

BACCALAUREAT PROFESSIONNEL

AERONAUTIQUE

MECANICIEN SYSTEMES AVIONIQUE

SESSION 2005

DOSSIER TECHNIQUE DE L'EPREUVE E2

THEME :

SYSTEME AMORTISSEUR DE LACET

Description générale texte

13 pages
planches 1 à 8

Systeme amortisseur de lacet

1	Description de la chaîne de direction.....	2
1.1	Le bras de levier variable.....	3
1.1.1	Rôle.....	3
1.1.2	Fonctionnement.....	3
1.2	Dispositif de sensation musculaire artificielle.....	4
1.3	Commande de TRIM.....	4
1.4	Indicateur de position de gouverne (IPOGOU).....	4
1.5	Le système hydraulique.....	5
1.6	Commande en pilote automatique.....	5
1.7	Signalisation des défauts.....	5
2	Le système amortisseur de lacet.....	6
2.1	Généralités.....	6
2.2	Engagement.....	7
2.3	Composition.....	7
2.3.1	Les éléments spécifiques.....	7
2.3.2	Eléments communs.....	8
2.3.3	Eléments de surveillance.....	8
2.4	Description détaillée.....	8
2.4.1	Module engagement 12 CE.....	8
2.4.2	Gyromètres de lacets 3CE1 et 3CE2.....	8
2.4.3	Accéléromètres 4CE1 et 4CE2.....	9
2.4.4	Micro contacts de becs et de volets.....	9
2.4.5	Servomoteur 5CE.....	10
2.4.6	Les calculateurs Yaw Damper 1CE1 et 1CE2.....	11
2.4.7	logique d'engagement de l'amortisseur de lacet.....	11
2.4.8	Chaîne analogique de l'amortisseur de lacet.....	12
3	Glossaire.....	13

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 1/13

Systeme amortisseur de lacet

Le "Yaw Damper" amortisseur de lacet appelé également AUTOSTAB est un sous système des commandes automatiques de vol.

Il fait partie de la chaîne de commande de direction (ou RUDDER).

1 Description de la chaîne de direction.

Planche 1

Le contrôle en direction est assuré par une gouverne dont le braquage maximum est fonction de la vitesse.

De 0 à 165 kt un plein débattement du palonnier provoque un braquage gouverne de $\pm 30^\circ$

Dès que la vitesse devient supérieure à 165 kt, le braquage maximum diminue, à 405 kt le braquage maximum n'est plus que de $\pm 5^\circ$

Cette réduction de débattement en fonction de la vitesse est assurée par un équipement appelé bras de levier variable.

Le mouvement des palonniers est transmis par un ensemble de bielles et de câbles jusqu'au guignol différentiel (*bell crank*)

Ce guignol assure plusieurs fonctions :

- Il transmet le mouvement des palonniers vers les trois servocommandes par l'intermédiaire du bras de levier variable.
- Il agit sur la bielle de sensation musculaire.
- Il reçoit :
 - les ordres du servo moteur de pilote automatique.
 - Les ordres du servo moteur yaw damper dont le rôle est d'amortir les oscillations de lacet (dérapage ,dutch-roll).(Les ordres transmis au servo moteur yaw damper ne sont pas ressentis dans les palonniers)

Les efforts dans la timonerie aval du bras de levier variable sont limitées par deux bielles à ressorts.

Les effets des rafales de vent au sol sont absorbés par les bielles à ressorts situées en amont des servo commandes.

1.1 Le bras de levier variable

Planches 1

1.1.1 Rôle

Le bras de levier variable limite le débattement de la gouverne de direction en fonction de la vitesse avion.

L'ensemble mécanique reçoit les ordres en provenance du guignol différentiel et du circuit *rudder travel*, il se compose:

- D'un levier d'entrée qui reçoit les ordres en provenance des palonniers,
- D'un levier dont la position est fonction de la vitesse avion La rotation de ce levier est assurée par deux vérins montés en parallèle.
- De biellettes qui relient les trois guignols entre eux
- D'un levier de sortie qui transmet le mouvement aux servocommandes,

On obtient ainsi un déplacement de la timonerie de plus en plus faible au fur et mesure que la vitesse augmente ; et cela pour un même ordre en provenance des palonniers.

Lorsque les interrupteurs *rudder travel* sont basculés sur «ON», le déplacement de la gouverne de direction diminue à partir de 165 kt. grâce à un système limiteur hydraulique.

1.1.2 Fonctionnement

Planches 2

La commande de débattement des vérins est assuré par le circuit rudder travel

Chaque circuit *rudder travel* (commande du bras de levier variable) comprend

- un interrupteur « ON / OFF » situé au panneau de commande en poste 3CY1 (9CY2)
- un indicateur de défaut « rudder travel 1 » (rudder travel 2)
- un calculateur bras de levier variable et de sensation artificielle CY1(2)
- un relais 17 CY1(2)
- un vérin asservi 4 CY1(2)

La mise en fonctionnement du calculateur se fait en plaçant l'interrupteur *rudder travel* sur ON, à condition que l'information en provenance de l'ADC (air data computer) soit valide. Les ordres d'asservissement du vérin hydraulique sont élaborées dans le calculateur et transmis à la servo valve à travers le relais 17 CY1(2).

Le système surveille la position du vérin et l'alimentation de son transmetteur de position.

En cas de défaut le relais 17 CY1(2) est au repos :

- la servo valve ne reçoit plus de signaux de commande
- l'électro valve n'est plus alimentée,
- le circuit hydraulique est en communication avec le retour
- un dysfonctionnement est signalé par le voyant indicateur défaut et un gong audio

Si les deux circuits *rudder* sont en défaut, les *yaw damper* ne reçoivent plus le signal de validité.

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 3/13

1.2 Dispositif de sensation musculaire artificielle

Planche 1

Les servocommandes ne permettent pas de donner de sensation d'effort. Ceci est effectué grâce à un mécanisme de sensation artificielle qui fournit au pilote une réaction proportionnelle au déplacement de la surface.

1.3 Commande de TRIM

Planche 1

Elle s'effectue par une molette située sur le pylône, elle agit sur le mécanisme de sensation artificielle. A faible vitesse de 0 à 165 kt le TRIM permet de régler le braquage de $\pm 20^\circ$.

1.4 Indicateur de position de gouverne (IPOGOU, panneau central)

Planche 1

La position de la gouverne de direction est affichée sur l'indicateur de position de gouvernes commun aux trois axes.

1.5 Le système hydraulique

Planche 3

La génération hydraulique est constituée de 3 circuits indépendants désignés par un code de couleur: bleu, vert , jaune.

La pression nominale est 3000 PSI.

Chaque circuit peut être alimenté à partir de :

- Une génération principale utilisée en fonctionnement normal et obtenue par des pompes entraînées par les moteurs.
- Une génération auxiliaire utilisée en cas d'anomalie ou pour des actions de maintenance, elle est obtenue par des électro-pompes ou des groupes de transfert. De plus sur le circuit jaune , une éolienne escamotable, entraîne une pompe(RAT Pump) ce qui constitue la génération d'ultime secours.
Au sol une pompe manuelle permet l'alimentation du circuit des portes cargo

Les servocommandes de direction sont actionnées hydrauliquement.

Le bras de levier variable est alimenté par les circuits hydrauliques bleu et jaune.

Les servo moteurs de pilote automatique sont alimentés par les circuits hydrauliques vert et jaune.

Le bloc servo moteur amortisseur de lacet est alimenté par les circuits hydrauliques bleu et jaune.

1.6 Commande en pilote automatique

La commande de pilote automatique s'effectue au moyen d'un servo moteur agissant sur le bras de levier variable actionnés par deux vérins électro hydrauliques .

1.7 Signalisation des défauts

Planches 1et 4

Chaque calculateur possède un circuit de surveillance interne. En cas de défaut sur un des systèmes l'équipage est averti par les alarmes générées par le calculateur central d'alarme (*Master Warning Computer 1WW*)

La signalisation d'un défaut :

- déclenche le gong mono coup diffusé par le haut parleur
- affiche le défaut en ambre sur le panneau central d'alarme ou sur le panneau du système concerné.

2 Le système amortisseur de lacet

2.1 Généralités

planche 4

Le système amortisseur de lacet améliore les performances de l'avion en vol, que l'on soit en mode de pilotage manuel ou automatique.

Le système amortisseur de lacet est prévu pour :

- améliorer la mise en virage en pilotage manuel et à basse vitesse (volets $\geq 8^\circ$)
- améliorer le maintien de la trajectoire d'approche en pilotage automatique et pour contrer les effets d'une panne moteur à basse vitesse (braquage volets $\geq 8^\circ$).
- amortir les oscillations propres de l'avion autour de l'axe de lacet (roulis hollandais)

Le système amortisseur de lacet est composé de deux ensembles identiques et indépendants nommés système N° 1 et système N° 2.

L'engagement des deux côtés de l'amortisseur de lacet s'effectue manuellement à partir du poste de pilotage.

Les deux côtés sont normalement engagés à la mise en route des réacteurs.

Lorsque les deux systèmes sont engagés, le côté n°1 a priorité sur le côté n°2.

Cette priorité est réalisée mécaniquement, par l'intermédiaire du servo moteur double; on parle alors de canal menant (ou pilote) et de canal mené (ou suiveur).

En mode pilotage manuel

L'amortisseur de lacet déplace la gouverne de direction sans modifier la position des palonniers.

Cette commande s'effectue par l'intermédiaire d'un servomoteur installé en série avec le système de commande de direction.

En mode pilotage automatique (PA)

Les ordres sont injectés en parallèle, l'exécution des ordres du pilote automatique est ressentie dans les palonniers.

Les ordres de l'amortisseur de lacet sont adaptés en fonction de la vitesse de l'avion.

Le système bras de levier variable limite ce débattement à :

- 10° en basse vitesse (< 165 kt)
- $1,7^\circ$ en vitesse élevée (> 404 kt)

En vol la perte d'un ensemble Yaw Damper est signalée par:

- une alarme audio
- une indication
- un retour sur « OFF » du levier d'engagement concerné

L'autre ensemble yaw damper reste opérationnel.

2.2 Engagement

L'engagement d'un amortisseur de lacet se fait en soulevant la palette située sur le boîtier d'engagement.

La palette est auto maintenue en position d'engagement si:

- Les générations électriques sont correctes,
 - Les générations hydrauliques sont correctes:
 - Circuit bleu côté 1,
 - Circuit jaune côté 2,
 - La surveillance interne du calculateur correspondant est satisfaisante,
 - Un des deux vérins du bras de levier variable direction fonctionne (*rudder travel*).
- Les deux systèmes sont normalement engagés après la mise en route des réacteurs

Un amortisseur de lacet au moins doit être activé pour engager le pilote automatique.

Lorsque les deux systèmes sont engagés, un désaccord entre les calculateurs donne la priorité à l'amortisseur de lacet N°1.

Une panne d'un ou deux systèmes en vol provoque le déclenchement du levier d'engagement correspondant, la signalisation sonore et lumineuse du défaut.

2.3 Composition

La stabilité latérale de l'avion s'effectue grâce à 2 ensembles Yaw Damper identiques composés :

- d'éléments spécifiques au système,
- d'éléments en commun avec les autres systèmes,
- d'éléments de surveillance.

2.3.1 Les éléments spécifiques

Planche 5

- les disjoncteurs (situés sur panneau 21 VU),
- un boîtier d'engagement (engage unit 12CE),
- 2 calculateurs effectuant les « calculs » en fonction des diverses données pour commander les servocommandes (yaw damper computer 1CE1 et 1CE2),
- une servocommande transformant la commande électrique en effet mécanique, (yaw damper servo actuator 5CE),
- 2 gyromètres qui fournissent le taux de "virage" (yaw rate gyros 3CE1, 3CE2),
- 2 accéléromètres, (lateral accelerometer 4CE1, 4CE2),
- 4 micros contacts transmettant la position des volets (flap microswitch unit 114VU).

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 7/13

2.3.2 Eléments communs

Le système Yaw damper reçoit ses informations des :

- Centrales attitude qui fournissent «l'inclinaison latérale ».
- Calculateurs de sensation artificielle et bras de levier variable(art feel var lvr arm 1CY1 ,1CY2).
Ces calculateurs envoient un signal de validité au calculateur Yaw Damper et un signal de commande au bras de levier variable pour déplacer la commande de direction en fonction de la vitesse.
- Information de pression sur l'état des système hydraulique Bleu / Jaune.
Un micro contact associé à chaque circuit envoie un signal de validité "pression correcte" au calculateur Yaw Damper.

2.3.3 Eléments de surveillance

Le système Yaw Damper est surveillé par le système de traitement d'alarme et défaut (master warning computer).

Un défaut du système s'affiche ambre au panneau d'alarme (master warning panel 2WW)

Le calculateur de test permet d'isoler rapidement le défaut.

2.4 Description détaillée

2.4.1 Module engagement 12 CE

Le dispositif est situé dans un boîtier, avec deux leviers d'engagement en face avant et deux connecteurs à l'arrière.

Quand un levier d'engagement d'amortisseur de lacet est mis de la position OFF à la position 1 (ou 2), les deux micro contacts associés à la bobine de maintien magnétique sont fermés.

Le calculateur alimente la bobine du relais et permet son auto maintien.

La perte de l'alimentation de la bobine entraîne le retour sur OFF du levier d'engagement.

Il est possible de surpasser manuellement l'auto maintien pour arrêter l'alimentation électrique de la bobine, le retour sur OFF du levier d'engagement déclenche les alarmes sonore et lumineuse.

2.4.2 Gyromètres de lacets 3CE1 et 3CE2

Chaque élément qui comprend deux gyromètres de lacet est relié électriquement au calculateur par un seul connecteur.

Une goupille de positionnement et une flèche permettent d'installer le boîtier correctement.

Les gyromètres de lacet sont alimentés en 26VAC dès que l'avion est sous tension.

La détection des vitesses angulaires s'effectue par inductances :

- Une bobine d'excitation
- Une bobine de détection qui transmet un signal proportionnel à la vitesse angulaire.

La rotation du gyroscope excite une bobine qui envoie un signal de validité au calculateur.

2.4.3 Accéléromètres 4CE1 et 4CE2

Chaque élément comprend:

- deux accéléromètres.
- une indication de sens de montage symbolisée par une flèche.

Les accéléromètres fournissent au calculateur des signaux proportionnels aux accélérations latérales à faible vitesse (lorsque les volets sont sortis à 8°).

L'accéléromètre se compose:

- d'un balancier à un degré de liberté avec une barre de torsion pour le retour au neutre.
- un détecteur inductif composé d'une bobine d'alimentation et d'une bobine fournissant un signal proportionnel à l'accélération latérale.

2.4.4 Micro contacts de becs et de volets

Les calculateur Yaw Damper reçoivent les informations de position de becs et de volets en provenance des micro contact du module micro switch 114VU.

Ces informations autorisent l'engagement du système .

Elles permettent la prise en compte des accélérations latérales et la modification des paramètres du gyromètre en fonction de la configuration de l'avion.

2.4.5 Servomoteur 5CE

Planche 6

Un bloc servo-moteur unique reçoit les signaux des calculateurs YD1 et YD2
L'ordre de braquage transite par un système différentiel évitant tout mouvement du palonnier, puis par le bras de levier variable

Le bloc servo-moteur se compose de 2 ensembles distincts :

- Le coté 1 appelé menant ou pilote est affecté au calculateur yaw damper1
- Le coté 2 appelé mené ou suiveur est affecté au calculateur yaw damper2

Deux leviers de sortie attaquent la timonerie de commande.

Chaque coté du bloc servo-moteur comprend:

- un vérin hydraulique,
- deux électro-vannes, fonctionnant en tout ou rien,
ces deux électro-vannes alimentées en parallèle fonctionnent simultanément ,
elles sont excitées quand le yaw damper est engagé.
- une servo-valve, qui commande le tiroir distributeur de pression hydraulique,
- un vérin de déverrouillage,
- deux synchro-resolvers retransmettant la position de l'arbre de sortie
 - le synchro FU1 pour la voie de commande,
 - le synchro FU2 pour la voie de surveillance.
- un contact de confirmation de pression hydraulique.

En plus pour le coté 2 seulement un dispositif mécanique de transparence qui autorise un glissement du vérin n°2 par rapport au vérin n°1 (détail A planche 6).

Le désengagement du système Yaw Damper engendre le retour hydraulique à la bêche grâce aux électro valves qui sont surpassées.

- Lorsque un seul système est engagé, les signaux envoyés sur la servo valve permettent d'obtenir le mouvement du bras en sortie
- Si les deux systèmes Yaw Damper sont engagés, ils sont tous deux actifs mais le système de transparence du vérin de commande 2 permet un glissement de celui ci par rapport à l'axe de sortie
Le yaw damper 1 est MENANT et le yaw damper 2 MENE

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 10/13

2.4.6 Les calculateurs Yaw Damper 1CE1 et 1CE2

Chaque calculateur réalise ses fonctions logiques et analogiques à partir des circuits suivants :

- alimentation
- mise en forme, filtrage et réglage de gain
- limitation de débattement
- surveillance

Un calculateur est composé de 2 voies identiques :

- commande (COM)
- surveillance (MON)

Chaque voie possède

- une partie logique qui autorise le maintien des leviers d'engagement ,si les entrées des périphériques et les fonctions des calculateurs sont correctes.
- une partie analogique qui effectue les calculs et commande la chaîne de puissance

2.4.7 logique d'engagement de l'amortisseur de lacet

planche 7

L'engagement du système s'effectue manuellement par les leviers du module d'engagement
L'engagement est possible lorsque les éléments ou fonctions suivantes sont correctes

- Alimentation électrique
- Ensemble hydraulique
- Vitesse de rotation du gyroscope
- Accéléromètres
- Position des volets
- Surveillance interne du calculateur
- Module d'engagement

Ces conditions sont transmises aux voies commandes et surveillance de chaque calculateur.
Elles permettent le maintien du levier d'engagement et la pressurisation du servo moteur

Le désengagement du système s'effectue:

- Manuellement en abaissant le levier d'engagement
- Automatiquement en présence d'un défaut.

2.4.8 Chaîne analogique de l'amortisseur de lacet

Planche 8

Les canaux de la partie analogique reçoivent les données en provenance:

- des gyromètres,
- des accéléromètres,
- des centrales inertielles.

La chaîne analogique adapte les signaux et réalise les fonctions suivantes :

- **L'amortissement de lacet** proprement dit qui est une fonction permanente (dès que le yaw damper est engagé)
La détection d'un signal de lacet permet de générer une commande de débattement qui s'oppose au mouvement de l'avion, cette compensation est appliquée seulement en cas de perturbation.
le signal du gyromètre est appliqué suivant 3 gains différents en fonction de la configuration de l'avion
 - avion lisse Gain K le plus important
 - Becs > 20° et volets 0° Gain K / 2
 - Becs > 20° et volets > 8° Gain K / 3
- **La coordination en virage** (conditions du contact S1)
Présente seulement à basse vitesse et lié à l'incidence de l'avion, c'est une assistance au pilotage Elle utilise l'information des centrales inertielles.
La fonction est assurée par l'amortisseur de lacet si le pilote automatique n'est pas engagé
La fonction est assurée par le canal direction du pilote automatique si volets $\geq 8^\circ$
- **La compensation de panne moteur** (conditions du contact S2)
Cette fonction est assurée conjointement avec le pilote automatique s'il est engagé
La détection d'une accélération au delà d'un seuil permet de générer un signal de compensation qui commande un débattement de gouverne en opposition au mouvement de l'avion..

Ces trois paramètres sont appliqués à un sommateur qui permet d'obtenir un signal de commande unique pour le circuit de décision ou voteurs.

Ce signal limite le débattement de la gouverne de direction à \pm à 10° .

Le signal issu de la voie commande est amplifié et appliqué au servo moteur amortisseur de lacet. Un retour d'asservissement est obtenu par le synchro résoudre FU1

Le signal issu du canal de surveillance est transmis à un servo moteur image qui effectue le débattement théorique du servo moteur amortisseur de lacet.

Un retour d'asservissement en provenance du synchro résoudre FU2 est appliqué à un comparateur, qui génère un ordre de désengagement en cas de désaccord avec la chaîne de commande.

Des codes de pannes indiquent l'élément défectueux de la chaîne.

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

Page 12/13

3 Glossaire

Driven side-----	Canal mené
Driving side-----	Canal Menant
Flight environment data----	données aérodynamiques
Follow Up (F U)	Transmetteur de position
Nose Gear-----	Train d'atterrissage avant
Power supply-----	alimentation
Priority valve	valve de priorité
Rudder artificial feel-----	sensation musculaire direction
Rudder travel-----	débattement gouverne
Speed-----	vitesse
Variable lever arm-----	Bras de levier variable(BLV)
Yaw damper-----	Amortisseur de lacet
Yaw rate gyro-----	gyromètre d'amplitude de lacets

Abréviations

acclrm-----	accelerometer-----	-accéléromètre
actvtd-----	activated-----	- activé
art feel-----	artificial feel-----	-sensation artificielle
A/S	AUTOSTAB	amortisseur de lacet
chan-----	channel-----	-canal
cmd lane-----	command lane---	-voie commande
cmd-----	command-----	-instruction
cmptr-----	computer-----	-calculateur
cntd	connected	connecté
flt-----	flight-----	--vol
gnd-----	ground-----	-sol
ipogou	indicateur de position des gouvernes	
ldg gr-----	landing gear-----	-train d'atterrissage
m/spd-----	motor speed -----	-vitesse moteur
mon lane-----	monitor lane-----	-voie surveillance
rly-----	relay-----	-relais
sh abs-----	shock absorber--	-amortisseur
sup	supply	alimentation

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique

Epreuve E2 : construction et maintenance

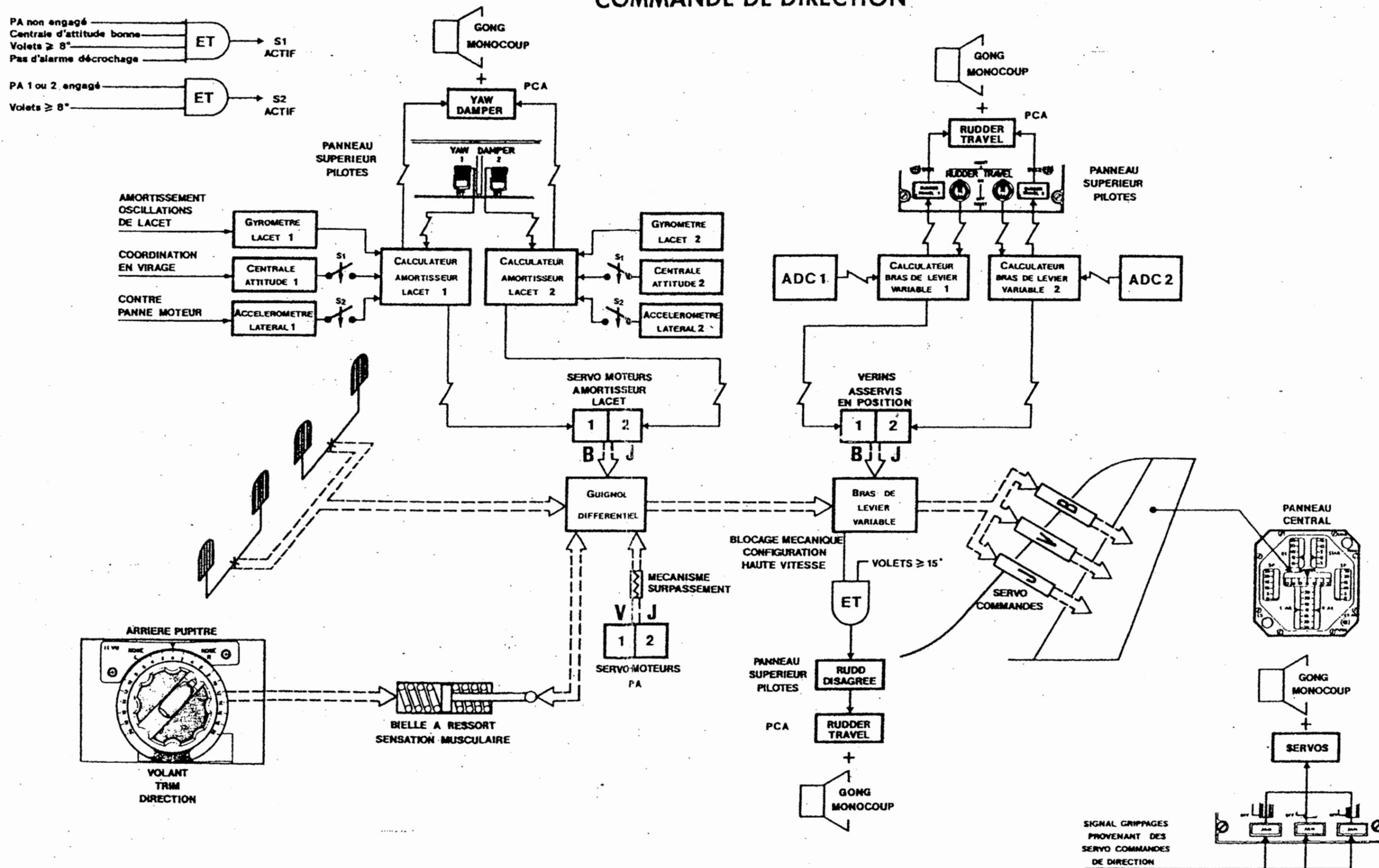
DUREE : 4 heures

COEFFICIENT : 3

DOSSIER TECHNIQUE

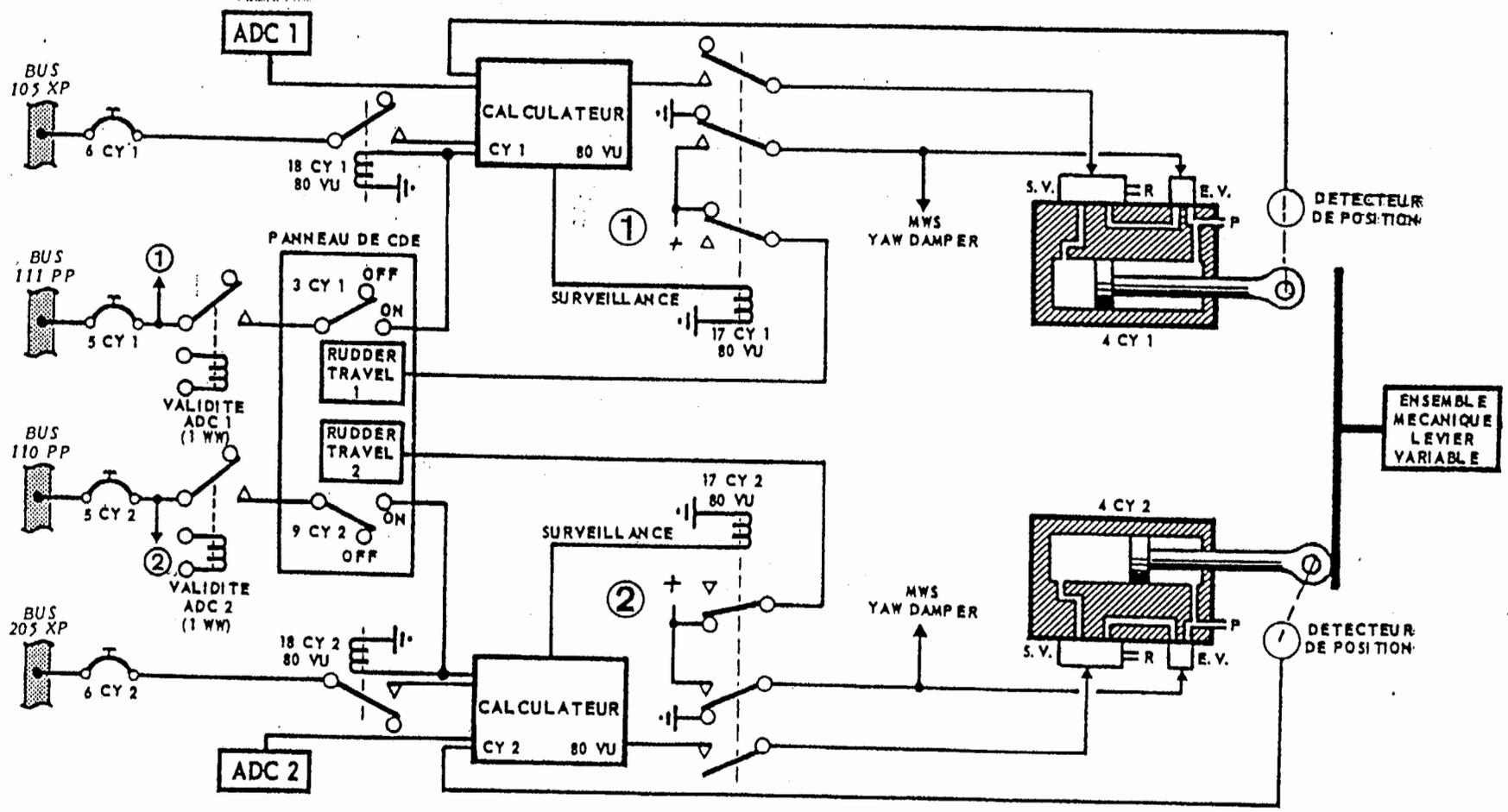
Page 13/13

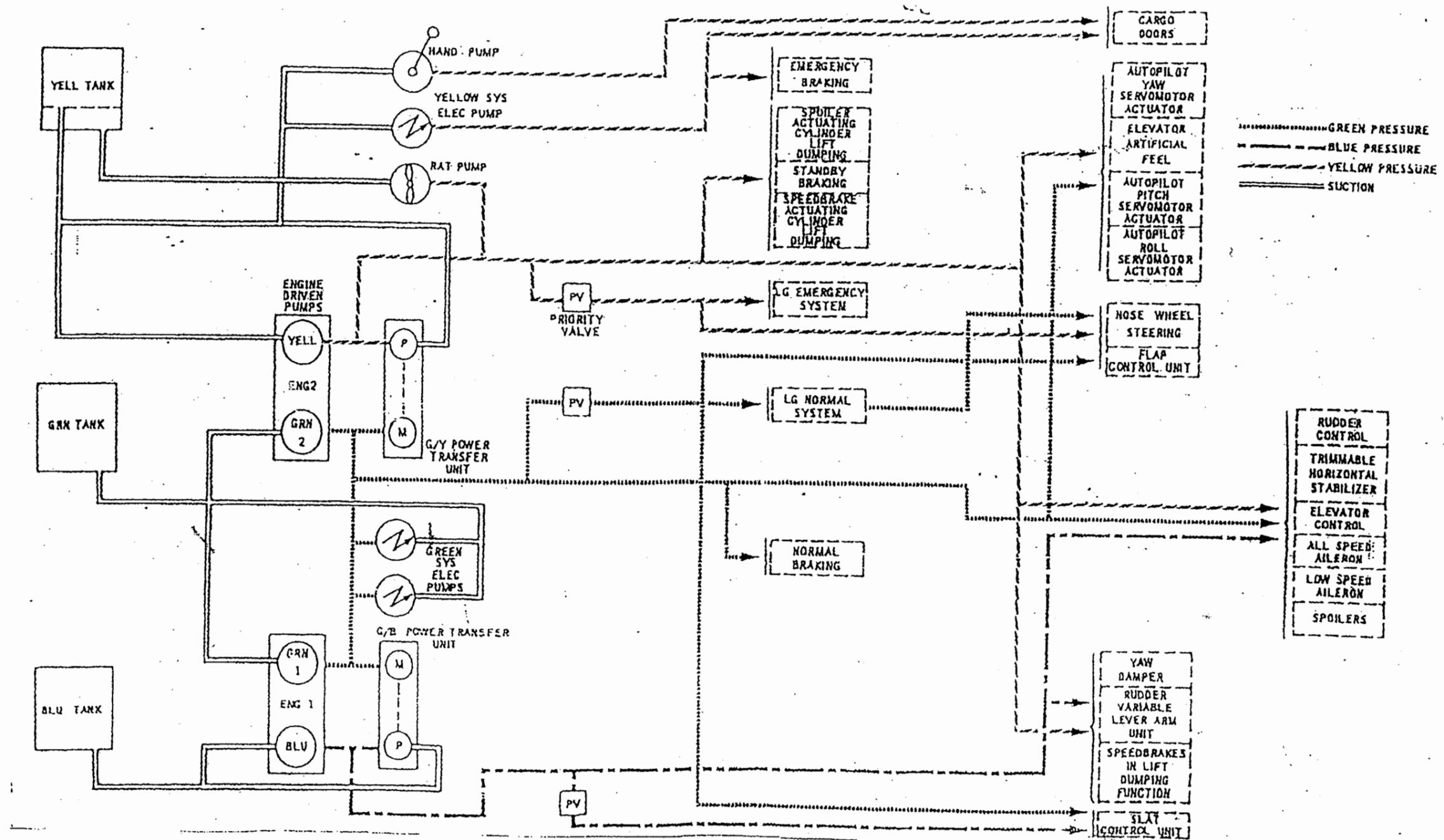
COMMANDE DE DIRECTION



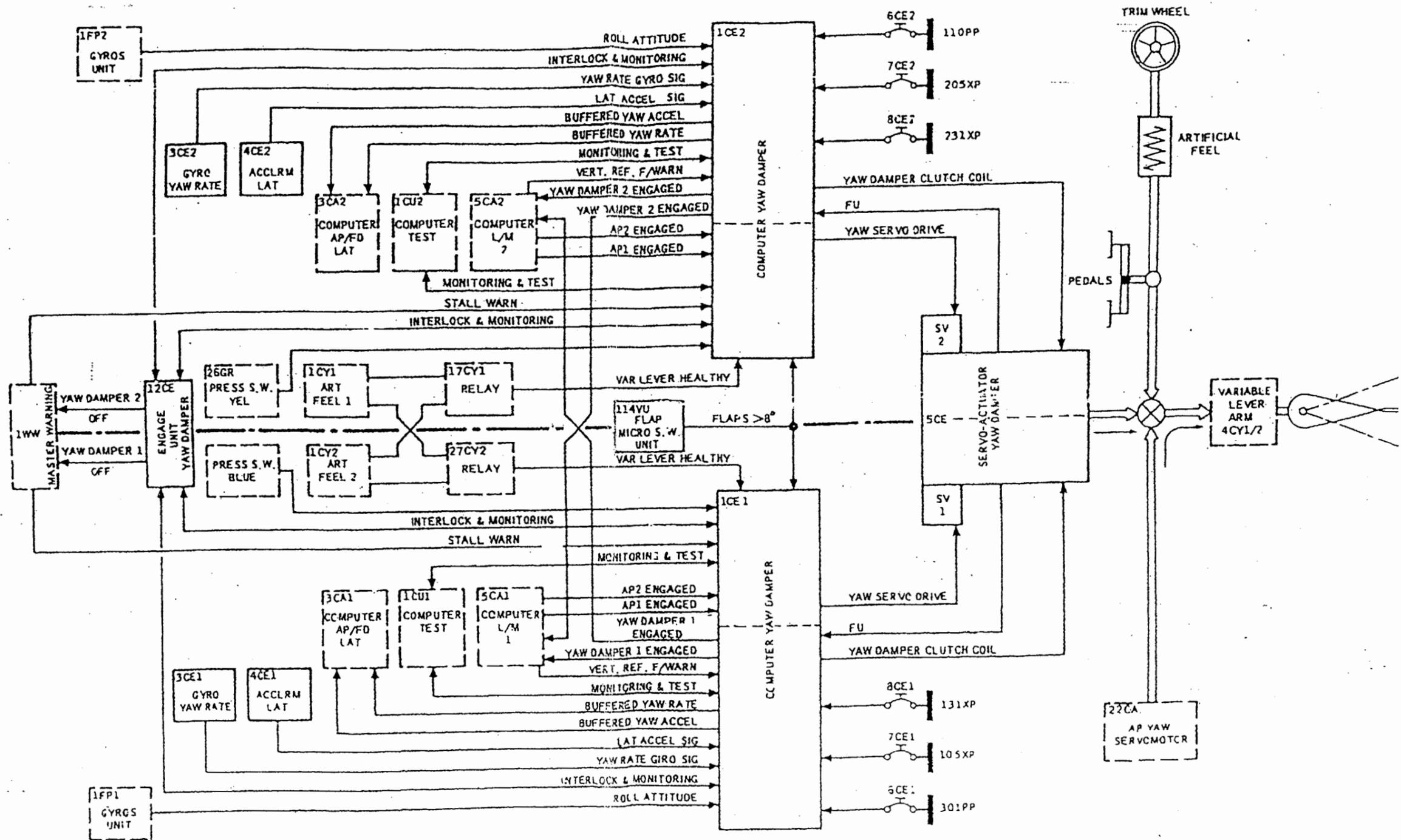
BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 1

BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 2

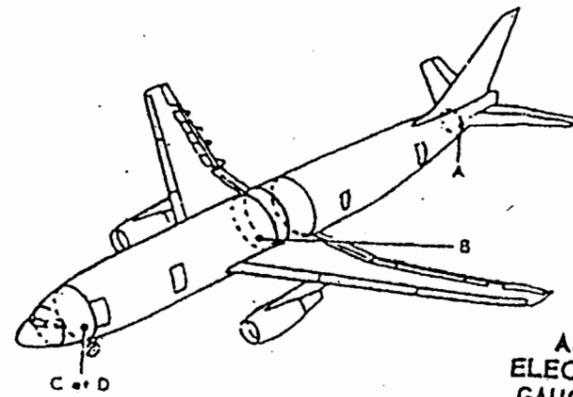




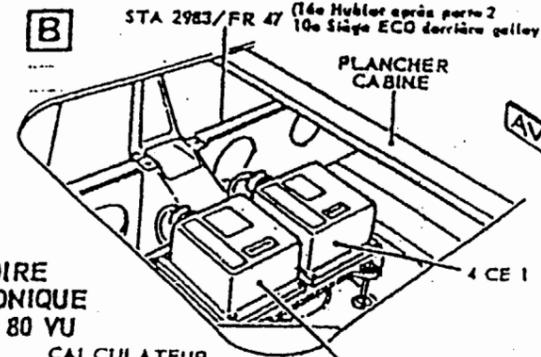
BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 3



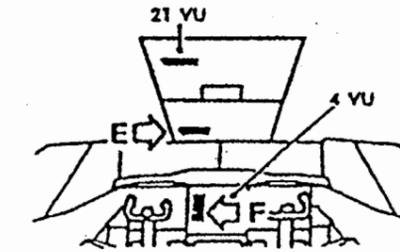
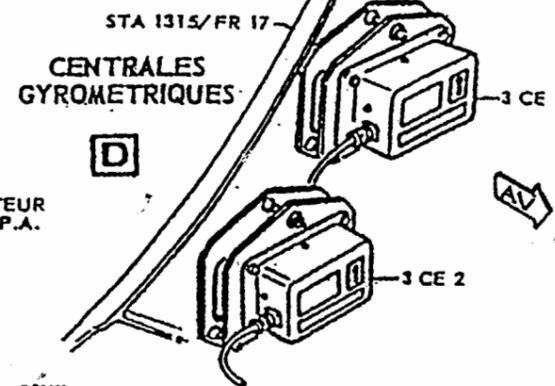
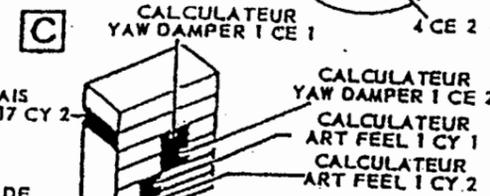
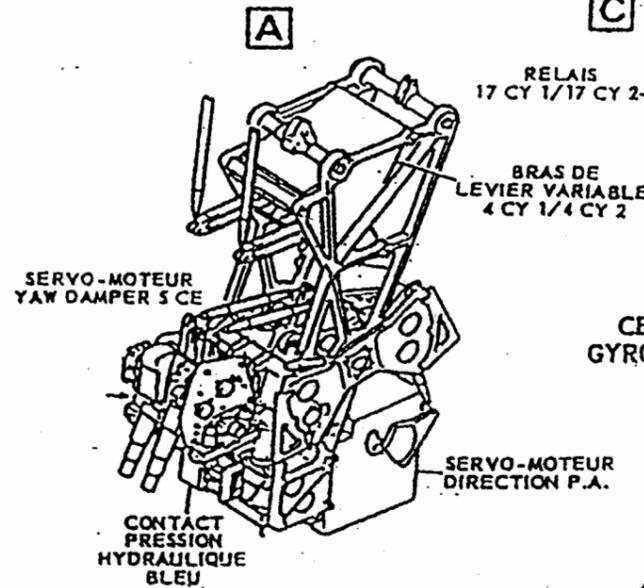
BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 4



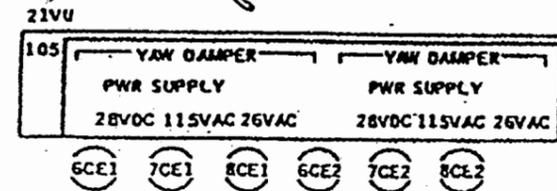
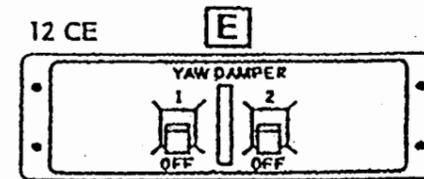
CENTRALES ACCELEROMETRIQUES



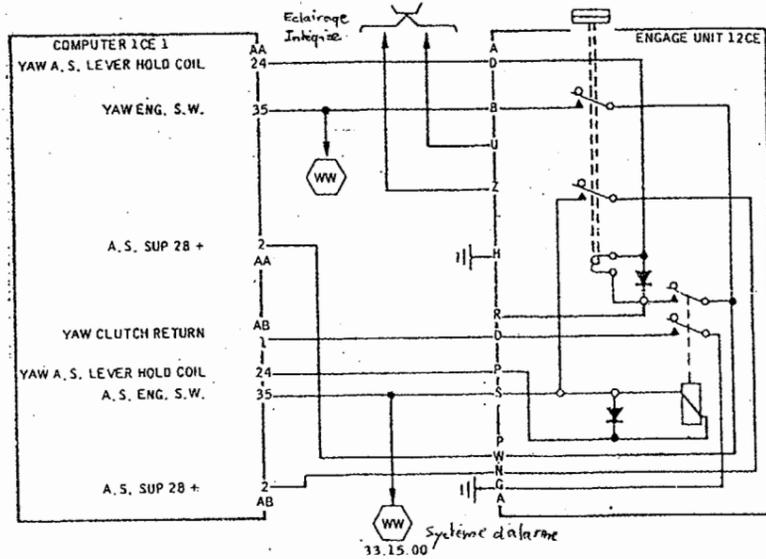
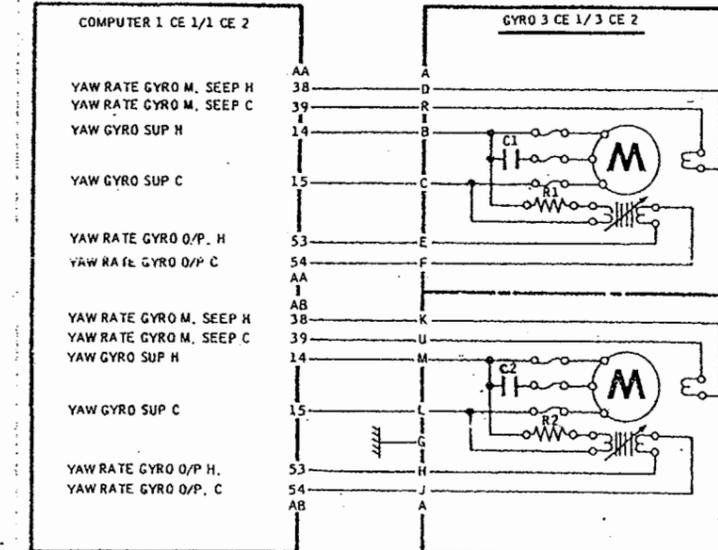
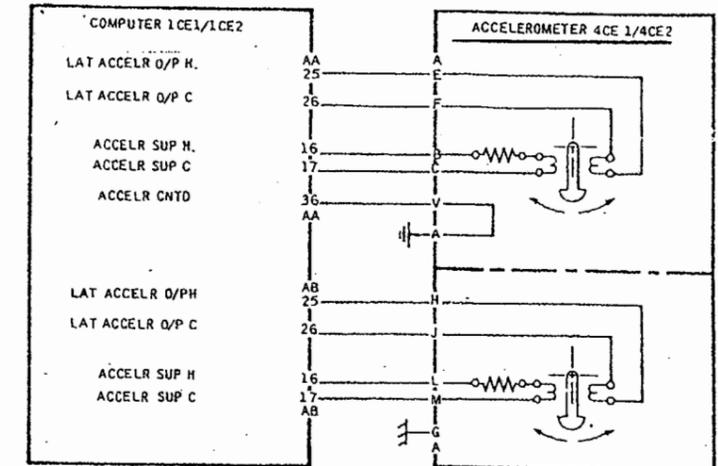
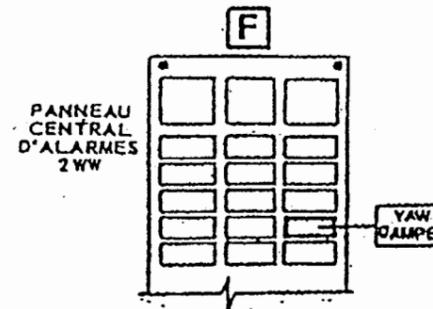
ARMOIRE ELECTRONIQUE GAUCHE 80 YU



BOITE D'ENGAGEMENT



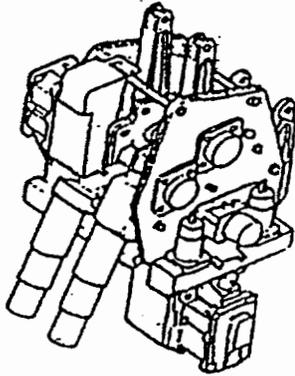
6CE1 7CE1 8CE1 6CE2 7CE2 8CE2



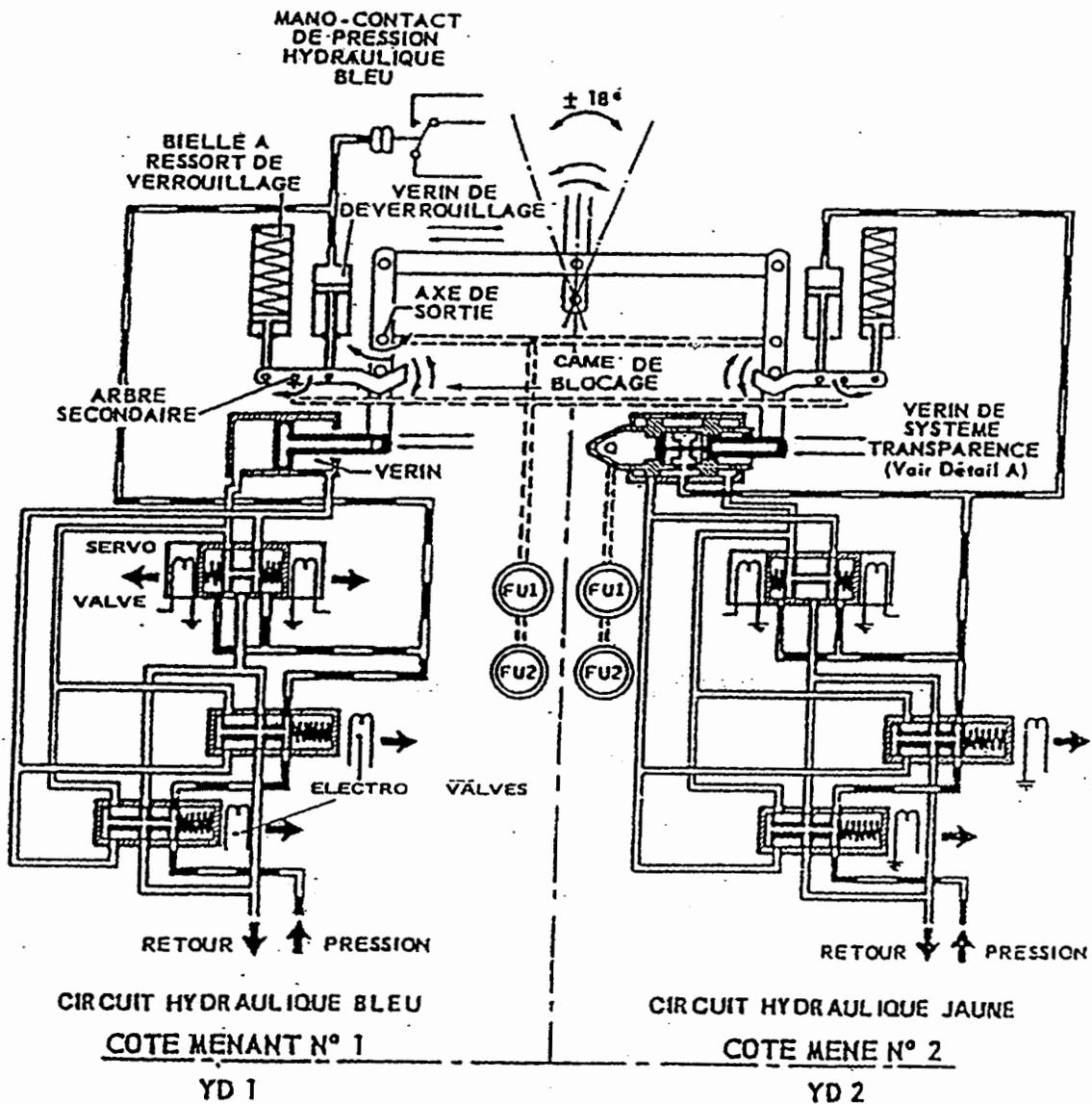
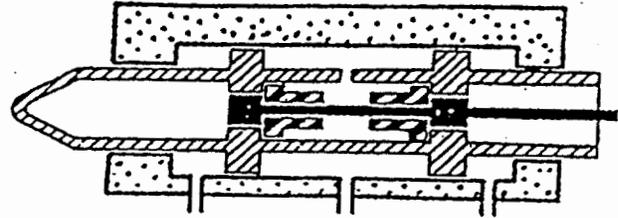
BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 5

DETAIL DU SERVO MOTEUR

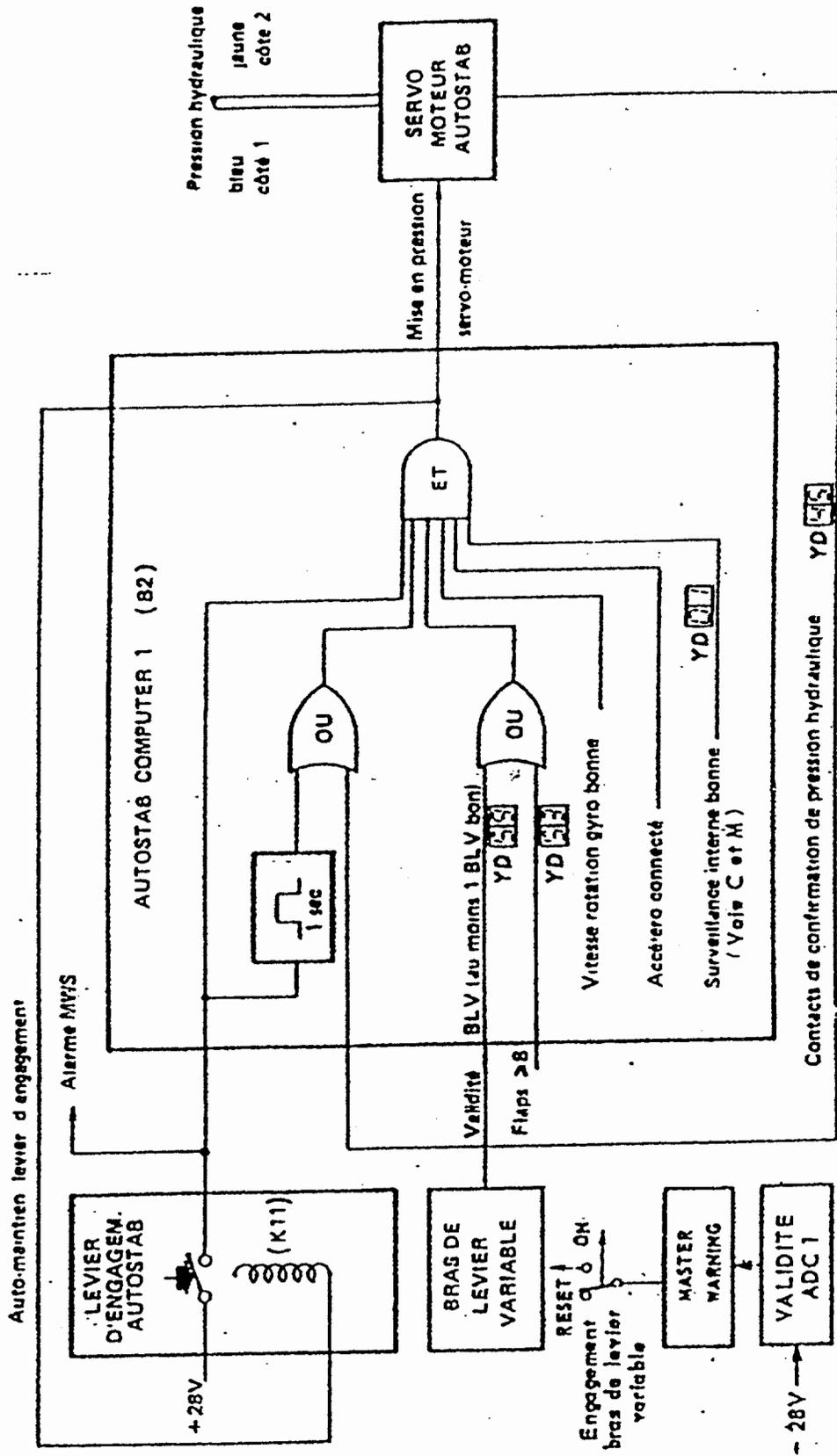
VUE D'ENSEMBLE
DU SERVO-MOTEUR



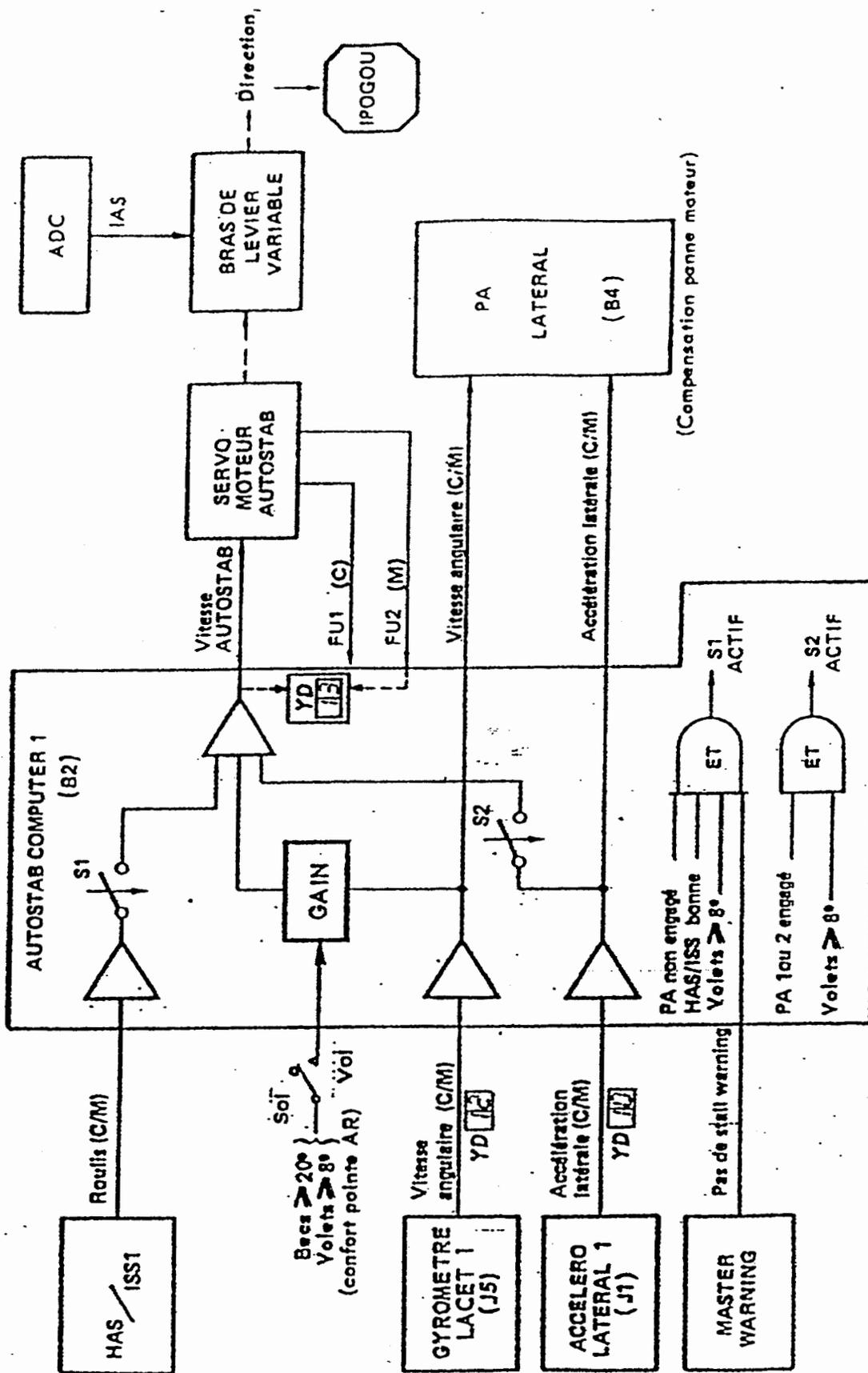
DETAIL A



BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 6



BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 7



BAC. PROF. "AERONAUTIQUE" Option avionique
 Epreuve E2 : construction et maintenance
 DUREE : 4 heures COEFFICIENT : 3
 DOSSIER TECHNIQUE planche 8