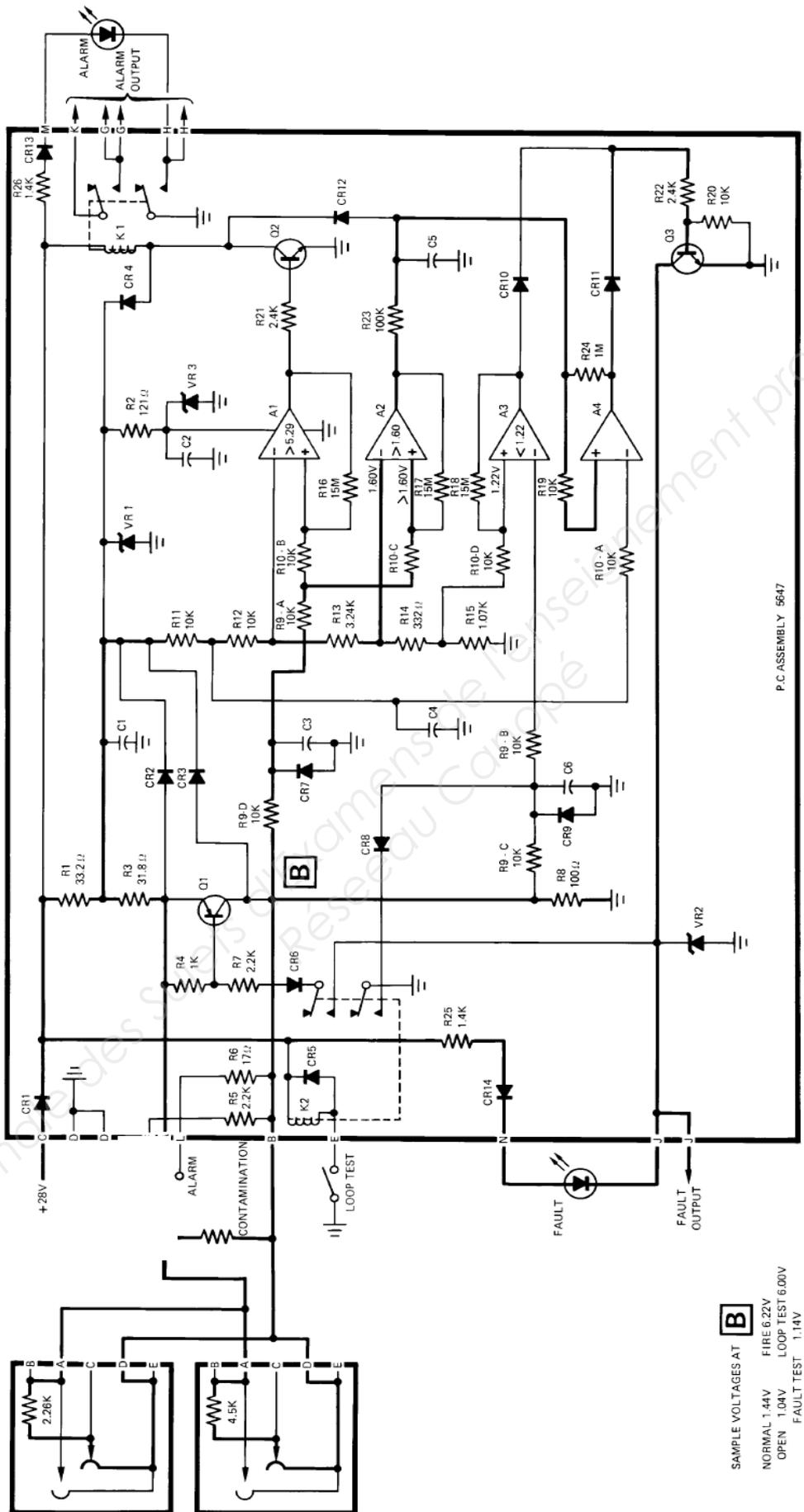
Contact d'intégrité

Le contact dit d'intégrité sur le même pressostat (mano-contacteur) permet à l'élément de détection d'être vérifié pour assurer son état correct.

Cet interrupteur est branché aux circuits de détection d'autocontrôle d'élément (circuit de DÉFAUT) ; il sert également à vérifier l'opération correcte des boucles de détection pendant le test avant le vol.



ANNEXE 14 : FONCTIONNEMENT CARTE ÉLECTRONIQUE BOITIER DE DÉTECTION



P.C. ASSEMBLY 5647

B
 SAMPLE VOLTAGES AT
 NORMAL 1.44V FIRE 6.22V
 OPEN 1.04V LOOP TEST 6.00V
 FAULT TEST 1.14V
 CONTAMINATION FAULT
 (E.G. SHORT CIRCUIT IN
 ELECTRICAL CONNECTOR)

BACCALURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4 Page 18 / 20

1^{er} cas : surchauffe prolongée (contamination)

Lorsque la pression augmente et atteint la valeur prédéfinie de l'élément sensible (surchauffe peu élevée), le contact connecté entre les bornes A et D se ferme et alimente le circuit d'avertissement de l'aéronef.

Une des deux boucles se trouve en défaut donc la résistance équivalente change, elle diminue. D'environ 1,5K Ω elle passe à une valeur inférieure à 1,3K Ω . La tension de seuil de l'ampli A2 (1.6V) franchie commande la base du transistor Q3 qui allume la LED jaune.

2^{er} cas :haute température – feu (flamme)

En cas de feu (haute température par flamme), la résistance équivalente diminue fortement et tombe en dessous de 80 Ω , la tension de seuil de l'ampli A1 (5.29V) franchie commande la base du transistor Q2 qui allume la LED rouge et donne l'alarme (relais K1 excité).

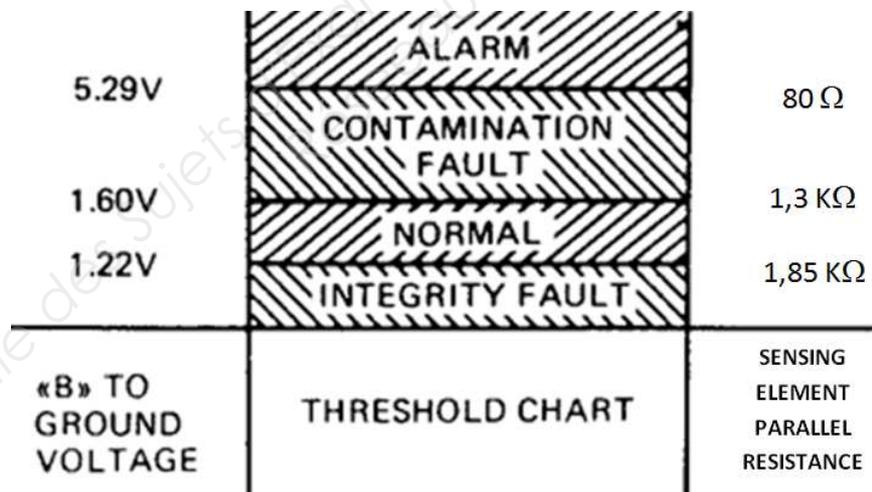
Défaut du circuit :

Lorsqu'un défaut apparaît sur l'élément sensible (niveau de pression), ouverture du contact d'intégrité (coupure de résistance boucle 2,26K ou 4,5K), ou perte du signal électrique, alors cela provoque l'augmentation de la résistance équivalente au-delà de 1,85K (elle est normalement à 1,5K).

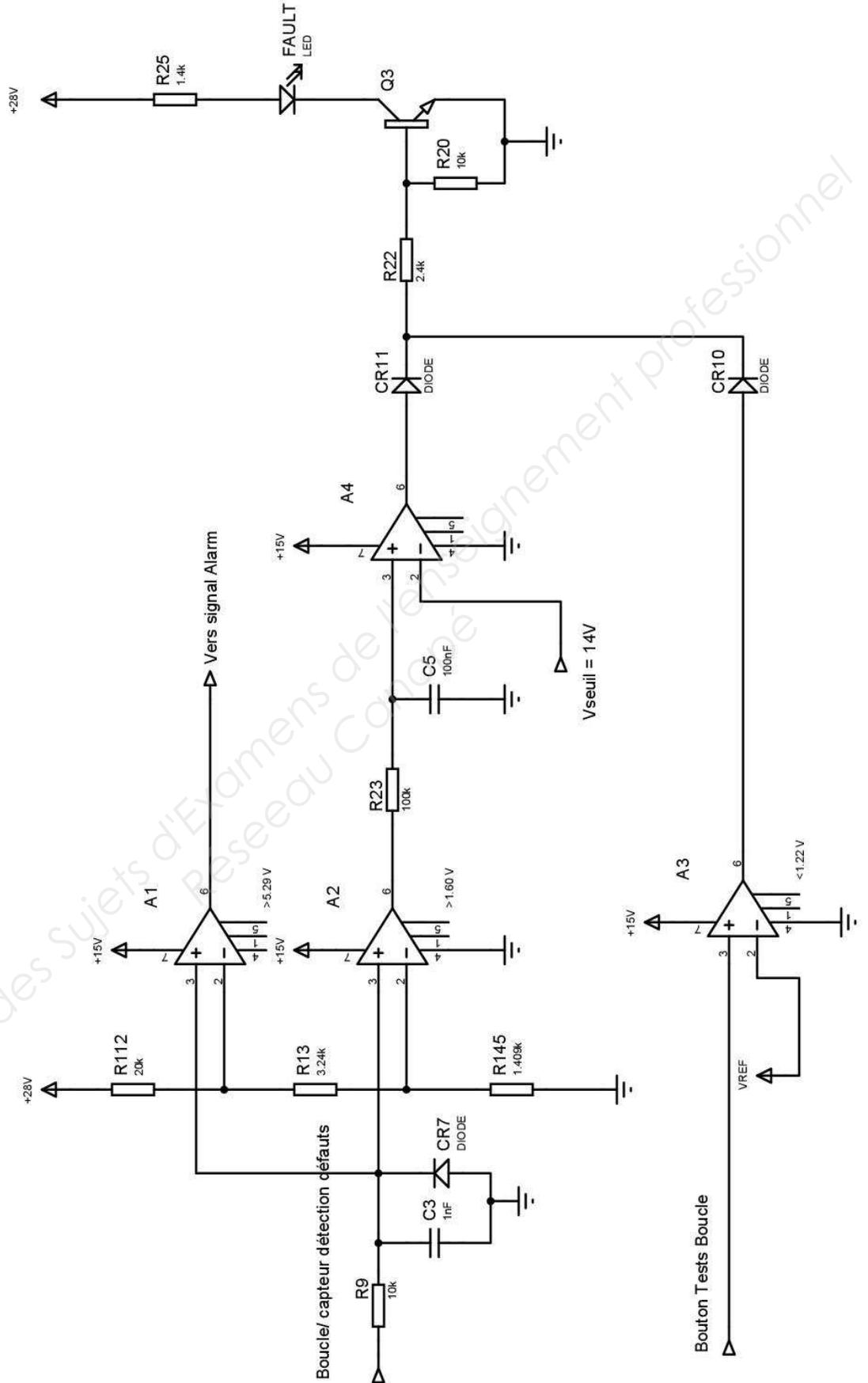
En cas de surchauffe (mais pas de flamme), la résistance équivalente tombe en dessous de 1,3 K et la tension à la borne B est supérieure à 1,6 V, l'amplificateur A2 commande la base du transistor Q3 qui transmet un signal de défaut à la sortie J.

Nota : la diode CR2 évite la signalisation de défaut interne (LED FAULT) (verrouillage)

Si la résistance équivalente est supérieure à 1,85K Ω ou perte du signal électrique alors le contact d'intégrité s'ouvre et quand la tension est inférieure à 1,22V à l'entrée de l'ampli op A3, la sortie de A3 commande la base de Q3 qui donne l'alarme (point J).



ANNEXE15 : SCHÉMA SIMPLIFIÉ CARTE ÉLECTRONIQUE BOITIER DE DÉTECTION



BACCALURÉAT PROFESSIONNEL AÉRONAUTIQUE Option : AVIONIQUE	Session 2016	DOSSIER TECHNIQUE	
EPREUVE E2 (U2) – Exploitation de la documentation technique	Durée : 4 h	Coeff. : 4	Page 20 / 20