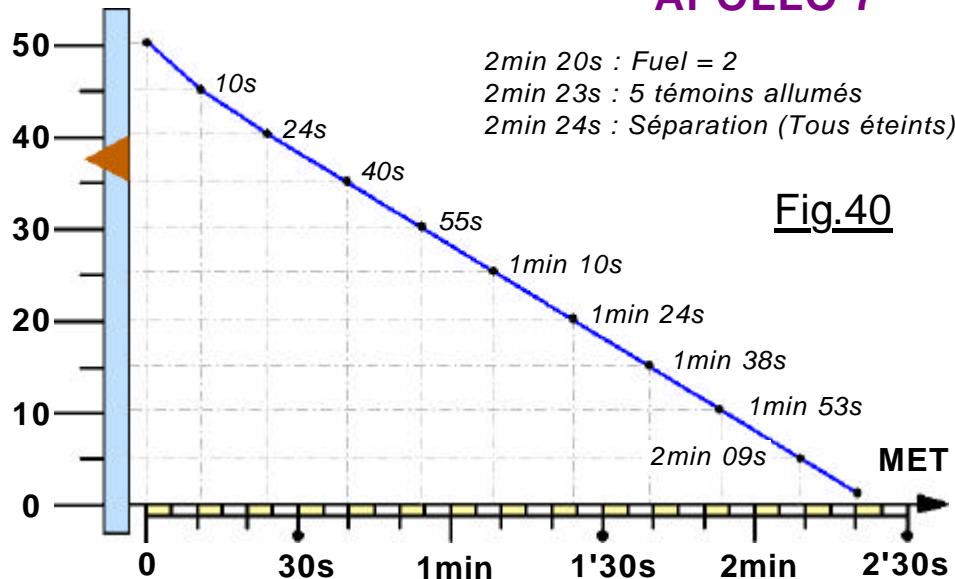


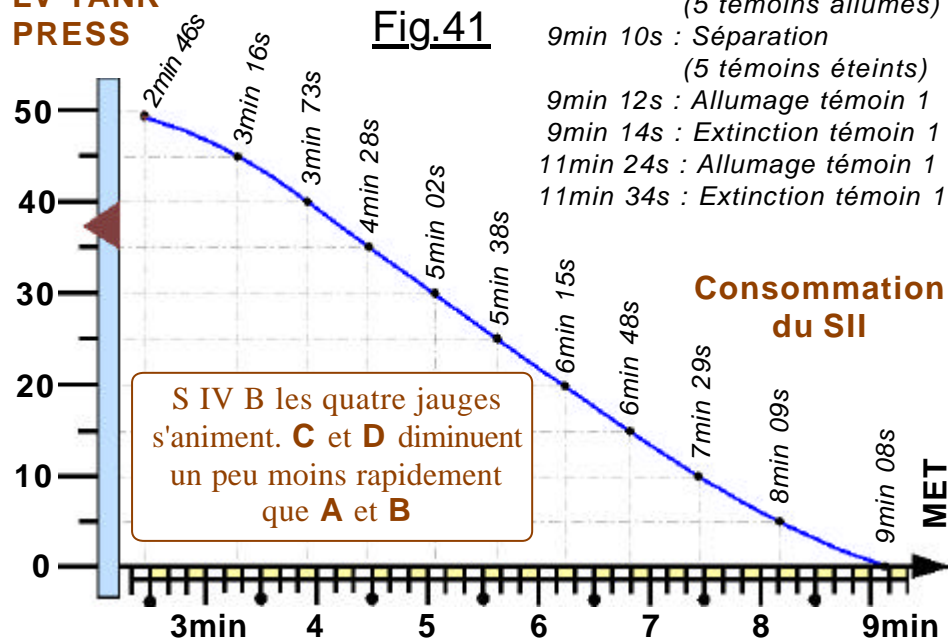
LV TANK PRESS

APOLLO 7



APOLLO 11

LV TANK PRESS



Fin de lancement 11 min 24s. Carburant restant pour la TLI \approx 37/50.

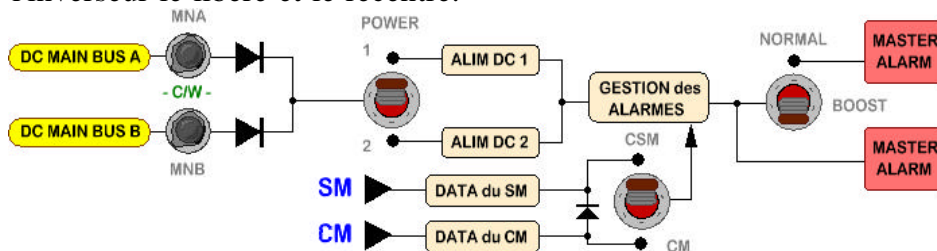
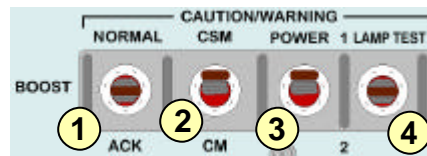
LES SYSTÈMES APOLLO

Sous-système des alertes (CWS)	P01
Symboles utilisés sur les schémas	P02
Les RCS du module de service	P03
Les RCS du module de commande	P03
Le chronomètre de mission	P04
Le chronomètre événementiel	P04
Sources d'énergie électrique	P05
Batteries Pyrotechniques	P06
DISTRIBUTION DU COURANT CONTINU	P07
L'éclairage des écrans des DSKY	P07
Mise en circuit de BAT C	P08
LES PILES À COMBUSTIBLE. (Fuel Cell)	P09
Régulation thermique des FC	P09
Mise en service / Coupure des FC	P10
Alimentation de MAIN A et de MAIN B à partir des FC	P10
Gestion des combustibles H2 et O2	P11
Purge H2 et O2 des FC	P11
Rechargement des batteries	P11
Mesure du courant et de la tension sur les batteries	P12
Gestion du courant alternatif	P13
Mise en service et arrêt du compresseur de scaphandre	P13
Gestion de l'évaporateur de la boucle Primaire	P14
Boucle de refroidissement primaire	P15
Résumé des indicateurs systèmes Eau/Glycol	P16
Résumé des procédures	P17
Gestion de la pressurisation et de l'air conditionné	P18
Systèmes Optiques. (OSS)	P19
SYSTÈMES DE CONTRÔLE DE L'ENVIRONNEMENT	P21
SYSTÈMES DE CONTRÔLE DE L'ENVIRONNEMENT	P22
Le moteur orbital SPS	P23
Les divers modes de poussée du SPS	P26
Allumage du SPS en automatique	P27

Allumage du SPS en Manuel.....	P27
POUSSÉE VECTORIELLE	P29
SYSTÈMES DE CONTRÔLE ET DE STABILISATION	P32
RHC : Système de pilotage manuel en ROTATION.....	P33
RCS du module de service	P35
RCS du module de commande	P37
Indicateur d'assiette et Directeur de vol. (FDAI)	P38
Modes d'affichage du FDAI.....	P39
SYSTEME ORDEAL	P41
Évaluer la masse des vaisseaux	P42

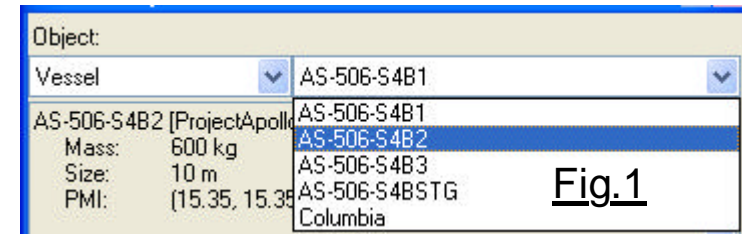
Sous-système des alertes. (Caution and Warning System)

L'inverseur **1** étant sur **NORMAL**, les deux **MASTER ALARM** s'allument quand une alarme survient. En mode **BOOST** le bouton lumineux de gauche est désactivé pour éviter à l'équipage de confondre avec l'allumage du témoin **ABORT** sur le panneau. Placé sur **ACK** les voyants d'état sont désactivés pour éviter un éblouissement de l'équipage dans l'obscurité. L'inverseur **2** sur **CM**, ne gère que les alertes du CM, celles du SM sont ignorées. Sur **CSM** les deux modules sont surveillés. Passer sur **CM** avant de séparer le CM du SM sert à éviter une suite de fausses alertes. Le CWS a deux alimentations électriques internes. Le commutateur **3** permet de sélectionner l'alimentation en cours d'utilisation en cas de dysfonctionnement sur un bus principal. La position centrale désactive le CWS. Dans certains cas l'astronaute maintient la position instable pour conserver la position de test tout en effectuant d'autres manipulations. Dans ce but, utiliser **[MAJ]** avec le **BGS** pour figer la position. Cliquer à nouveau sur l'inverseur le libère et le recentre.



Évaluer la masse des vaisseaux.

[CTRL] I, puis cliquez sur le champ **Camera target** puis sur **Vessel**. Dans le champ des objets possibles on trouve les diverses entités qui ont été séparées. Quand on passe sur l'une des lignes comme montré sur la Fig.1 l'information **Mass** de l'objet indexé est mise à jour.



Des fonctions telles que **V 48 E** dans les procédures Apollo n'utilisent pas le système S.I, mais des livres : *lbs*.

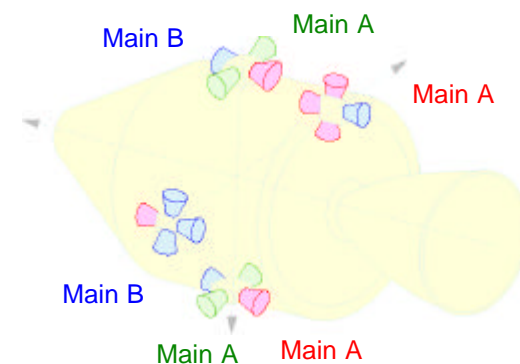
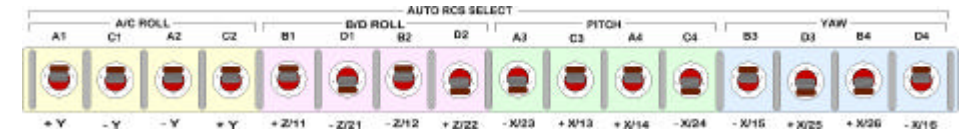
Masse en **Livres** = Masse en **Kg** divisée par **0,453592**

NOTE : Au lieu de diviser par 0.453592 il est bien plus facile de **multiplier par 2,2**.

Les RCS du module de service.

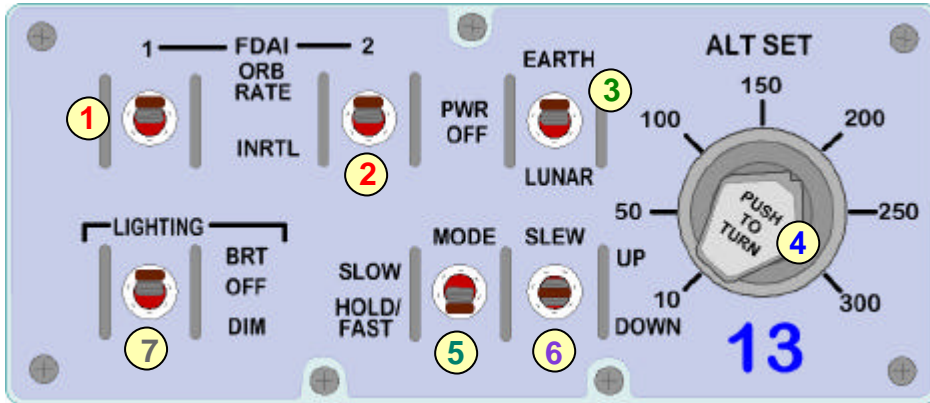
Configuration standard des RCS pour fonctionnement en automatique.

➤ **Mode ROTATION**. (Permet les translations)

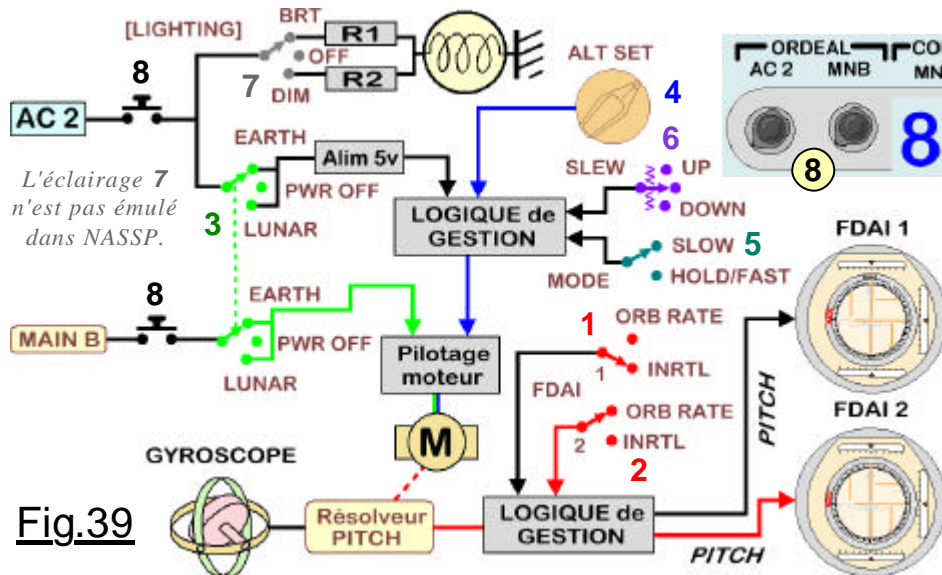


La configuration consiste à basculer les inverseurs du tableau 8 de façon à conserver un minimum de maîtrise si l'un des bus principaux **MAIN A** ou **MAIN B** disjonctait lors d'une phase d'arrimage, la proximité du S IV_B ou du LM rendant critique tout incident. On fonctionne alors en dégradé mais le pilotage reste effectif sur les trois axes.

SYSTEME ORDEAL. (Orbital Rate Display Earth And Lunar)



L'axe de tangage du vaisseau doit être orthogonal au plan orbital car **seul ce dernier est corrigé par l'automatisme**.

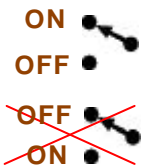


Page 3

Symboles utilisés sur les schémas.

- : (cb) Sectionneur armé ou coupé. (Circuit Breaker)
- : (pb) Simple bouton poussoir. (PushButton)
- : (sw) Simple interrupteur à deux positions. (Switch)
- : (sw) Inverseur bistable à deux positions. (Switch)
- : (Sw) Inverseur stable à trois positions. (Switch)
- : (sw) Inverseur instable à rappel central. (Switch)
- : (pb) Bouton poussoir avec sécurité mécanique.
- : (sw) Inverseur bistable avec sécurité mécanique.
- : Drapeau indicateur d'état binaire. (Toujours représenté en)
- : Appareil de mesure analogique classique ou à tambour.
- : Dans les circuits électriques un relais de puissance. ("Vanne électrique" qui coupe ou laisse passer le courant)
- : (vlv) Électrovanne, valve pilotée ...
- : (vlv) Vanne à levier, purge manuelle ...
- : Diode. (Le courant électrique ne circule que dans un sens)
- : Jonction entre deux modules. (La flèche indique le sens du transfert)
- : Buse de traversée. (Interface Intérieur / Extérieur)
- : Soupape de sureté. (Limiteur de pression)
- : Clapet anti retour. (Le flux va de la gauche vers la droite)
- : Régulateur de débit.
- : Régulateur ou limiteur de pression.

NOTE : Autant que faire se peut, dans les schémas la "géométrie" des inverseurs est respectée. Par exemple si positionné vers le haut il est sur ON et placé vers le bas il est sur OFF, il en sera ainsi sur les schémas, ce qui parfois impose de croiser des lignes de jonction.

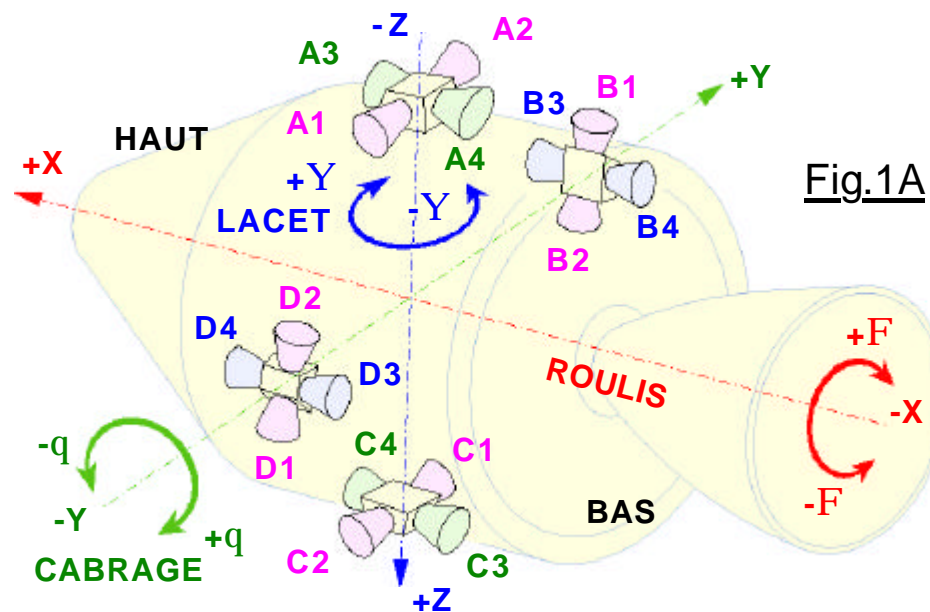


ATTENTION : Quand le système ORDEAL n'est pas utilisé il faut impérativement placer :

- En 1 et 2 les deux sw 13 : 1-FDAI-2 sur INRTL.
- En 3 l'inverseur 13 : sw EARTH sur PWR OFF.

Dans le cas contraire les sphères sur les FDAI n'affichent pas correctement les attitudes inertielles.

Les RCS du module de service. (Complément page 42)

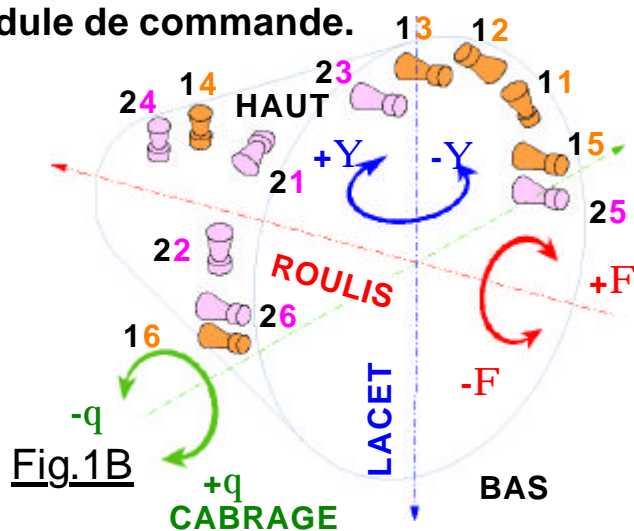


Les RCS du module de commande.

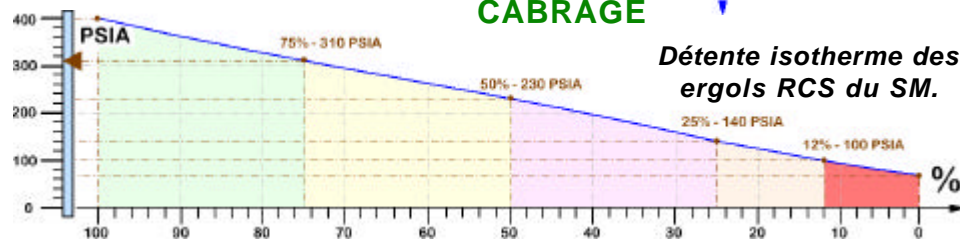
En orange les moteurs du groupe 1
En rose les moteurs du groupe 2

Les moteurs impairs correspondent aux rotations positives

Les moteurs pairs correspondent aux rotations négatives



Détente isotherme des ergols RCS du SM.



Alimentation en énergie. Le FDAI n° 1 est alimenté en courant continu par **MNA** à travers le sectionneur **5** et en courant alternatif par le sectionneur **8** : **[STAB CONT SYSTEM]** cb **AC1**. Le FDAI n° 2 est alimenté en courant continu par **MNB** à travers le sectionneur **5** et en courant alternatif par **8** : **[STAB CONT SYSTEM]** cb **AC2**.



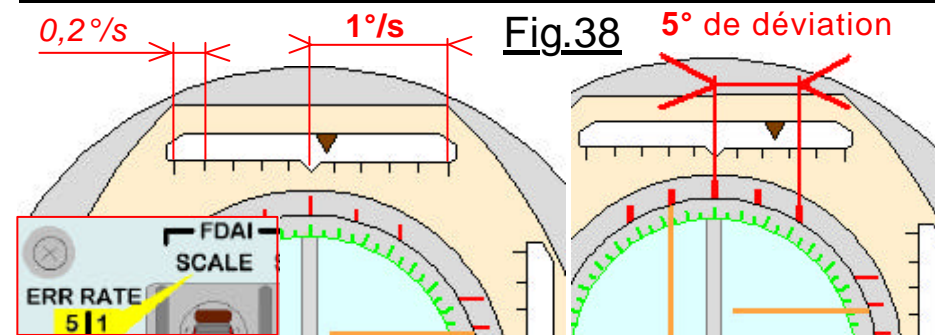
Résumé des affichages FDAI en standard SELECT 1/2

	ATTITUDE	Aiguilles d'ERREUR	Référence	VALIDATION
FDAI n°1 de GAUCHE	Orientation de l'IMU dans la référence REFSMMAT	Ecart par rapport aux valeurs de R1, R2 et R3 imposées par V49	Le contenu des registres R1, R2 et R3	
FDAI n°2 de DROITE	Dernière orientation de BMAG imposée avec le RHC	Ecart par rapport à la dernière attitude BMAG imposée avec le RHC	Attitude au relachement du joystick	

Note importante : La prise de référence pour le mode SCS se fait au moment d'une fin de pilotage manuel au RHC, mais aussi quand on bascule les inverseurs [MANUAL ATTITUDE] de ACCEL CMD sur la position centrale RATE CMD

Échelles de déviation en fonction de l'inverseur 4.

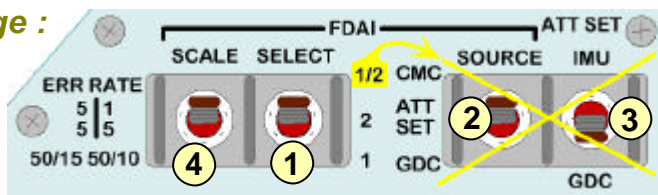
ERR RATE (Position)	ROULIS		LACET		CABRAGE	
	DEV	TAUX	DEV	TAUX	DEV	TAUX
Haut (5/1)	5°	1° / sec	5°	1° / sec	5°	1° / sec
Centre (5/5)	5°	5° / sec	5°	5° / sec	5°	5° / sec
Bas (50/15 50/10)	50°	50° / sec	15°	10° / sec	15°	10° / sec



Modes d'affichage :

Le tableau donné ci-dessous résume les affichages sur les deux appareils

en fonction de la configuration des inverseurs **1**, **2** et **3**. *Indif* signifie que l'affichage ne dépend pas de la position de cet inverseur.



①	②	③	FDAI n°1		FDAI n°2	
SELECT	SOURCE	ATT SET	Attitude	Erreur	Attitude	Erreur
1/2	Indif	Indif	IMU	CMC	GDC	BMAG 1
1	CMC	Indif	IMU	CMC	Le FDAI est sur OFF . Inerte il reste bloqué avec les trois axes "recentrés".	
1	GDC	Indif	GDC	BMAG 1		
1	ATT SET	IMU	IMU	IMU/ASCP		
1	ATT SET	GDC	GDC	GDC/ASCP		
2	CMC	Indif	Le FDAI est sur OFF . Inerte il reste bloqué avec les trois axes "recentrés".		IMU	CMC
2	GDC	Indif			GDC	BMAG 1
2	ATT SET	IMU			IMU	IMU/ASCP
2	ATT SET	GDC			GDC	GDC/ASCP

IMU : L'attitude courante est fournie par la centrale à inertie.

GDC : L'attitude courante fournie résulte du calculateur GDC.

CMC : Les aiguilles d'erreur sont contrôlées par le calculateur de bord et leur déviation sera fonction du programme en cours.

(Le pilote automatique numérique DAP par exemple)

BMAG1 : Le gyroscope BMAG 1 est utilisé pour fournir des informations d'attitude. **[BMAG MODE]** est placé au centre sur **ATT1/RATE2**. Les aiguilles d'erreur montrent la différence entre l'attitude calculée par le GDC et l'attitude mesurée par BMAG 1.

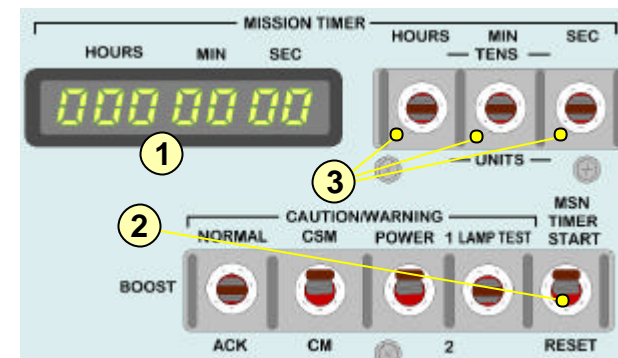
IMU/ASCP : Les aiguilles d'erreur montrent l'écart entre l'attitude la centrale à inertie IMU et l'attitude actuellement imposée sur l'ASCP.

GDC/ASCP : Les aiguilles d'erreur montrent la différence d'attitude entre l'attitude calculée par le GDC et celle imposée sur l'ASCP.

Le chronomètre de mission.

La minuterie de mission **1** est automatiquement remise à zéro au décollage. Par contre elle ne sera pas mise en fonctionnement si **2** n'est pas sur la position **START**. Quand elle fonctionne, on peut utiliser

l'inverseur **2** pour la figer sur la position centrale ou la remettre en comptage sur **START**. La position instable vers le bas **RESET** permet de la remettre à zéro. Les inverseurs instables à rappel central **3**

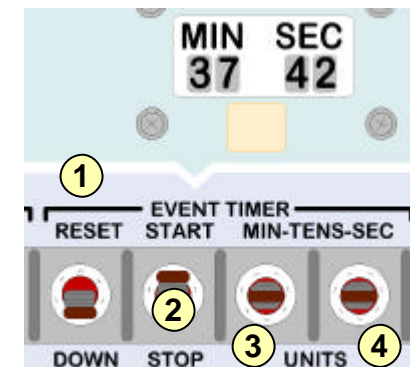


permettent une mise à jour, mais ne peuvent qu'augmenter les valeurs. Vers le haut on ajoute 10, vers le bas on incrémente d'une unité. On peut ajuster l'horloge alors qu'elle est en train de compter. Si pour une quelconque raison elle n'est pas synchrone au GET il suffit de la faire avancer un peu, de placer l'inverseur **START** sur la position centrale puis de le repositionner vers le haut au bon moment.

Le chronomètre événementiel.

En position centrale de **1** il compte, alors que sur **DOWN** il décompte. Contrairement au **[MISSION TIMER]** il ne peut pas être déclenché avant le lancement. Il est remis à zéro au décollage et commence à compter même si **2** est sur **STOP** à condition toutefois que **1** ne soit pas sur **DOWN**.

Il est également forcé à zéro en cas d'abandon et continue de compter le temps écoulé depuis "ABORT". On peut à tout moment modifier son contenu avec les inverseurs instables **3** et **4** qui décrémentent la valeur au lieu de l'augmenter si **1** est positionné sur **DOWN**. L'inverseur **2** est stable en position **STOP** et permet de redémarrer l'évolution quand on le place en position instable **START**. L'inverseur **1** peut être changé de position alors que le compteur est en fonctionnement, mais **RESET** provoque son arrêt.

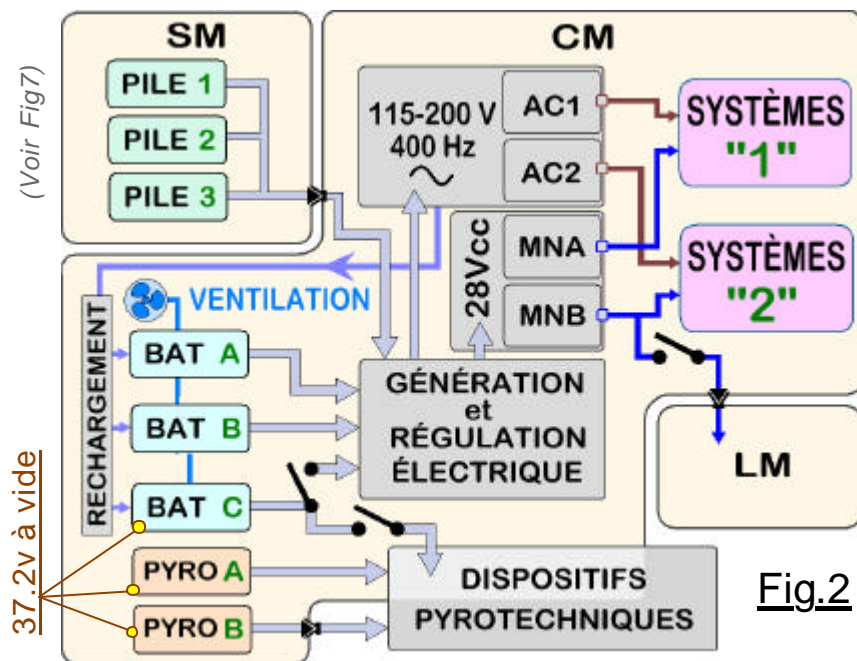


Sources d'énergie électrique. (Voir Fig.2)

Le module de commande ne produit pas d'énergie électrique, il dépend principalement tout au long de la mission de 3 piles à combustibles qui se trouvent dans le module de service, elles même alimentées en oxygène O₂ et en hydrogène H₂ stockés dans celui ci. Elles peuvent fournir chacune une puissance comprise entre 400 et 1420W.

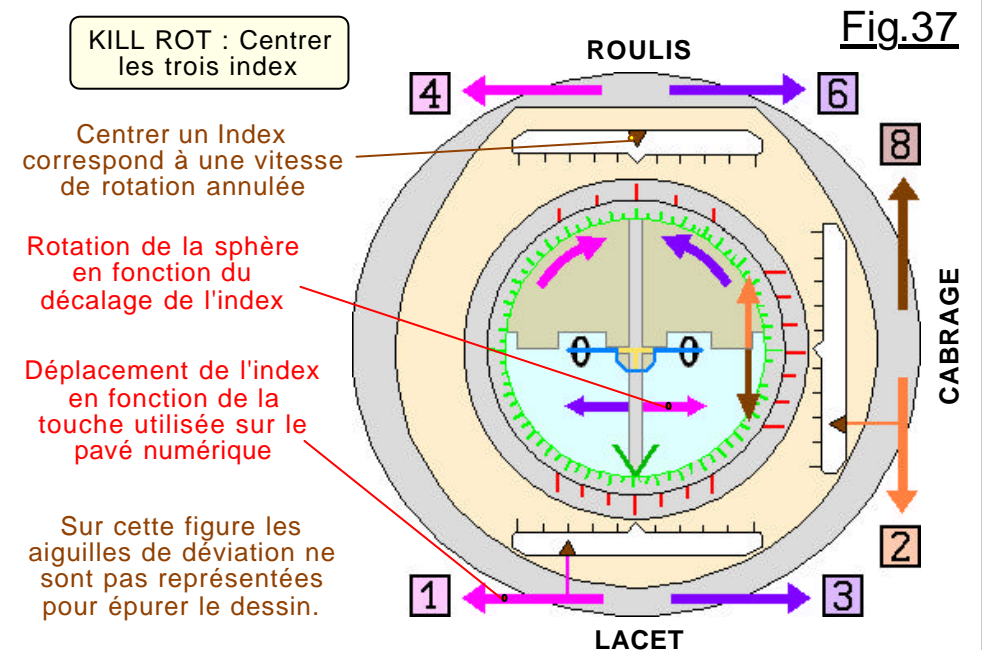
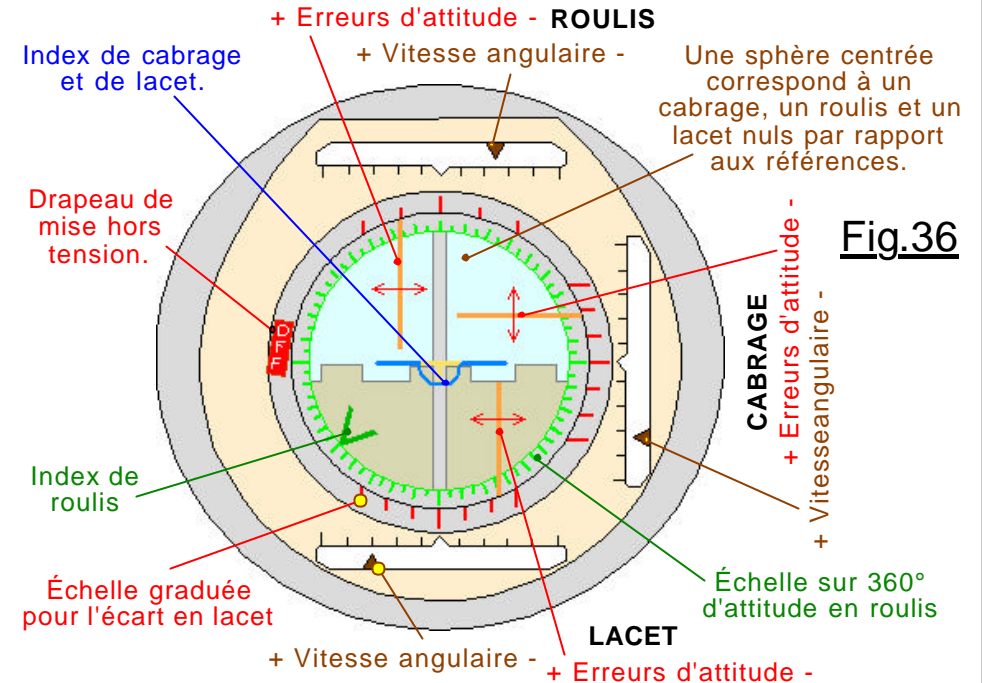
Le module de commande possède 3 batteries principales (*Oxyde d'argent-zinc*) A, B et C qui fournissent l'énergie électrique au module de commande depuis la séparation CM/SM jusqu'au moment de la récupération dans l'océan. Elles complètent la puissance des piles à combustibles pendant des périodes de forte demande d'énergie. (*Manœuvres ...*) Normalement seules les batteries A et B sont reliées aux bus principaux dans ce but. La batterie C est isolée en préparation de pré-lancement. Elle est connectée aux bus juste avant la séparation avec le SM. Elles sont rechargeables et sont rechargées tout au long de la mission afin d'être en permanence à pleine charge.

Les batteries principales peuvent fournir de l'énergie en secours dans le cas d'indisponibilité de deux piles à combustible. Elles peuvent également être employées en secours pour actionner les circuits pyrotechniques.



Indicateur d'assiette et Directeur de vol. (FDAI)

(Flight Director Attitude Indicator)



Poussée vers l'AVANT :

13A pilote les Quads **A, B** et **C**.

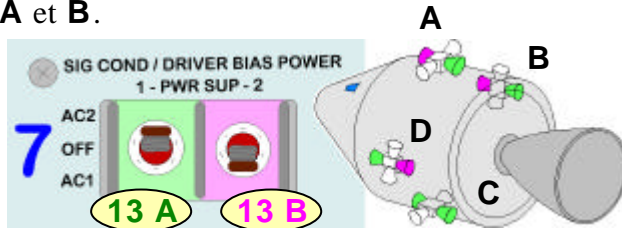
13B pilote les Quads **D**.

Poussée vers l'ARRIÈRE :

13A pilote les Quads **C** et **D**.

13B pilote les Quads **A** et **B**.

Fig.34



RCS du module de commande. (Voir Page 3 Fig.1B)

16 > 8 : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb CM HEATER 1-MNA ou 2-MNB.

17 > 101 : sw CM RCS HTRS ou OFF. (Durant 20 minutes)

18 > 2 : sw CM RCS PRESS.

19 > 2 : [CM RCS PRPLNT] sw 1 ou 2.

20 > 2 : [RCS] sw TRNFR CM ou SM.

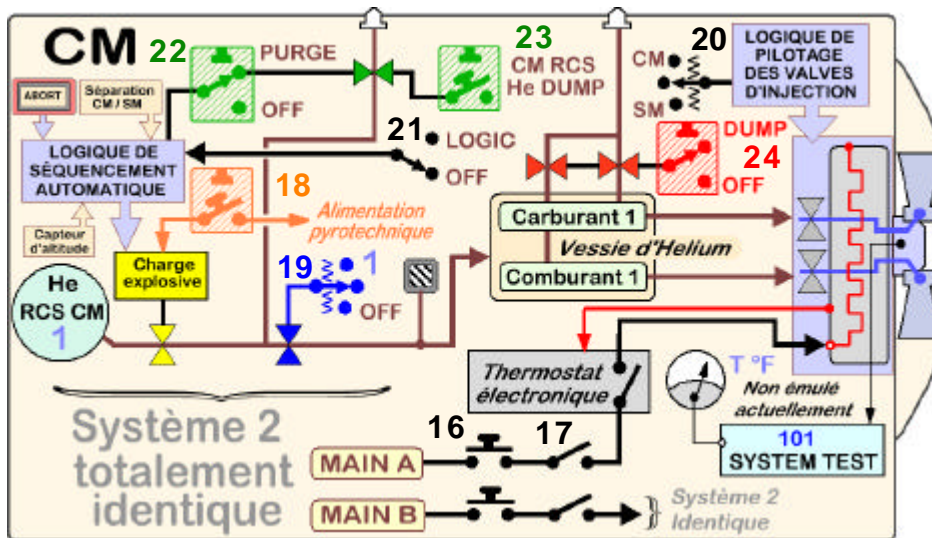
21 > 1 : sw CM RCS LOGIC ou OFF.

22 > 1 : [CM PRPLNT] sw PURGE ou OFF.


23 > 2 : pb CM RCS He DUMP.

24 > 1 : [CM PRPLNT] sw DUMP ou OFF.

Fig.35



Batteries Pyrotechniques.

Toutes les pyrotechniques sont alimentés par les lignes PYROBUS A ou PYROBUS B. Chaque batterie pyrotechnique de 37,2 Vcc fournit l'énergie à PYROBUS A ou PYROBUS B via **9**. En cas de défaillance de la batterie, un premier niveau de sécurité consiste à raccorder BAT BUS A sur PYROBUS A ou BAT BUS B sur PYROBUS B en armant le sectionneur **10**. Mais il importe au préalable de couper **9** pour éviter d'endommager la batterie saine. Si une défaillance simultanée des batteries A ou B s'ajoutait à celle de BAT PYRO A et BAT PYRO B, la sauvegarde consisterait à alimenter BAT BUS A ou BAT BUS B à partir de la batterie de secours C. Les dispositifs cône et "parachutes" ne sont alimentés à travers le rupteur  que si le SM est largué.

4 > 250 : cb BAT C TO BAT BUS A ou **4** > 250 : cb BAT C TO BAT BUS B.

9 > 250 : [PYROA] cb SEQ A ou **9** > 250 : [PYROB] cb SEQ B.

10 > 250 : [PYROA] cb BAT BUS A ou B TO PYRO BUS TIE.

19 > 8 : [SEC EVENTS CONT SYST] cb A-LOGIC BAT A ou LOGIC-B BAT B.

20 > 8 : [SEC EVENTS CONT SYSTEM] sw LOGIC 1 ou LOGIC 2.

21 > 8 : [SEC EVENTS CONT SYST] cb A-ARM BAT A ou ARM-B BAT B.

22 > 8 : [SEC EVENTS CONT SYSTEM] sw PYRO ARM A ou PYRO ARM B.

23 > 250 : cb BAT A ou B PWR ENTRY / POST LANDING.

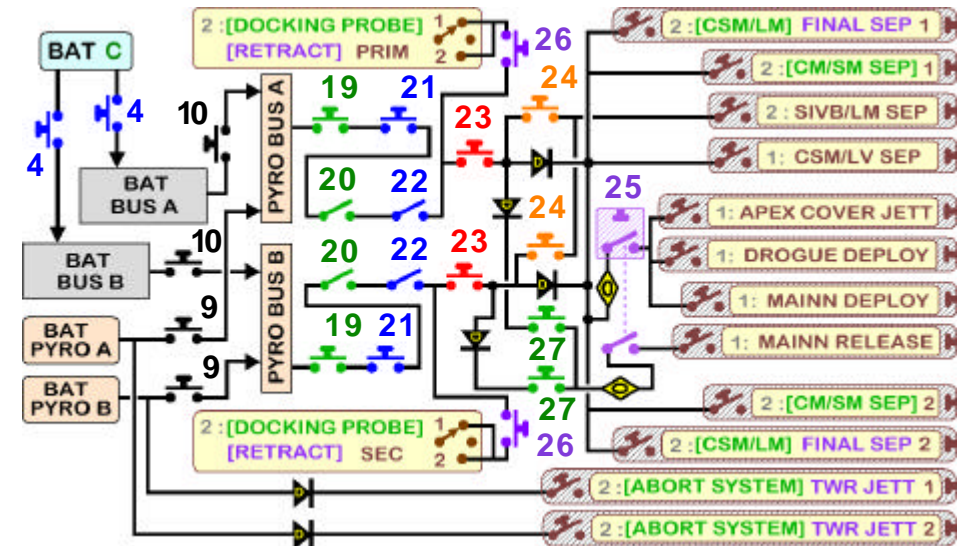
24 > 278 : cb S IVB/ LM SEP PYRO A ou PYRO B.

25 > 1 : [ELS] sw LOGIC.

26 > 1 : [DOCK PROBE] cb MNA ou MNB.

27 > 229 : [MAIN REALEASE] cb PYRO A ou PYRO B.

Fig.3



DISTRIBUTION DU COURANT CONTINU.

- 1** > 3 : [FUEL CELL] cw MAIN BUS A **1,2** ou **3**.
2 > 3 : [FUEL CELL] cw MAIN BUS B **1,2** ou **3**.
3 > 250 : cb BAT A PWR ENTRY / POSTLANDING.
3 > 250 : cb BAT B PWR ENTRY / POSTLANDING.
4 > 250 : cb BAT C TO BAT BUS A.
4 > 250 : cb BAT C TO BAT BUS B.
5 > 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT A/C.
5 > 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT B/C.
6 > 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT A.
6 > 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT B.
7 > 225 : [FLT BUS] cb MNA / **7** > 225 : [FLT BUS] cb MNB.
8 > 5 : NONESS BUS sw MNA ou MNB.
9 > 250 : [PYROA] cb SEQ A.
9 > 250 : [PYROB] cb SEQ B.
10 > 250 : [PYROA] cb BAT BUS A TO PYRO BUS TIE.
10 > 250 : [PYROB] cb BAT BUS B TO PYRO BUS TIE.
11 > 5 : cb LM PWR-1 MNB / **11** > 5 : cb LM PWR-2 MNB.
12 > 2 : sw LM PWR CSM.
13 > 275 : [MAIN A] cb BAT C.
13 > 275 : [MAIN B] cb BAT C.
14 > 275 : [MAIN A] cb BAT BUS A.
14 > 275 : [MAIN B] cb BAT BUS B.
15 > 226 : [FUEL CELL 1,2 ou 3] cb REACS. _____
16 > 3 : sw FUEL CELL REACTANTS sur 1, 2 ou 3 ou sur OFF. _____
17 > 3 : sw FC REACS VALVES LATCH ou NORM. _____
18 > 250 : cb BAT C BAT CHRG/EDS 2.
- @ Voir Fig.8 en page 10.

L'éclairage des écrans des DSKY.

- A** > 226 : [LIGHTING] [NUMERICS INTEGRAL] cb LMDC AC1.
B > 226 : [LIGHTING] [NUMERICS INTEGRAL] cb LEB AC2.
C > 8 : [INTERIOR LIGHTS] cont NUMERICS.
D > 100 : [LEB LIGHTS] cont NUMERICS.

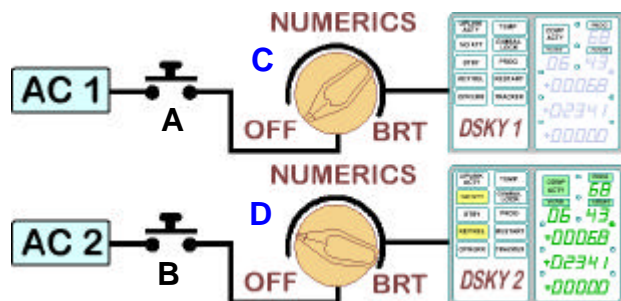
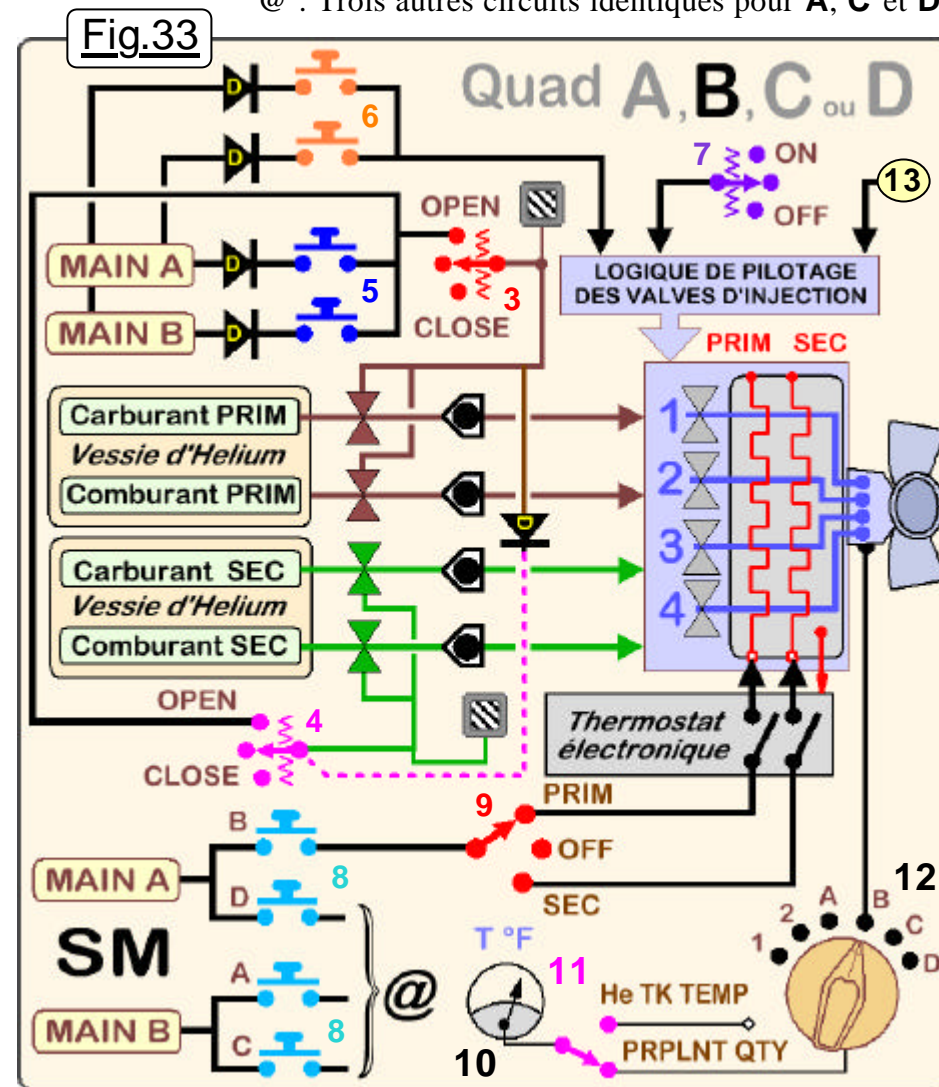


Fig.4

Les inverseurs carburant du circuit primaire pilotent les valves du circuit secondaire. Les inverseurs **4** semblent sans effet.

@ : Trois autres circuits identiques pour **A**, **C** et **D**.



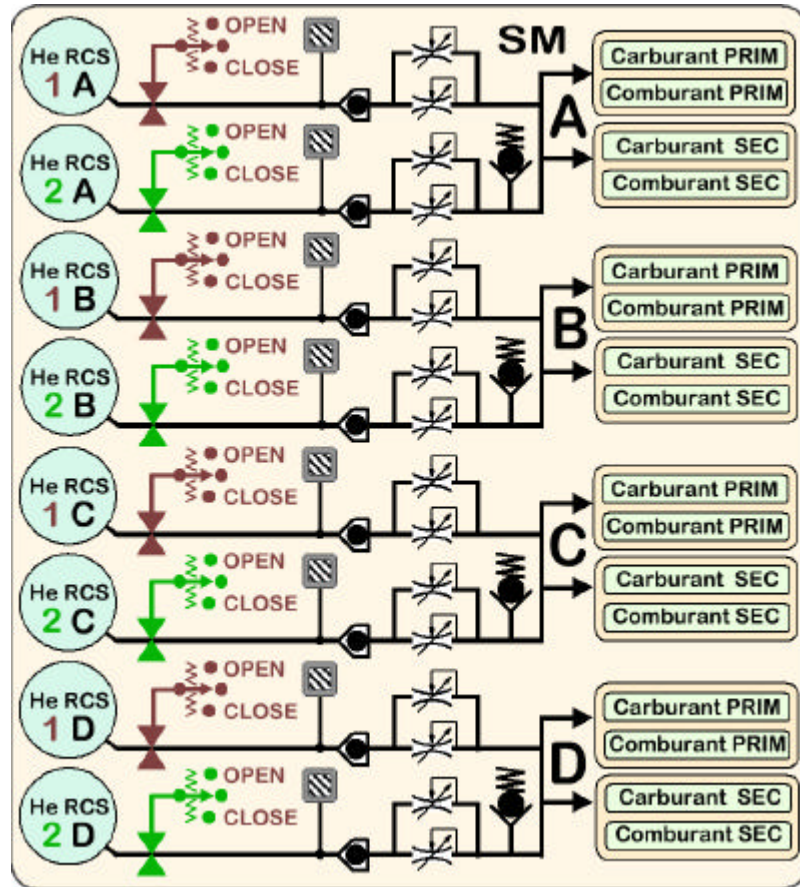
ATTENTION : Quand les RCS du module de service sont en mode TRANSLATION, le pilotage des valves par **13** n'est pas symétrique. Les positions sur AC1 et AC2 conduisent au même effet. La Fig.34 page 37 montre la combinatoire de fonctionnement. Les deux inverseurs **13** doivent être activés en mode TRANSLATION.

RCS du module de service. (Voir Page 3 Fig.1A)

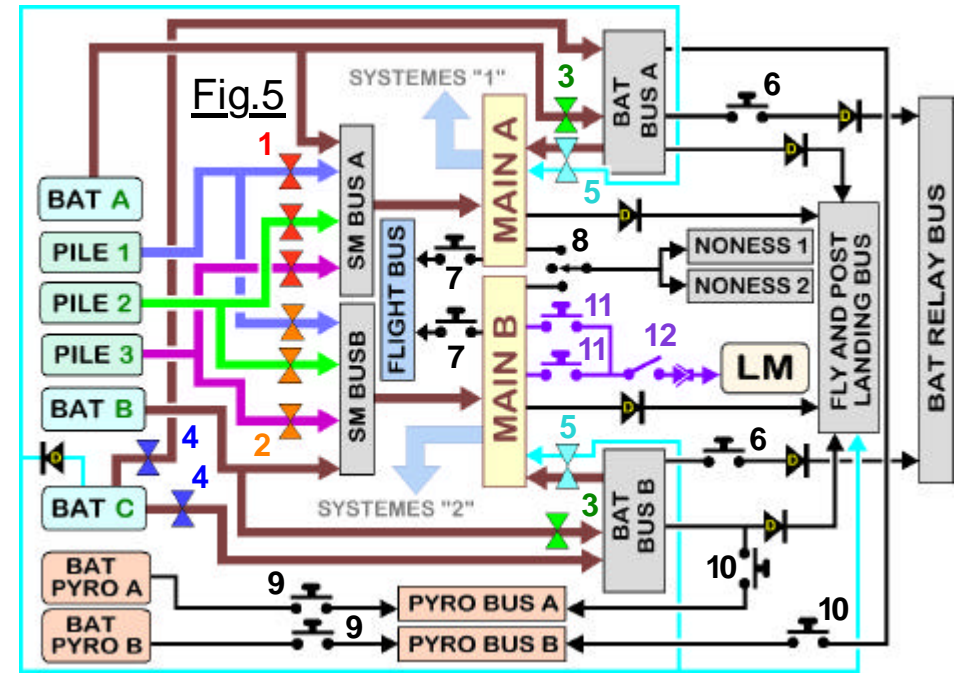
- 1 : 2 : [SM RCS] HELIUM 1 sw A B C D sur OPEN ou CLOSE.
 2 : 2 : [SM RCS] HELIUM 2 sw A B C D sur OPEN ou CLOSE.
 3 > 2 : [SM RCS] sw PRIM PRPLNT A, B, C ou D.
 4 > 2 : [SM RCS] sw SEC PRPLNT A, B, C ou D.
 5 > 8 : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb PRPLNT ISOL MNA ou MNB.
 6 > 8 : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb RCS LOGIC MNA ou MNB.
 7 > 2 : [RCS] sw CMD ON ou OFF.
 8 > 8 : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb SM HEATERS A, B, C ou D.
 9 > 2 : [SM RCS HEATERS] sw PRIM ou SEC sur A, B, C ou D.
 10 > 2 : [SM RCS] ind TEMP PKG ,PRESS, He TK TEMP / PRPLNT QTY.
 11 > 2 sw SM RCS IND He TK TEMP ou PRPLNT QTY.
 12 > 2 : sel RCS INDICATORS.

Vers canalisations de pilotage des RCS

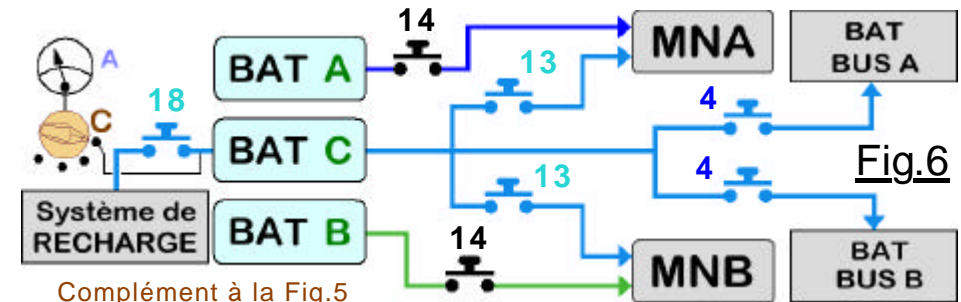
Fig.32



Page 9

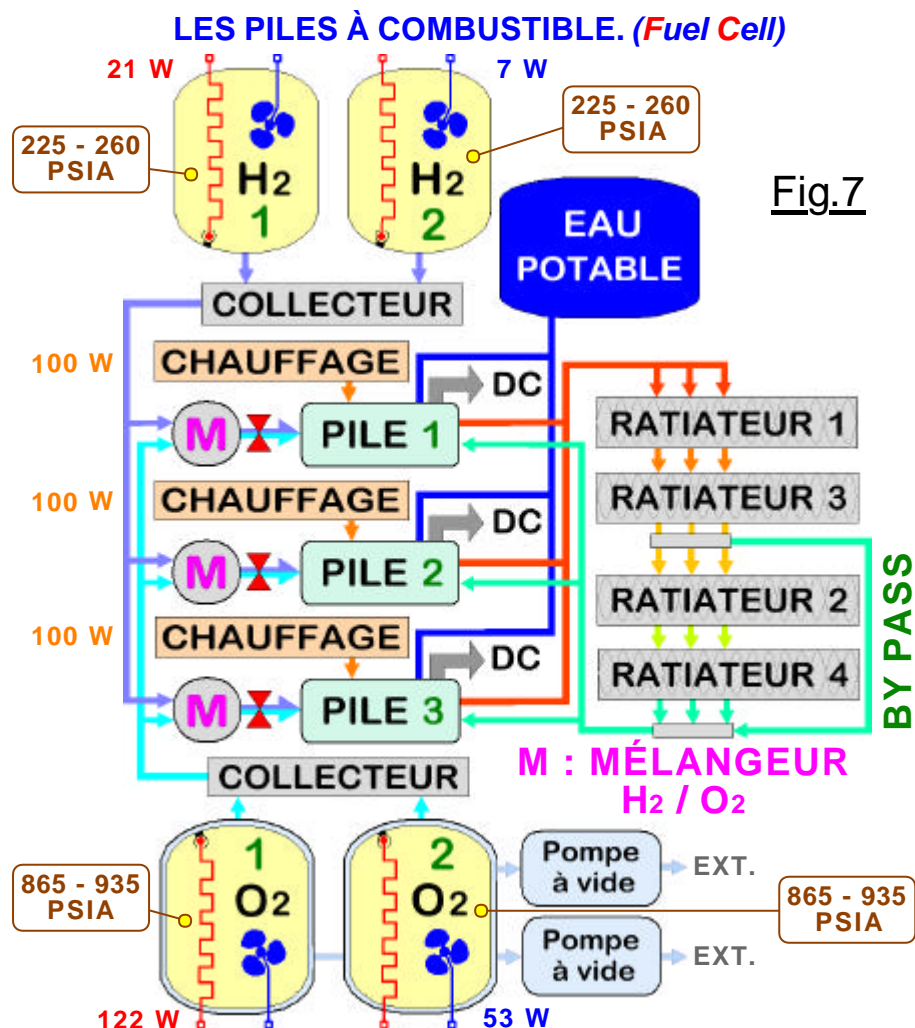


Mise en circuit de BAT C.



Normalement seules les batteries A et B sont reliées aux bus principaux. La batterie C est réservée pour la rentrée atmosphérique et isolée en préparation de pré-lancement. Elle n'est connectée aux bus qu'un peu

- avant la séparation avec le SM. Elle est rechargeable et sera maintenue au maximum tout au long de la mission afin d'être en permanence à pleine capacité.
- 4 > 250 : cb BAT C TO BAT BUS A.
 4 > 250 : cb BAT C TO BAT BUS B.
 13 > 275 : [MAIN A] cb BAT C.
 13 > 275 : [MAIN B] cb BAT C.
 14 > 275 : [MAIN A] cb BAT BUS A.
 14 > 275 : [MAIN B] cb BAT BUS B.
 18 > 250 : cb BAT C BAT CHRG/EDS 2.



Régulation thermique des FC.

- 3 : Drapeau FC RAD TEMP LOW état ☐ si BYPASS nécessaire.
- 3 : [FUEL CELL RADIATORS] 1, 2 ou 3 sw -NORMAL- ou -EMER BYPASSL-.
- 3 : FUEL CELL HEATER sw 1, 2 ou 3.
- 3 : Drapeaux [FUEL CELL RADIATORS] 1, 2 ou 3 état ☐ si réchauffage.
- 5 : [FUEL CELL PUMPS] sw 1, 2 ou 3 sw sur AC1 ou AC2.
- 226 : [FUEL CELL 1, 2 ou 3] cb PUMPS-AC.
- 226 : [FUEL CELL 1, 2 ou 3] cb RAD.
- 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT A pour "activer les drapeaux". (RLY BAT B inactif)
- 250 : cb BAT A ou B PWR ENTRY / POST LANDING pour activer les drapeaux.

Le mode NORMAL :

En configuration RHC normal, les contacteurs breakout du module RHC transmettent les commandes aux solénoïdes des RCS par l'intermédiaire de l'ECA et du RJ/EC. Au préalable il faut alimenter les contacteurs breakout avec les inverseurs 1. (Fig.31) Le RJ/CE envoie le 28 V courant continu à l'électrovanne via MAIN A ou MAIN B en fonction de la position des 16 inverseurs 3. (Fig.29) Ces bobines individuelles sont alimentées par la fermeture des sectionneurs 8 : [STABILIZATION CONTROL SYSTEM] cb [A/C ROLL], [B/D ROLL], [PITCH] et [YAW]. Pour que le contrôle d'attitude soit traité par le SCS il faut placer l'inverseur 1 : SC CONT sur SCS. Cela permet quatre différents modes de contrôle SCS en fonction de la position des trois inverseurs 1 : [MANUAL ATTITUDE] et de la position des inverseurs 1 : [BMAG MODE] le taux de commande peut être soit en mode proportionnel ou mode de maintien d'attitude.

Commande d'accélération :

L'accélération angulaire du vaisseau est constante tant que la commande est activée. Le vaisseau accélère angulairement régulièrement jusqu'à ce que le RHC soit centrée puis conserve la vitesse de rotation acquise.

Commande taux proportionnel :

L'ECA génère un taux de commandes proportionnel à la déviation du mini-manche. La pleine déviation du RHC impose un taux maximal dont la valeur est définie en fonction de la position de l'inverseur 1 : RATE. Position LOW le taux maximal sera de 0,7° par seconde sur tous les axes. Position HIGH le taux maximal passe à 7° par seconde en Cabrage et en Lacet, et à 20° par seconde pour l'axe de Roulis. Manche recentré le SCS passe en mode amortissement qui annule le taux imposé.

Maintien d'Attitude :

Si l'ECA reçoit les données d'attitude sur un axe à partir d'un gyroscope BMAG, 1 : [BMAG MODE] de l'axe considéré étant centré sur la position ATT1 RATE2, l'ECA tente de maintenir constante l'attitude. Ce mode ressemble à KILL ROT classique d'Orbiter sauf qu'il oriente le vaisseau dans une attitude cible avec tolérance. (Zone morte) L'écart toléré dépend de 1 : ATT DEADBAND. L'attitude de consigne ne sera pas totalement respectée, mais ce mode évite au CSM de diverger.

Impulse minimum :

Ce mode de comportement n'est valide qu'en automatique.

RHC : Système de pilotage manuel en ROTATION.

- 1 > 1 : [ROT CONTR PWR] sw [NORMAL] 1 - AC/DC.
- 2 > 1 : [ROT CONTR PWR] sw [NORMAL] AC/DC - 2.
- 3 > 8 : [STABILIZATION CONTROL SYSTEM] cb [CONTR/AUTO].
- 4 > 8 : [STAB CONT SYSTEM] cb AC1.
- 5 > 8 : [STABILIZATION CONTROL SYSTEM] cb ECA/TVC.
- 6 > 1 : [ROT CONTR PWR] sw [DIRECT] 1 - MNA/MNB.
- 7 > 1 : [ROT CONTR PWR] sw [DIRECT] MNA/MNB - 2.
- 8 > 8 : [STABILIZATION CONTROL SYSTEM] cb
[CONTR/DIRECT] MNA - 1 ou 1 - MNB.
- 9 > 8 : [STABILIZATION CONTROL SYSTEM] cb
[CONTR/DIRECT] MNA - 2 ou 2 - MNB.

Le mode DIRECT : Les solénoïdes d'injection de carburant du mode direct activent ou stoppent les RCS directement et ne peuvent générer que des accélérations angulaires. ULLAGE avant la mise à feu du SPS, la séparation de l'étage S-IVB et la manœuvre de séparation SM / CM utilisent aussi le mode DIRECT RHC. Les bobines sont alimentées par les disjoncteurs 8 et 9. Les **Breakout Switches** inclus au RHC sont alimentés par 6 et 7. Le mode DIRECT RHC ne nécessite aucune interface avec l'ECA et peut être utilisé si les modes normaux des RCS ne sont pas opérationnels. C'est le seul mode de fonctionnement des RCS lors du fonctionnement du SPS durant une manœuvre dV.

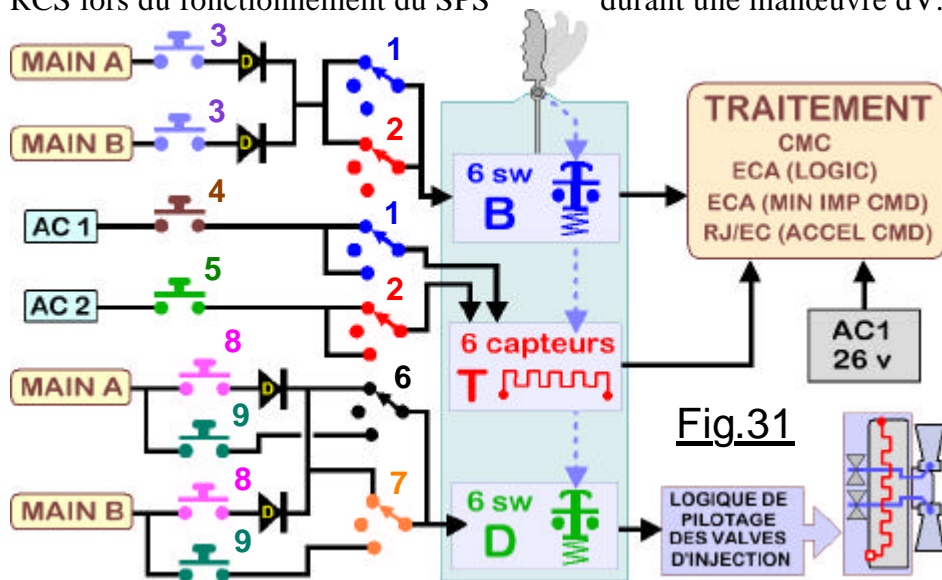


Fig.31

Page 11

Mise en service / Coupure des FC. Complément à la Fig.5

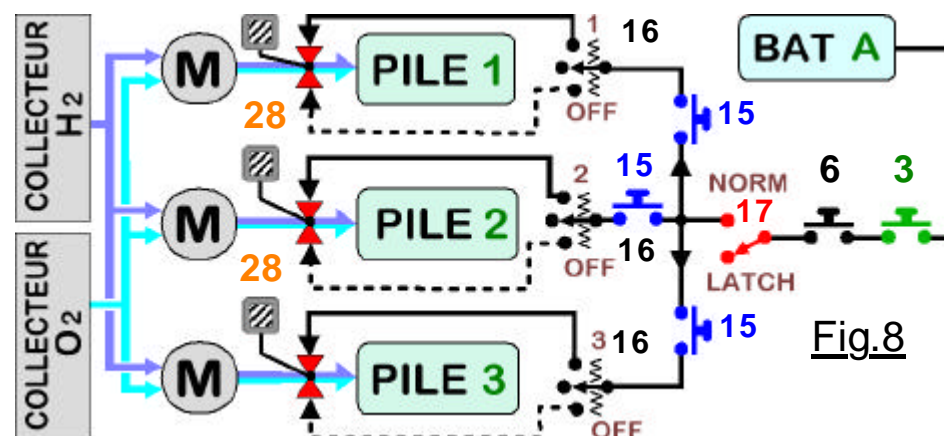


Fig.8

- 3 > 250 : cb BAT A PWR ENTRY / POST LANDING.
- 3 > 250 : cb BAT B PWR ENTRY / POST LANDING.
- 6 > 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT A. (RLY BAT B inactif)
- 15 > 226 : [FUEL CELL 1, 2 ou 3] cb REACTS.
- 16 > 3 : cb FUEL CELL REACTANTS 1, 2 ou 3.
- 17 > 3 : sw FC REACTS VALVES LATCH ou NORM.
- 28 > 3 : FUEL CELL REACTANTS cb drapeaux d'état valves.

Alimentation de MAIN A et de MAIN B à partir des FC.

- 1 > 3 : [FUEL CELL] cw MAIN BUS A 1,2 ou 3.
- 2 > 3 : [FUEL CELL] cw MAIN BUS B 1,2 ou 3.
- 3 > 250 : cb BAT A ou B PWR ENTRY / POST LANDING.
- 6 > 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT A. (RLY BAT B inactif)
- 29 > 226 : [FUEL CELL 1, 2 ou 3] cb BUS CONT.

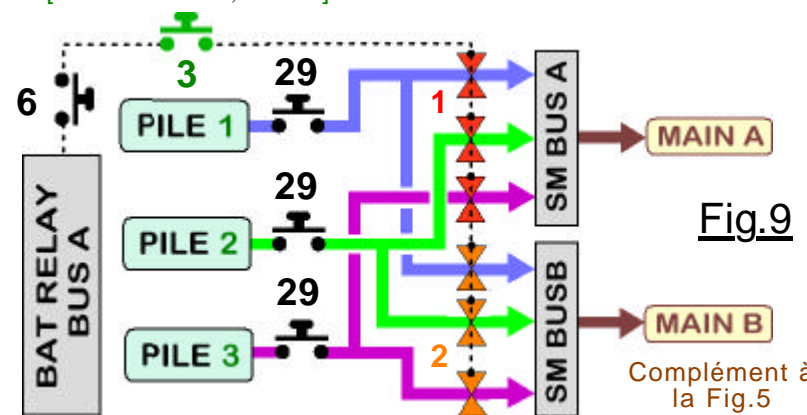


Fig.9

Complément à la Fig.5

Gestion des combustibles H₂ et O₂. (Voir Fig.7)

Les réservoirs sont maintenus à pression nominale par une régulation de leur température. Le réservoir d'H₂ doit être entre 225 et 260 PSIA, celui d'O₂ entre 865 à 935 PSIA. Le système gère automatiquement la pression mais il est possible de le faire manuellement si nécessaire. Durant le réchauffage il faut brasser les réservoirs. Les pressions du réservoir doivent être étroitement surveillées quand le chauffage est sur **ON** et le brassage du réservoir doit simultanément être configuré sur **ON**, impératif pour éviter d'endommager le système cryogénique.

La régulation de niveau dans les réservoirs se fait en coupant le chauffage sur le réservoir le moins approvisionné pour en faire chuter la pression.

2 : [H₂ HEATERS] 1 ou 2 sw en standard sur **AUTO**.

2 : [O₂ HEATERS] 1 ou 2 sw en standard sur **AUTO**.

2 : [H₂ FANS] 1 ou 2 sw en standard sur **AUTO**.

2 : [O₂ FANS] 1 ou 2 sw en standard sur **AUTO**.

Purge H₂ et O₂ des FC.

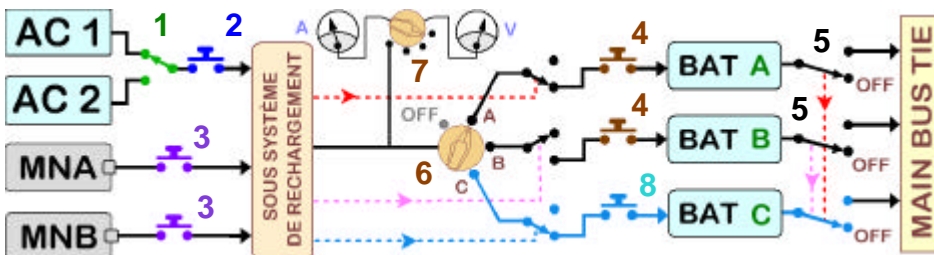
3 : H₂ PURGE cb sur **LINE HTR** 20 minutes avant la purge du H₂.

3 : [FUEL CELL PURGE] cw 1, 2 ou 3 sur **-H₂-** ou sur **-O₂-**.

226 : [FUEL CELL 1, 2 ou 3] cb **PURGE**.

Rechargement des batteries. (Voir Fig.2)

Fig.10



1 > 5 : sw **BAT CHGR** sur AC1 ou AC2.

2 > 5 : [BATTERY CHARGER] cb **AC PWR**.

3 > 5 : [BATTERY CHARGER] cb **MNA** ou **MNB**.

4 > 5 : [BATTERY CHARGER] cb **BAT A** ou **B** CHG.

5 > 5 : [MAIN BUS TIE] sw **BAT A/C** sur **OFF** si charge BAT A.

5 > 5 : [MAIN BUS TIE] sw **BAT B/C** sur **OFF** si charge BAT B.

6 > 3 : sel **BATTERY CHARGE** sur A, B ou C.

7 > 3 : sel **DC INDICATORS** sur **BAT CHARGER**.

8 > 250 : cb **BAT C BAT CHRG/EDS 2** (Impératif pour recharger C)

Batterie rechargée :
Tension ≈ 37 volts.

SYSTÈMES DE CONTRÔLE ET DE STABILISATION. (SCS)

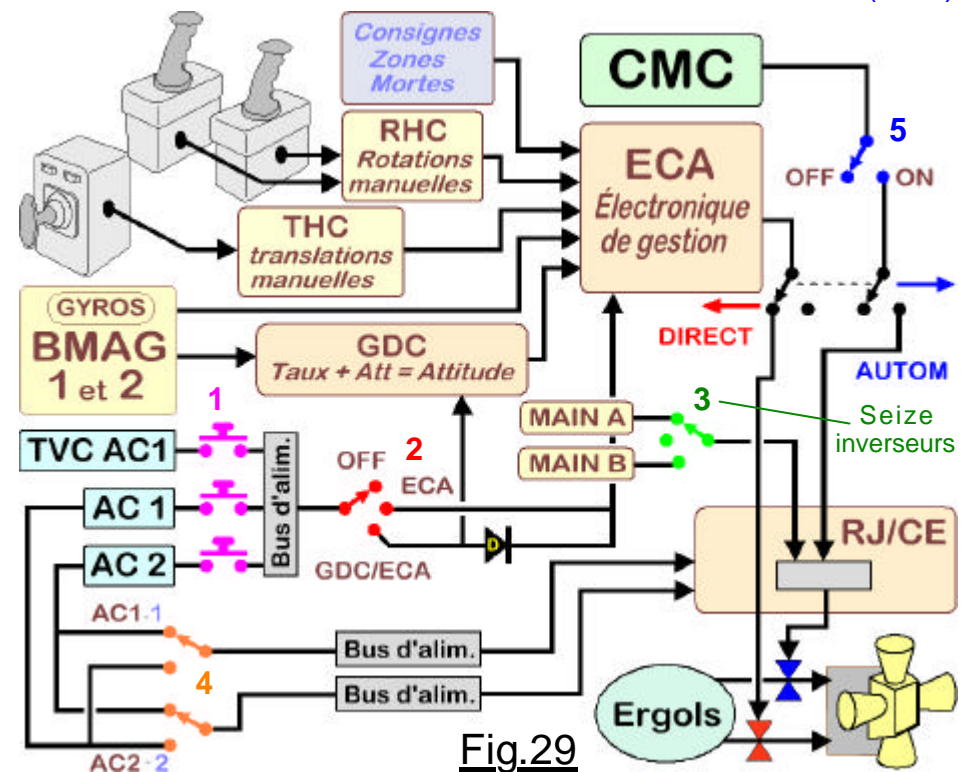


Fig.29

1 > 8 : [STAB CONT SYSTEM] cb **TVC AC1**, **AC1** et **AC2**.

2 > 7 : **SCS ELECTRONICS POWERS** sel **ECA** ou **GDC/ECA**.

3 > 8 : [AUTO RCS SELECT] seize inverseurs sw sur **MNA** ou **MNB**.

4 > 7 : **SIG CONT/DRIVER BIAS POWER** cb 1 - **PWR SUB - 2** AC2 ou AC1.

5 > 2 : [RCS] cb **CMD ON** ou **OFF**.

6 > 7 : [1 - BMAG PWR - 2] sel **WARM UP** et **ON**.

7 > 1 : [BMAG MODE] sw **ROLL**, **PITCH** et **YAW** options **RATE 2**, **ATT1 RATE 2**, et **RATE 2**.

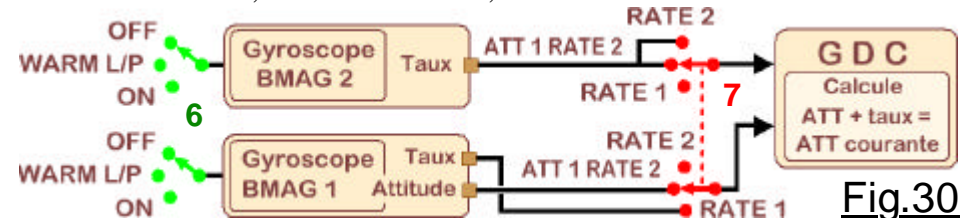
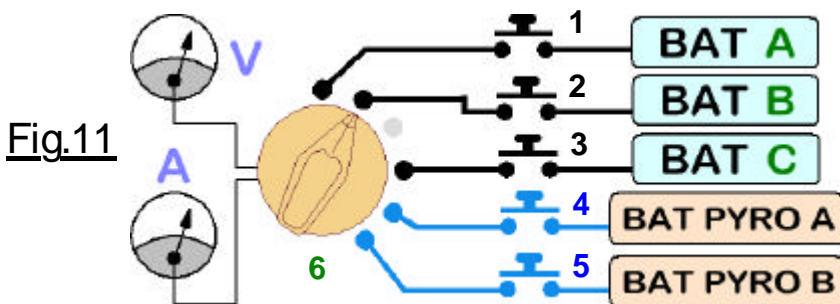


Fig.30

Mesure du courant et de la tension sur les batteries.

Pour pouvoir mesurer le courant fourni par les batteries du CM avec **DC AMPS** et de la tention aux bornes sur **DC VOLTS** en fonction de la position du commutateur **DC INDICATORS** repéré **6** il faut que les sectionneurs **1** à **5** soient armés.

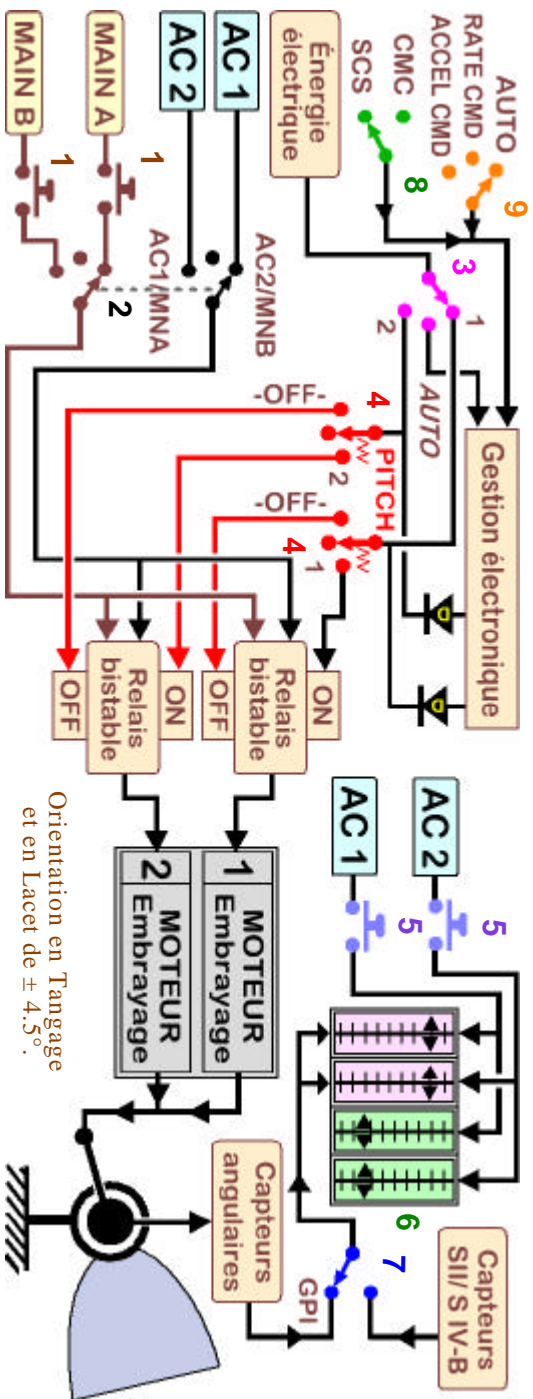
- 1 > 250 : cb **BAT A PWR ENTRY / POSTLANDING**.
- 2 > 250 : cb **BAT B PWR ENTRY / POSTLANDING**.
- 3 > 250 : **BAT C PWR ENTRY / POSTLANDING**.
- 4 > 250 : **[PYRO A] cb SEC A**.
- 5 > 250 : **[PYRO B] cb SEC B**.
- 6 > 3 : ind **DC INDICATORS**.



Position	DC AMPS	DC VOLTS
FUEL CELL 1	X	X
FUEL CELL 2	X	X
FUEL CELL 3	X	X
MAIN BUS A	X	X
MAIN BUS B	X	X
BAT BUS A		X
BAT BUS B		X
BAT CHARGER	X	X
BAT C	X	X
PYRO BAT A		X
PYRO BAT B		X

IMPORTANT : Ne pas laisser 3: ind **DC INDICATORS** sur la position **PYRO BAT A** ou **B** ou sur **BAT C** plus longtemps que requis pour lire la tension ou ces accumulateurs vont lentement se décharger car l'appareil de mesure consomme un petit peu de courant.

Schéma fonctionnel du système de vectorisation du SPS pour la chaîne de cabrage.



La chaîne de lacet est identique.

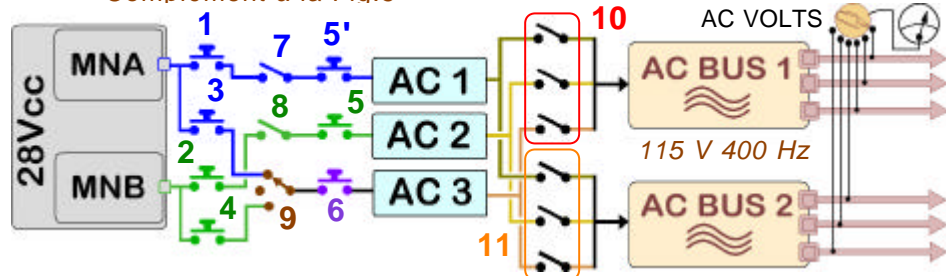
Orientation en Tangage
et en Lacet de $\pm 4.5^\circ$.

- 1 > 250 : cb **BAT A PWR ENTRY/POST LANDING**. (Ligne 1)
- 1 > 250 : cb **BAT B PWR ENTRY/POST LANDING**. (Ligne 2)
- 2 > 7 : **[SCS] TVC SERVO POWER sw 1**. (Ligne 1)
- 2 > 7 : **[SCS] TVC SERVO POWER sw 2**. (Ligne 2)
- 3 > 1 : **[TVC GMBL DRIVE] sw PITCH**. (Cabrage)
- 3 > 1 : **[TVC GMBL DRIVE] sw YAW**. (Lacet)
- 4 > 1 : **[SPS GIMBAL MOTORS] PITCH sw 1**. (Cabrage)
- 4 > 1 : **[SPS GIMBAL MOTORS] PITCH sw 2**. (Cabrage)
- 9 > 1 : **[SCS TVC] sw PITCH** ou **YAW**.
- 4 > 1 : **[SPS GIMBAL MOTORS] YAW cb 1**. (Lacet)
- 4 > 1 : **[SPS GIMBAL MOTORS] YAW cb 2**. (Lacet)
- 5 > 8 : **[STAB CONT SYSTEM] cb AC1**. (Indicateurs 1 et 3)
- 5 > 8 : **[STAB CONT SYSTEM] cb AC2**. (Indicateurs 2 et 4)
- 6 > 1 : **[SPS GIMBAL] ind PITCH**. (Indicateurs 1 et 2)
- 6 > 1 : **[SPS GIMBAL] ind YAW**. (Indicateurs 3 et 4)
- 7 > 1 : **[SPS LV/SPS IND] sw SII/S IV-B**.
- 8 > 1 : **SC CONT sw CMC** ou **SCS**.
- 9 > 1 : **[SCS TVC] sw PITCH** ou **YAW**.

Fig.28

Gestion du courant alternatif.

Complément à la Fig.5



- 1 > 275 : [INVERTER POWER] cb 1 MAIN A.
 2 > 275 : [INVERTER POWER] cb 2 MAIN B.
 3 > 275 : [INVERTER POWER] cb 3 MAIN A.
 4 > 275 : [INVERTER POWER] cb 3 MAIN B.
 5' > 5 : [INVERTER CONTROL] cb 1.
 5 > 5 : [INVERTER CONTROL] cb 2.
 6 > 5 : [INVERTER CONTROL] cb 3.
 7 > 3 : [AC INVERTER] sw 1 sur MN A.
 8 > 3 : [AC INVERTER] sw 2 sur MN A.
 9 > 3 : [AC INVERTER] sw 3 sur MN A ou MN B.
 10 > 3 : [AC INVERTER] sw AC BUS 1 sur 1, 2 ou 3.
 11 > 3 : [AC INVERTER] sw AC BUS 2 sur 1, 2 ou 3.
 12 > 3 : sel AC INDICATOR relie ind AC VOLTS à chaque phase de la ligne AC BUS 1 ou AC BUS 2. On doit y lire des valeurs nominales de 115 ± 2 V.

10 ou 11 :
 Un seul onduleur peut être connecté à un AC-BUS à la fois pour ne pas générer de conflits de phase.
 AC1 inhibe AC2,
 AC2 inhibe AC3
 et AC3 inhibe AC1.

GESTION ENVIRONNEMENTALE.

- * *Atmosphère respirable pour le vaisseau et les scaphandres.*
- * *Gestion des températures et de la climatisation.*
- * *Gestion de l'eau potable.*

Mise en service et arrêt du compresseur de scaphandre.

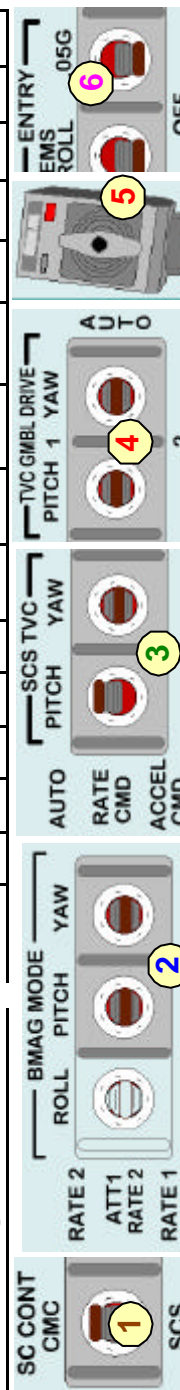
En opérations standard seul le compresseur 1 est activé, le compresseur n°2 étant redondant doit être laissé hors tension avec son sw sur OFF. L'inverseur 1 sur la Fig.13 qui le concerne doit sélectionner AC1 (Ou AC2 si incident sur AC1) pour le faire fonctionner.

Pour qu'un compresseur fonctionne, il faut qu'au moins deux phases de la ligne AC soient sous tension avec les sectionneurs 2 ou 3. On ne peut pas enclencher un sectionneur si le compresseur est connecté par l'inverseur 1 qui doit initialement être placé sur OFF. Si durant le

Fig.12

Différents modes de vectorisation du SPS.

	CMC DAP (1)	SCS AUTO	MTVC			SCS GMBL TRIM	Ligne 1	Ligne 2
			RATE CMD	ACCEL CMD	MANUAL Thrust Vector			
1 SC CONT	x	x	x	x		x		
2 BMAG MODE								
3 SCS TVC								
4 TVC GIMBAL DRIVE								
5 THC	x	x	x	x				
IGN 2 (2)								
Perte de signal sur PITCH ou YAW								



POUSSÉE VECTORIELLE. (Voir Fig.28 en page 31)

Texte de complément important donné en page 28.

Mode CMC DAP.

Dans ce mode, les angles d'orientation des cardans du SPS sont gérés exclusivement par le CMC. Pour ce mode de pilotage il faut placer 1 : **SC CONT** sur **CMC** et le THC en **5** au neutre.

(Orientation verticale)

Mode SCS AUTO TVC.

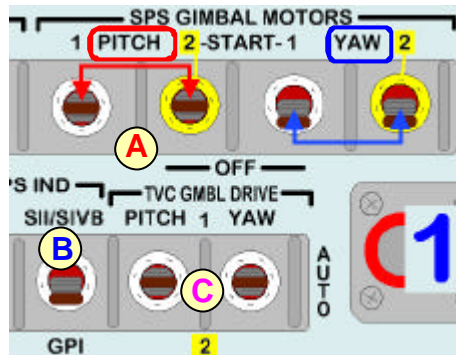
Similaire au mode de maintien d'attitude il assure un vecteur de poussée inertiuellement invariable pendant la combustion et exige un signal issu de l'unité BMAG 1 : Les deux inverseurs 2 positionnés sur **ATT1 RATE 2** et en 6 l'inverseur .05G en bas sur **OFF**. Le signal de poussée du SPS doit être présent. L'attitude captée par BMAG 1 et l'erreur d'attitude sont indiquées sur le FDAI. Pour ce mode en 3 placer **PITCH** et (ou) **YAW** sur **AUTO**. Commuter 1 sur **SCS** avec le THC positionné au neutre ou 1 sur **CMC** avec le THC en 5 sur **CLOCKWISE**. (Voir tableau page 30)

MTVC. (Manual Thrust Vector Control)

Le contrôle manuel de l'orientation du SPS utilise le RHC.

- 3 sur **RATE CMD** : Avec amortissement du taux de variation. RCH au neutre l'orientation est sous contrôle BMAG avec un taux annulant tout changement d'attitude. Le RHC provoque un taux de variation constant établi en fonction de la déviation. Lorsque la saisie manuelle est désactivée le taux est forcé à zéro.
- 3 sur **ACCEL CMD** : Sans amortissement du taux de variation. Les entrées manuelles du RHC pilotent directement des variations angulaires des cardans. Les angles d'orientation seront proportionnels à la déviation RHC. Manche recentré les cardans restent en position même si il y a accélération en attitude.

On peut aussi sélectionner l'option soit 1 sur **SCS** avec le THC au neutre, soit avec 1 sur **CMC** avec le THC tourné sur **CLOCKWISE**. En outre, la logique du THC en 5 sur position **CLOCKWISE** fournit un transfert automatique du mode **[SCS TVC] AUTO** au mode **[SCS TVC] RATE CMD**. Voir P30 le tableau des combinaisons utilisables.



fonctionnement on coupe deux des trois sectionneurs sur la ligne électrique AC, le dernier se désarme automatiquement.

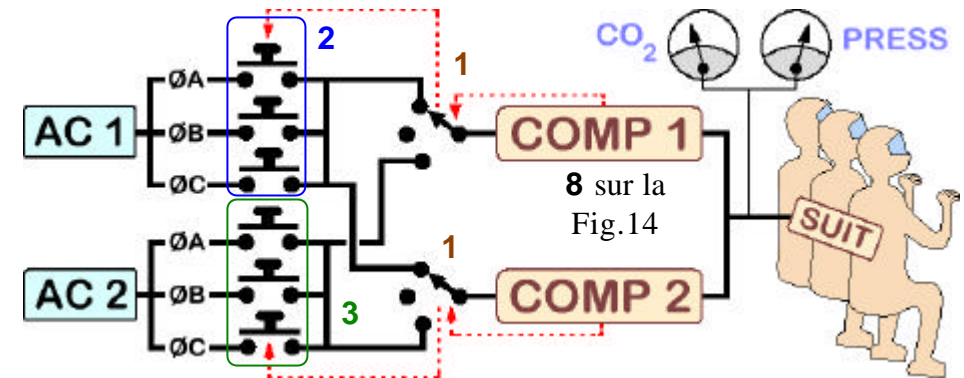


Fig.13

- 1 > 4 : [SUIT COMPRESSOR] sw 1 sur AC1 ou AC2.
- 1 > 4 : [SUIT COMPRESSOR] sw 2 sur AC1 ou AC2.
- 2 > 4 : [SUIT COMPRESSOR] cb AC1, FA ou FB ou FC.
- 3 > 4 : [SUIT COMPRESSOR] cb AC2, FA ou FB ou FC.

Gestion de l'évaporateur de la boucle Primaire.

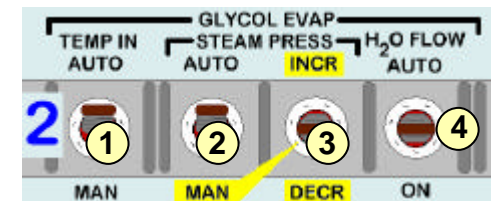
L'inverseur 1 du circuit primaire en position **AUTO** régule automatiquement la température du liquide de refroidissement entrant dans l'évaporateur par un mélange chaud et froid d'eau et de glycol. Sur configuration **MAN** le contrôle automatique est désactivé.

L'inverseur 2 placé sur **AUTO** la pression de vapeur dans l'évaporateur principal est contrôlée automatiquement et l'inverseur 3 est désactivé. Placé sur **MAN** désactive le contrôle automatique et permet l'utilisation de l'inverseur instable 3. L'inverseur 3 placé sur **INCR** augmente la pression de vapeur de l'évaporateur principal, **DECR** la diminue. La position centrale n'agit plus. La valve pour permettre un transfert complet exige environ 58 secondes.

L'inverseur 4 placé sur **AUTO** active le fonctionnement automatique du circuit d'eau de l'évaporateur du circuit primaire.

Centré le fonctionnement est coupé. Sur la position **ON** on force le maximum d'évaporation. L'effet se voit sur l'indicateur :

2 : [GLI EVAP PRIM/SEC-GLY DISH] ind **STREM PRESS**.



Boucle de refroidissement primaire.

Complément à la Fig.14

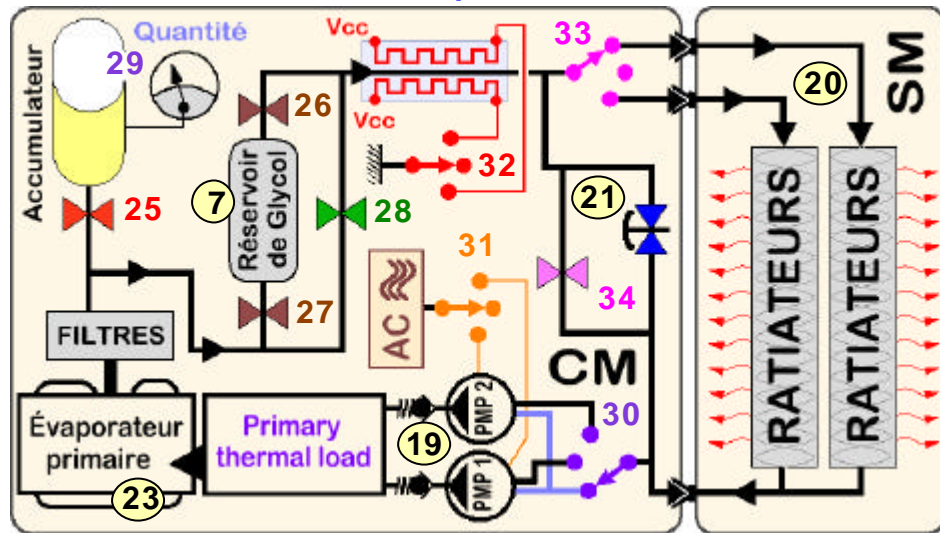


Fig.15

21 > 325 : vlv PRIMARY GLYCOL TO RADIATORS.

25 > 378 : vlv PRIM GLYCOL ACCUM CLOSE.

26 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv OUTLET OPEN ou CLOSE.

27 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv INLET OPEN ou CLOSE.

28 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv BYPASS OPEN ou CLOSE.

29 > 2 : ind ACCUM PRIM/SEC H2O.

30 > 2 : [FLOW CONT] sw AUTO, 1 ou 2. *Les repères noirs figurent sur le schéma de la Fig.14 en page 21/22.*

31 > 2 : [FLOW CONT] sw PWR, OFF ou MAN SEL MODE.

32 > 2 : [HEATER] sw PRIM 1, OFF ou PRIM 2.

33 > 2 : sw MAN SEL RAD 1, OFF ou RAD 2.

34 > 382 : vlv PRIMARY GLYCOL EVAP INLET TEMP.

Fig.16

Alimentation des pompes du circuit primaire.

1 > 4 : [AC1 - ECS GLYCOL PUMPS] cb FA, FB et FC.

2 > 4 : [ECS GLYCOL PUMPS - AC2] cb FA, FB et FC.

3 > 4 : sel ECS GLYCOL PUMPS.

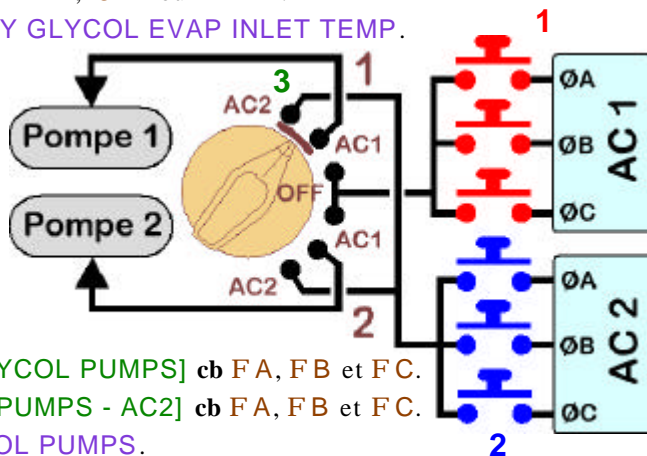


Schéma fonctionnel du système de poussée du SPS.

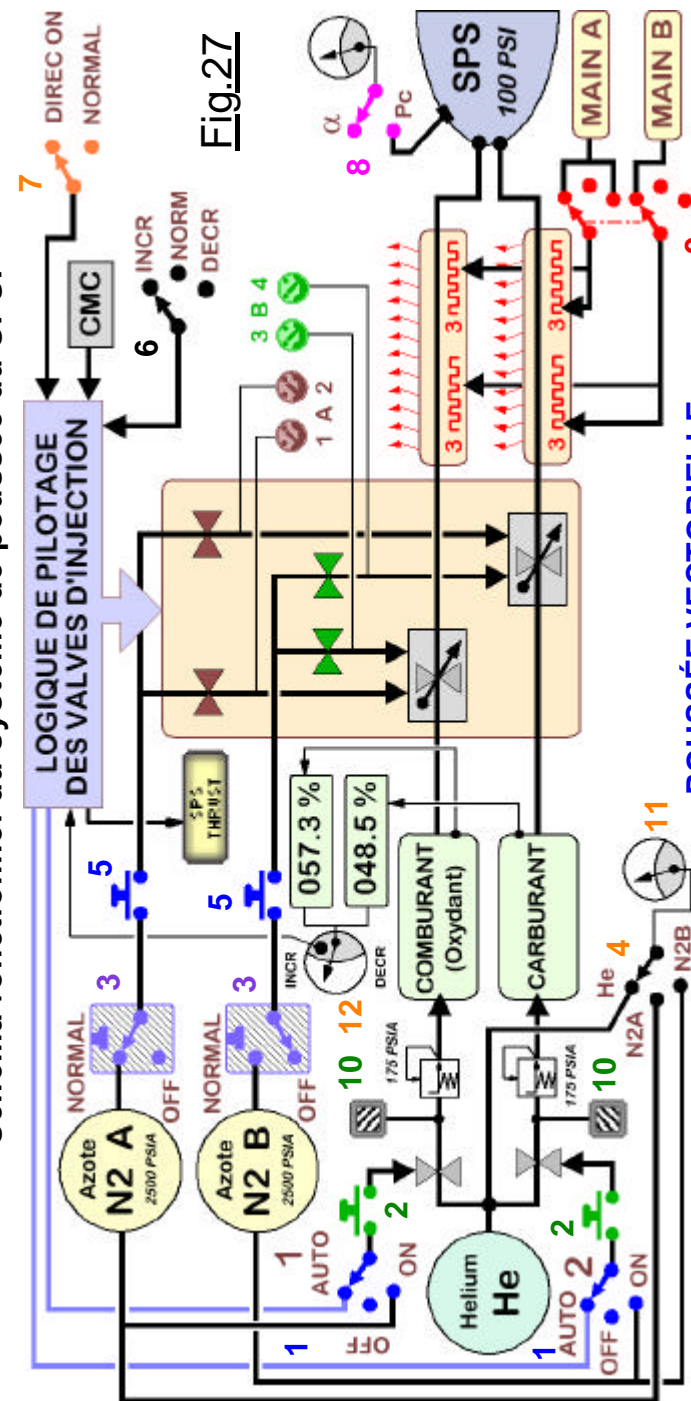


Fig.27

POUSSÉE VECTORIELLE.

Un seul système le 1 ou le 2 est utilisable à la fois. **A** commande les alimentations par impulsion y compris sur OFF. En amont **C** peut imposer la ligne 1 ou la ligne 2. Les indicateurs 1 : [SPS GIMBAL] ind PITCH et YAW affichent les angles si **B** est placé sur GPI. (Voir repères A, B et C en page 29)

1 : [TVCG GIMBAL DRIVE] PITCH ou YAW positionnés AUTO valide le système 1 sauf si le THC est commuté sur CLOCKWISE qui impose alors le système 2. (Voir Fig.26)



Allumage du SPS en automatique.

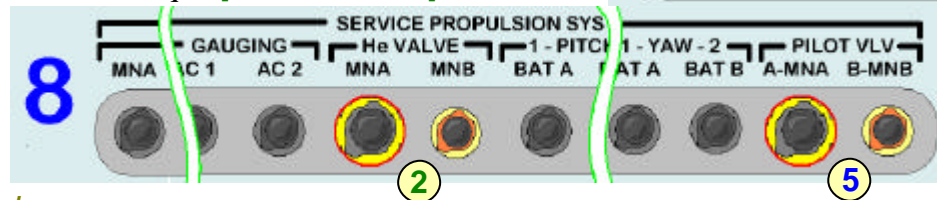
- 1 > 3 : [SPS He VLV] **AUTO** sw 1 ou sw 2.
- 2 > 8 : [SERVICE PROPULSION SYS] [He VALVE] cb MNA.
- 2 > 8 : [SERVICE PROPULSION SYS] [He VALVE] cb MNB.
- 3 > 1 : [Δ V THRUST] -NORMAL- sw A ou sw B.
- 4 > 3 : [SPS] PRESS IND sw He/N2A/N2B.
- 5 > 8 : [SERVICE PROPULSION SYS] [PILOT VLV] cb A-MNA.
- 5 > 8 : [SERVICE PROPULSION SYS] [PILOT VLV] cb B-MNB.
- 6 > 3 : [OXID FLOW VALVE] sw INCR / NORM / DECR.
- 7 > 1 : SPS THRUST sw DIREC ON / NORMAL.
- 8 > 1 : [LV/SPS IND] sw a / Pc.
- 9 > 3 : [SPS] LINE HTRS sw A/B / OFF / A.

Allumage du SPS en Manuel.

DANGER : Il suffit d'un minimum pour que le SPS soit activé :

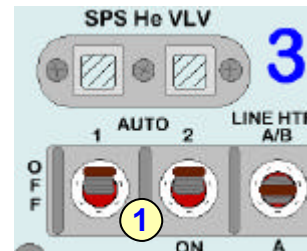
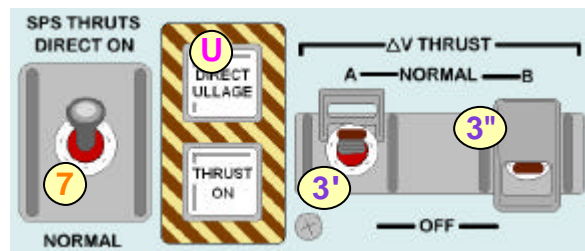
Sectionneurs :

L'intégralité des sectionneurs peuvent être coupés sauf les deux **cb** encadrés de rouge ci-dessous ou leurs deux homologues sur MNB ainsi que [DIRECT ULL] en **D**.

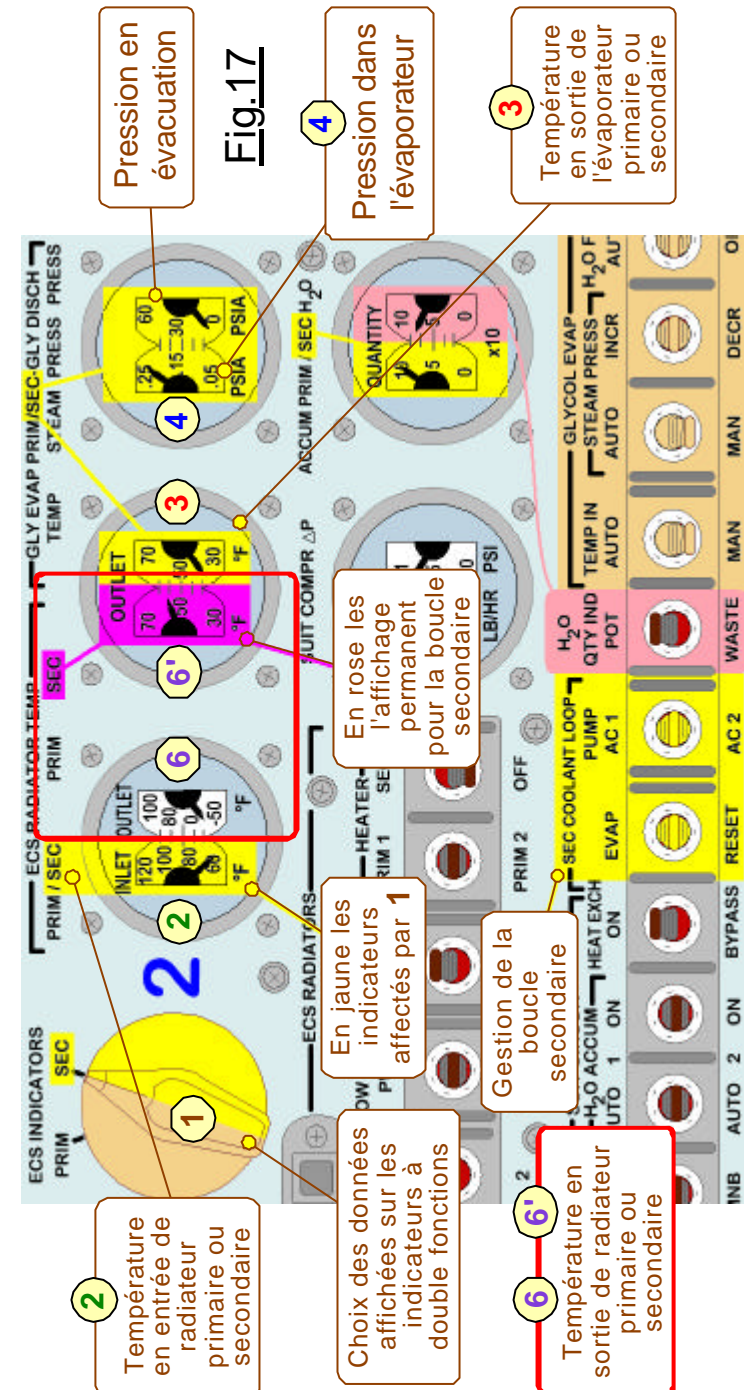


Inverseurs :

Les réservoirs doivent être pressurisés avec 1 positionné sur **AUTO** drapeau ou sur **ON** drapeau . Outre une poussée préalable avec **DIRECT ULLAGE** en **U**, deux inverseurs sont suffisants pour activer une poussée SPS : 3' ou 3'' sur **NORMAL** et 7 sur **DIRECT ON**.



Résumé de la répartition des éléments de gestion des boucles Eau/Glycol.



Résumé des procédures.

*Le circuit primaire est opérationnel tout au long de la mission.
Le circuit secondaire ne sera mis en service qu'en cas de défaillance de la boucle de refroidissement primaire.*

325 : vlv PRIMARY GLYCOL TO RADIATORS sur **BYPASS**
(Tirée) dans les quatre minutes qui précèdent le décollage.

Durant tout le vol sauf incident :

325 : vlv PRIMARY GLYCOL TO RADIATORS poussée pour la fermer et imposer l'usage des radiateurs.

Elle n'est tirée que ponctuellement au cours de la mission si les conditions thermiques dans la boucle de refroidissement primaire l'exigent, en période de faible consommation électrique. (Température faible)

26 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv OUTLET CLOSE.

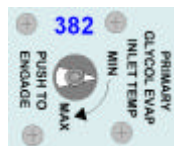
27 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv INLET CLOSE.

28 > 326 : [GLYCOL RESERVOIR] vlv BYPASS OPEN.

Régulation thermique :

- Si la température INLET est trop faible (En dessous de 43 °F) ouvrir **382 : PRIMARY GLYCOL EVAP INLET TEMP** vers **MAX** pour détourner une partie du fluide caloporteur des radiateurs. Si systèmes secondaire en service utiliser le réchauffage électrique.

Cette vanne est asservie par une motorisation qui en modifie automatiquement l'ouverture en fonction des circonstances. On ne la retrouve donc pas toujours dans la configuration imposée.



- Si la température OUTLET est trop élevée (Au dessus de 50,5 °F) faire varier manuellement l'efficacité de l'évaporateur :

2 : [GLYCOL EVAP] sw [STEAM PRESS] placé sur **MAN**,

2 : [GLYCOL EVAP] sw [STEAM PRESS] placé sur **INCR** ou **DECR** pour augmenter ou diminuer la pression de vapeur de l'évaporateur principal, modifiant indirectement la température d'évaporation du glycol en agissant sur la pression.



Avant séparation :

325 : vlv PRIMARY GLYCOL TO RADIATORS sur **BYPASS**.

377 : vlv GLYCOL TO RADIATORS SEC vlv sur **BYPASS OPEN** pour éviter des pertes par le cordon ombilical.

Les divers modes de poussée du SPS.

Il existe 3 modes d'utilisation du moteur SPS :

Mode poussée DIRECTE.

La motorisation du SPS est très fiable. Le moyen le plus facile pour engager une poussée quand tout les autres procédés ont échoué est décrit en page 27 au paragraphe *Allumage du SPS en Manuel*.

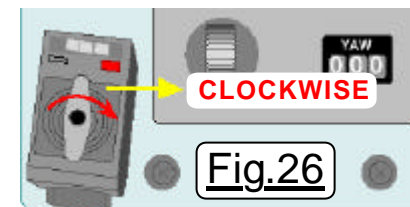
Pour afficher la valeur de $\Delta V/RANGE$ du boîtier EMS, il faut que le sélecteur rotatif soit sur ΔV et que l'inverseur 1: [MODE] soit en haut sur **NORMAL** ou en bas sur **BACKUP**. Il faut au préalable plaquer les ergols avec les RCS en poussée de "ULLAGE" avec le bouton poussoir **18**.

Mode DV CMC.

La procédure normale d'utilisation du SPS consiste à utiliser le calculateur du CM. (Command Module Computer)

L'AGC utilise le programme P40 pour simultanément fournir la poussée sur signal de déclenchement et contrôler l'orientation de la tuyère du SPS. En **19** de la Fig.23 l'inverseur 1: [SC CONT] doit être sur **CMC**.

Théoriquement le levier du THC doit être orienté vers CLOCKWISE.



Mode DV SCS.

Ce mode s'obtient en positionnant en **19** l'inverseur 1: [SC CONT] sur **SCS** ou en plaçant levier du THC vers **CLOCKWISE**.

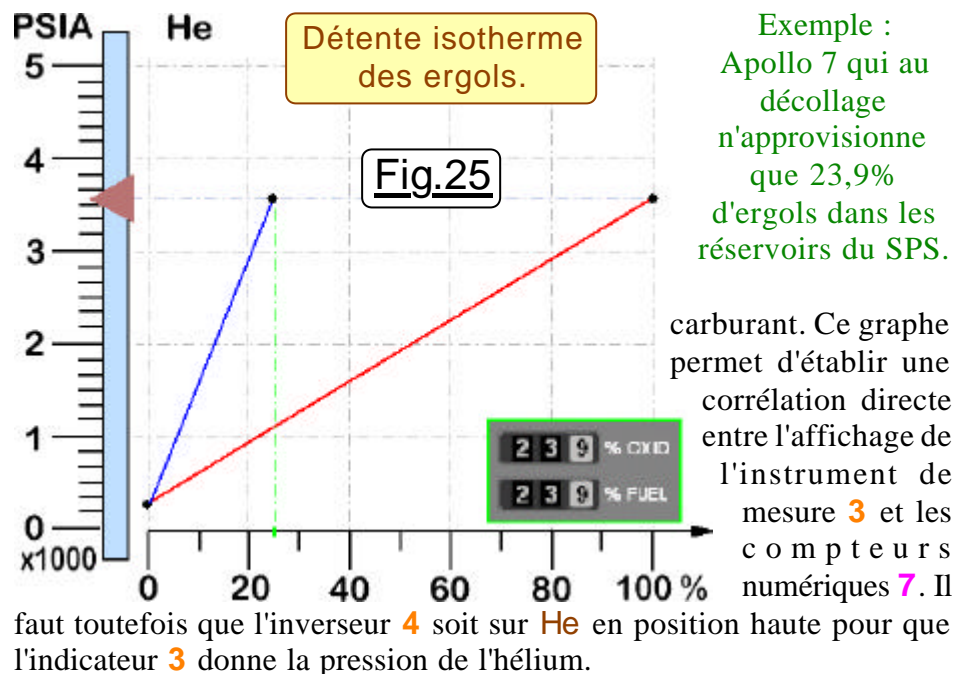
Le petit levier du THC en bas à gauche du tableau 1 ne présente aucun effet sur la version actuelle de NASSP.

Dans ce mode la brûlure est contrôlée par l'EMS (Entry Monitor System) dont le commutateur rotatif doit être placé sur ΔV et l'affichage du compteur $\Delta V/RANGE$ doit être supérieur ou égal à 0 m/s.

La poussée est commandée en appuyant en **20** (Voir page 23) sur le bouton **THRUST ON**. Une fois l'allumage commencé le bouton peut être relâché. Dans la réalité une poussée en translation X'X est nécessaire pour plaquer les ergols dans les réservoirs avant la brûlure. Cela peut être fait en appuyant en **18** sur le bouton **DIRECT ULLAGE** mais ce n'est pas obligatoire dans la version actuelle de NASSP.

Quand l'affichage de $\Delta V/RANGE$ passe en dessous de 0 m/s, la poussée doit être stoppée si l'automatisme ne coupe pas le moteur.

L'allumage du SPS n'est possible que si le CSM est séparé du S IV B.



En 12 l'inverseur PUG MODE doit être placé sur la position NORM en opérations normales. Il est utilisé en conjonction avec l'inverseur instable TEST en 13 et peut être utile pour isoler un capteur de mesure de quantité de carburant en état de dysfonctionnement.

* Position PRIM : Utilise l'information du capteur primaire.

* Position NORM : Utilise l'information des deux capteurs.

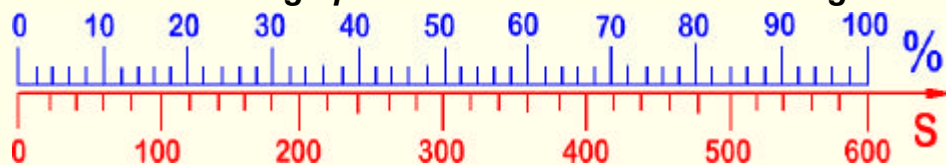
* Position AUX : Utilise l'information du capteur secondaire.

Le drapeau MAX en 14 précise après quatre secondes que l'inverseur 15 est sur position INCR. Uniforme gris qu'il ne l'est pas.

Le drapeau MIN en 16 précise après quatre secondes que l'inverseur 15 est sur position DECR. Uniforme gris qu'il ne l'est pas.

L'inverseur 17 permet de sélectionner manuellement le système de valves primaires ou secondaire. (Redondance matérielle)

Durée d'allumage possible en fonction du % d'ergols.



Gestion de la pressurisation et de l'air conditionné.

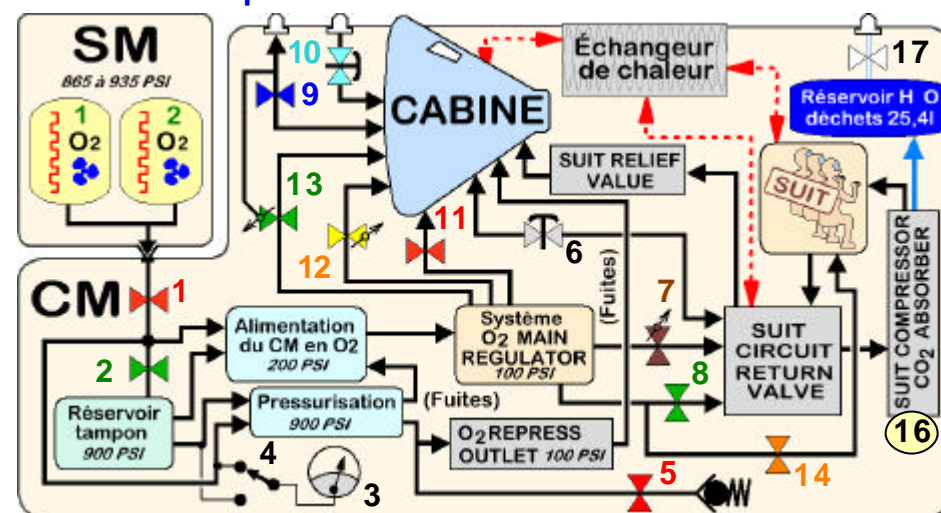


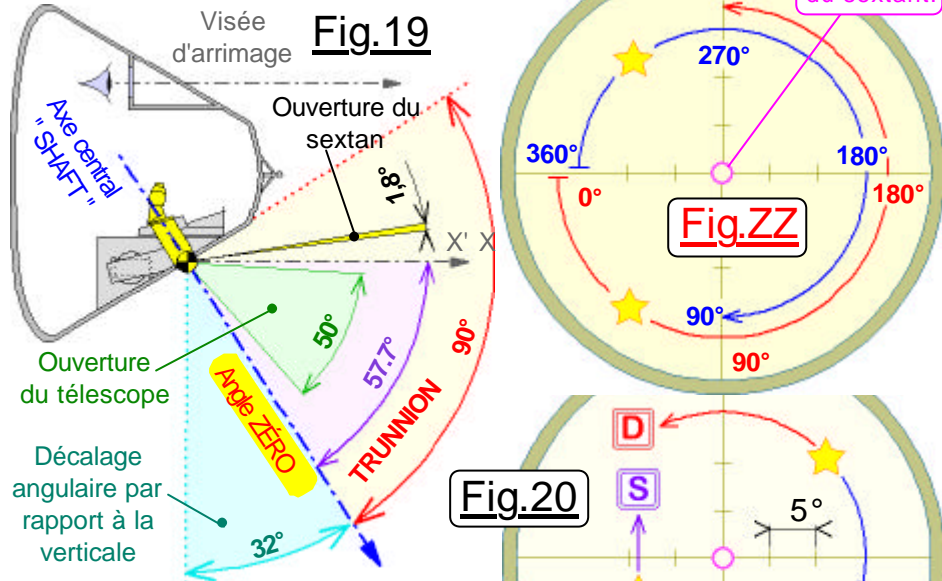
Fig.18

- 1 > 326 : [OXYGEN] vlv SM SUPPLY ON ou OFF.
- 2 > 326 : [OXYGEN] vlv SURGE TANK ON ou OFF.
- 3 > 2 : [CRYOGENIC TANKS] ind PRESSURE O2 1.
- 4 > 2 : sw O2 PRESS IND SURGE TANK.
- 5 > 375 : vlv OXYGEN SURGE TANK PRESSURE RELIEF.
- 6 > 380 : vlv SUIT CIRCUIT RETURN VALVE.
- 7 > 7 : cont Direct O2.
- 8 > 380 : O2 DEMAND REGULATOR.
- 9 > 325 : vlv CABIN PRESSURE RELIEF.
- 10 > 2 vlv POST LDC VENT VALVE UNLOCK.
- 11 > 351 : vlv EMERGENCY CABIN PRESSURE 1 / 2 / BOTH.
- 12 > CABIN PRESSURE REGULATOR.
- 13 > 326 : [OXYGEN] vlv REPRESS PKG ON / OFF / FILL.
- 14 > 351 : vlv SUIT TEST VALVE.
- 15 > Repère inutilisé.
- 16 > 4 : [SUIT COMPRESSOR] vlv 1 ou 2 sur AC1 ou AC2.
- 17 > 352 : PRESSURE RELIEF vlv DUMP A , DUMP B ou 2 sur AC1 ou AC2.

Pression
atmosphérique
terrestre 14,7 PSIA.

- Pression en croisière 4 PSIA à 10 PSIA.
- Débit d'oxygène 0.4 LB/HR à 0.6 LB/HR.
- CO2 inférieur à 7.6 MM HG
- Température SUIT ≈ 65°F à 85°F / Cabine ≈ 70°F à 85°F.

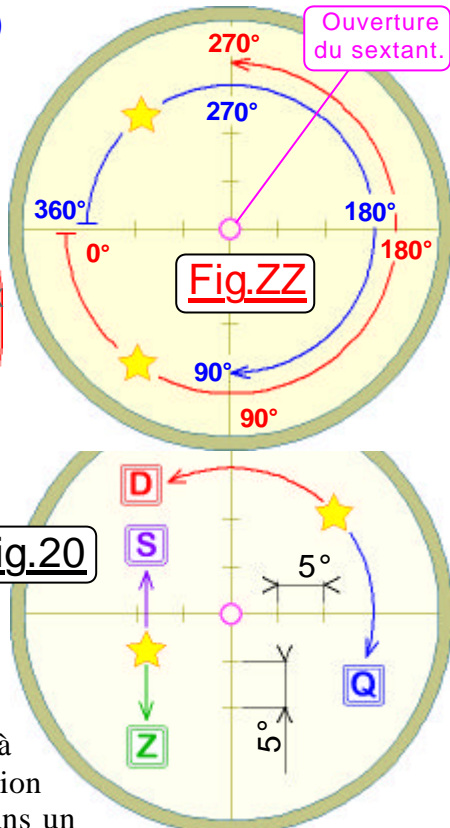
Systèmes Optiques. (OSS)



Le sextant (SXT) : Grossissement de 28x et ouverture de 1,8°. Le télescope à balayage (SCT) ouvre à $\approx 50^\circ$ et grossissement nul. Observation "en hauteur" (Axe **TRUNNION**) dans un arc compris entre 0° et $+90^\circ$ par rapport à l'axe central, le capteur étant numérisé entre 0 et 100. L'axe "en torsion" (**SHAFT**) peut tourner sur un tour et demi. Une remise à zéro ramène la hauteur à zéro par rapport à l'axe TRUNNION. (*Pointage le plus bas*) L'axe de torsion est ramené à mi-course. Quand l'optique est réinitialisée par **ZÉRO**, l'axe de hauteur est en position **+00000**. Amené presque en butée le codeur affichera la valeur maximale **+89999**. Sur la butée haute il repasse à **+00000**.

Angles **SHAFT** et **TRUNNION** à saisir pour que les optiques pointent exactement **X'X** du SCM : 122 : sw **MODE** sur **CMC** puis **V41 N91 E +35999 E +57508 E** et **V16 N91 E** pour vérifier.

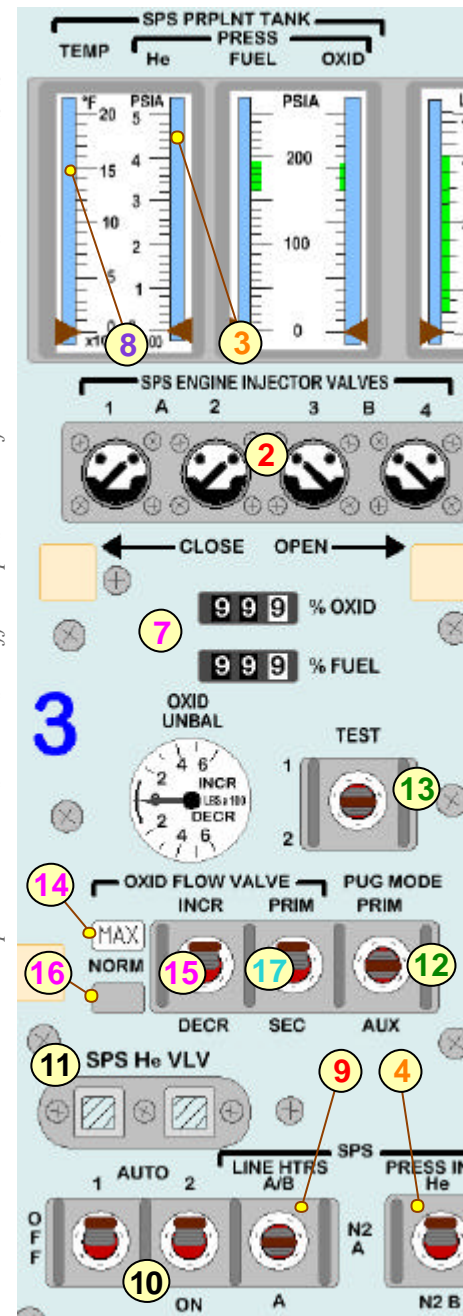
Centrer sur	Centrer sur le Hublot.
+359.99	+359.64 (R1 : SHAFT en "torsion")
+57.508	+57.362 (R2 : TRUNNION en "hauteur")



Page 20

Actuellement une température hors limites n'affecte pas le bon fonctionnement du moteur SPS.

Fig.24



100 °F les ergols se transforme en gaz et le moteur s'étouffe. Il importe en longues périodes d'inactivités de configurer le train spatial pour pratiquer une régulation thermique passive. Exposées au froid sidéral les lignes d'alimentation du SPS étant dans l'ombre deviennent très froides. En dessous de 45 °F les ergols peuvent geler et obstruer les canalisations. Si la température descend en dessous de 45 °F il faut avoir recours à 6 ou 12 éléments électriques pour réchauffer les lignes d'alimentation. Ces résistances chauffantes tracées en rouge sur la Fig.27 situées en page 28 sont au nombre de 12 et peuvent être mises en service par moitié à l'aide de l'inverseur double **9**. Les réservoirs d'ergols doivent être mis sous pression par utilisation des inverseurs **10** soit sur **ON**, mais en standard sur **AUTO**. Les drapeaux **11** sont représentatifs de l'état des valves de distribution de l'hélium de pressurisation. Au moment du décollage, les réservoirs de pressurisation sont à la pression nominale de 3700 PSIA. Mais au fur et à mesure que l'on consomme des ergols, il y a détente progressive. Le graphe de la Fig.25 traduit la pression en fonction du pourcentage de

Le moteur orbital SPS.

Le SPS peut être activée ou désactivée en **1** par l'ouverture ou la fermeture d'un ou l'autre des deux inverseurs de pilotages des valves 1: [**ΔV THRUST**] sw **NORMAL A** ou **B** d'injection moteur une fois la sécurité mécanique dégagée.

Les indicateurs **2** montrent l'état de commande de pilotage des valves. La pression de l'azote qui pilote les

valves A et B peut être lu sur l'indicateur [**SPS PRPLNT TANK**] ind **PRESS He** en **3** si en **4** le switch 3: [**SPS**] sw **PRESS IND** est placé sur **N2 A** ou **N2 B**. (Voir Fig.24 en page 24)

Chaque allumage du moteur diminue la pression d'azote du système utilisé pour la manœuvre (**A** ou **B**) de 50 PSI, la pression au moment du lancement est de 2500 PSI. Lorsque la pression d'un système diminue en dessous de 400 PSI, les vannes biergol de ce dernier ne peuvent plus s'ouvrir.

On dispose exactement de 42 allumages possibles.

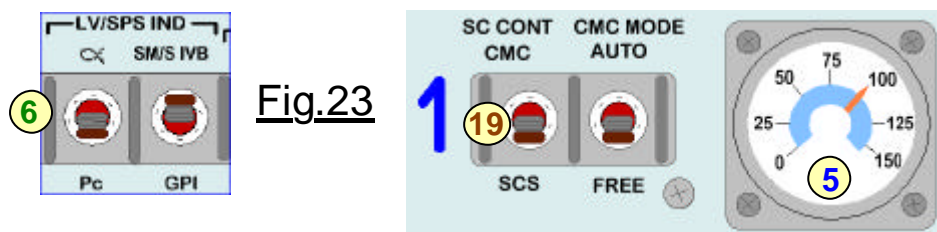


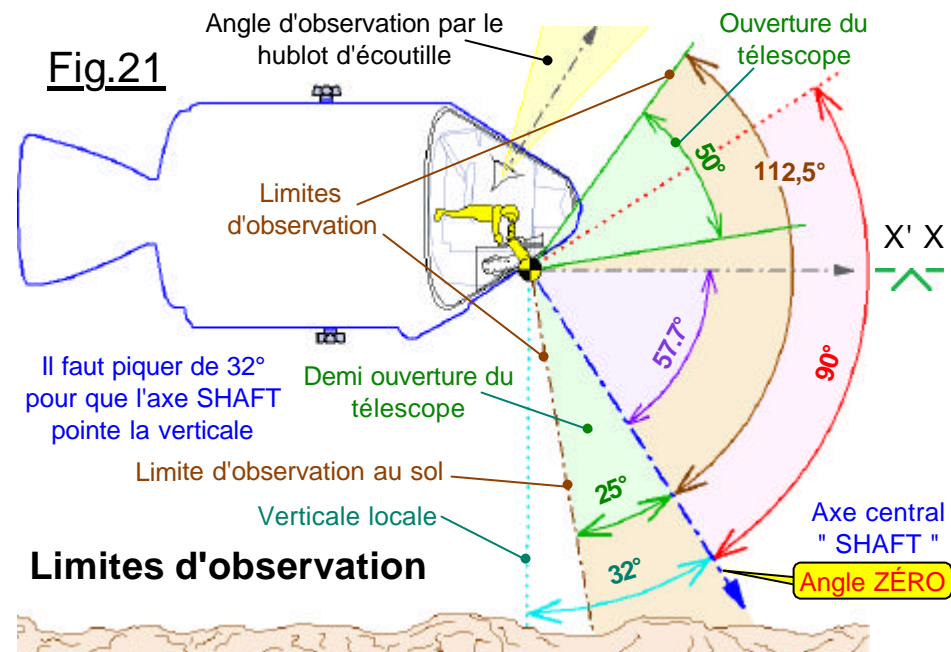
Fig.23

Durant la manœuvre la pression dans la chambre de combustion du SPS peut être contrôlée en **5** avec l'indicateur **LVa / SPS Pc 2** si l'inverseur de l'encadré **6** est placé sur 1: [**LV/SPS IND**] sw **Pc**.

La pression nominale dans la chambre est de 100 PSI. Le pourcentage de carburant et de comburant dans les réservoirs sont indiqués par les jauges numériques en **7**.

La jauge **8** indique la température des lignes d'alimentations situées sur le plan de répartition arrière du SM. Si elles sont exposées trop longtemps au rayonnement solaire elles surchauffent. Au dessus de

Fig.21



Limites d'observation

Angles TRUNNION pour assurer une attitude horizontale

ALT (km)	50	100	150	200	250	300	350	400	450
LUNE (R » 1737.4 km)									
a	13.58	18.99	22.99	26.26	29.04	31.48	33.66	35.62	37.41
β SLAVE	44.12	38.71	34.71	31.44	28.66	26.22	24.04	22.08	20.29
OFFSET	31.62	26.21	22.21	18.94	16.16	13.72	11.54	9.58	9.79
TERRE (R » 6378 km)									
a			12.30	14.16	15.79	17.24	18.56	19.78	20.92
β SLAVE			45.40	43.54	41.91	40.46	39.14	37.92	36.78
OFFSET			32.90	31.04	29.41	27.96	26.64	25.42	24.28

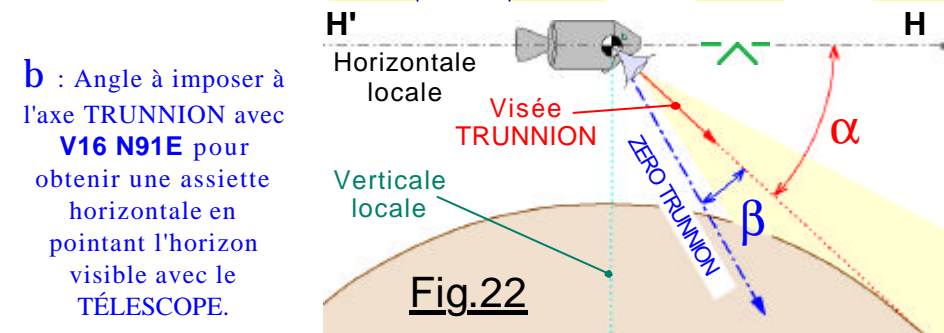


Fig.22

SYSTÈMES DE CONTRÔLE DE L'ENVIRONNEMENT.

