

# TECHNOLOGIE DES MISSIONS APOLLO

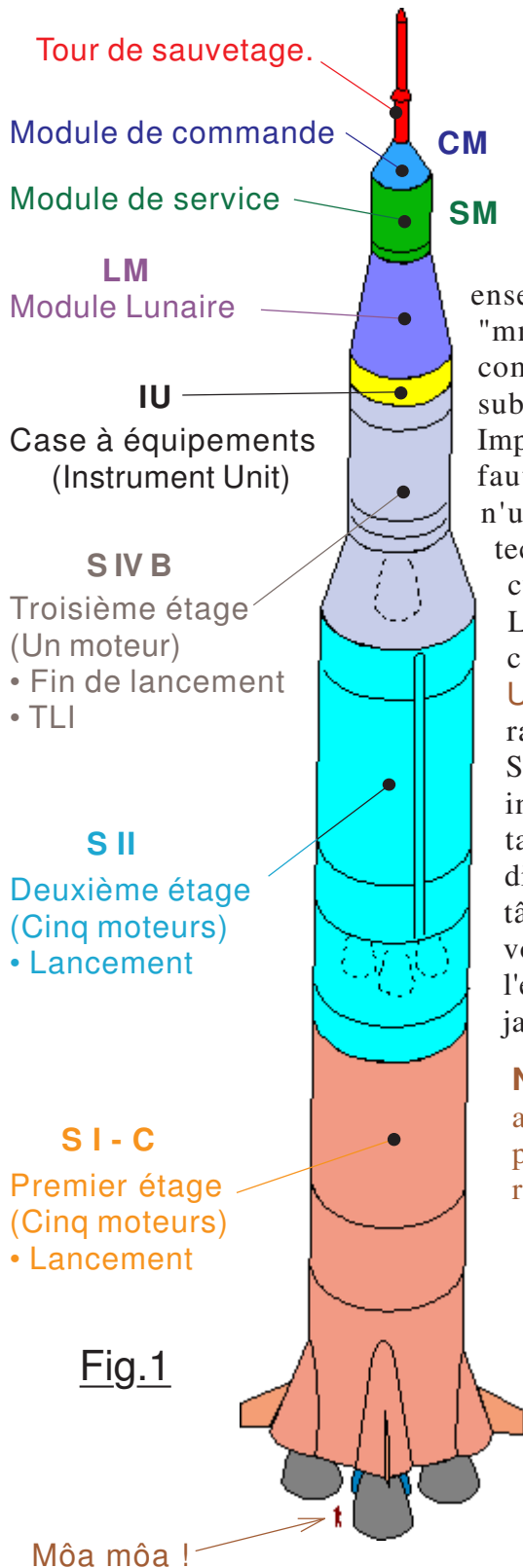
Par Nulentout : Mardi 23 Octobre 2012.



Ce document n'est pas spécialement spécifique à la version AMSO ou à NASSP. C'est un recueil de divers points particuliers concernant cette épopée de l'aventure spatiale humaine. Bien que souvent il soit question des tableaux de bord et de divers boutons de commande propres à NASSP, **on y trouvera surtout des informations générales**, tant du point de vue de la balistique, de la terminologies, que des techniques et des procédures utilisées à cette époque. Certains détails techniques précis sont indispensables à appréhender si l'on désire savoir exactement ce que l'on fait quand on s'installe dans le module de commande d'une fusée Apollo. C'est d'autant plus vrai que dans l'émulation NASSP le réalisme technique est poussé vraiment très loin. C'est en quelques sortes une référence générale qui inclut "tout ce qu'il faut savoir" mais qui ne doit pas encombrer les manuels de vol embarqués à bord du vaisseau, raison pour laquelle toutes ses informations sont réunies dans un document spécifique à part.

<b>LE COIN DES DÉBUTANTS</b> .....	P2
<b>ÉNERGIE ÉLECTRIQUE</b> .....	P3
Distribution électrique .....	P5
Gestion du courant alternatif .....	P7
Rechargement des batteries .....	P8
Gestion des batteries A, B et C .....	P9
<b>LES SYSTÈMES PYROTECHNIQUES</b> .....	P10
<b>LES PILES À COMBUSTIBLE</b> .....	P11
<b>LES RCS DU MODULE DE SERVICE</b> .....	P14
Diverses méthodes pour réaliser un KILL ROT dans NASSP .....	P17
<b>LES RCS DU MODULE DE COMMANDE</b> .....	P18
Logique des RCS du CM et séquençement de rentrée atmosphérique .....	P19
<b>SPS : MOTEUR ORBITAL DU SM</b> .....	P20
Vectorisation de la poussée .....	P21
Modes de contrôle de l'orientation de la poussée du SPS .....	P23
<b>FAIBLE POUSSÉE POUR LA PHASE "ULLAGE"</b> .....	P24
<b>RHC : Système de pilotage manuel en ROTATION</b> .....	P25
<b>THC : Système de pilotage manuel en TRANSLATION</b> .....	P26
<b>LES JOINTS DE CARDAN / LES GYROSCOPES</b> .....	P27
<b>PRINCIPE DE LA NAVIGATION INERTIELLE</b> .....	P28
<b>LA CENTRALE INERTIELLE D'APOLLO</b> .....	P29
<b>FONCTIONNEMENT DE LA CENTRALE INERTIELLE</b> .....	P30
<b>BLOCAGE DE LA CENTRALE INERTIELLE</b> .....	P31
<b>SYSTÈMES DE GUIDAGE ET DE NAVIGATION. (PNGC)</b> .....	P32
<b>LE FDAI. (Flight Director Attitude Indicator)</b> .....	P37
Structure de la sphère du FDAI .....	P38
<b>INTERPRÉTATION DE LA SPHÈRE FDAI - RELATION ENTRE FDAI ET IMU</b> .....	P39
<b>LES OPTIQUES ASTRONOMIQUES D'APOLLO. (OSS)</b> .....	P40
<b>LE SYSTÈME ORDEAL</b> .....	P43
<b>NAVIGATION PAR OBSERVATION DU SOL</b> .....	P45
<b>ARRIMAGE CSM / LM</b> .....	P46
<b>RETOUR ET RENTRÉE ATMOSPHÉRIQUE</b> .....	P47
<b>DIVERS TYPES DE RETOURS ET RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES</b> .....	P49
<b>COULOIR DE RETOUR ET PROFIL DE RENTRÉE</b> .....	P50
<b>PILOTAGE LORS DE LA RENTRÉE &amp; AIDES avec L'EMS.</b> .....	P52
Notions élémentaires relatives à la REFSMMAT. ....	P54
<b>SYSTÈMES DE CONTRÔLE DE L'ENVIRONNEMENT</b> .....	P56
<b>GESTION DE LA PRESSURISATION</b> .....	P61
<b>CONTRÔLE DU LANCEUR.</b> .....	P64
<b>SYSTÈMES DE CONTRÔLE ET DE STABILISATION. (SCS).</b> .....	P69
<b>COMPLÉMENTS SUR LA RENTRÉE ATMOSPHÉRIQUE.</b> .....	P72
<b>QUELQUES PETITS DÉTAILS SUR LE CMC.</b> .....	P77
<b>HORAIRES HISTORIQUES DES PHASES PRINCIPALES.</b> .....	P81

## LE COIN DES DÉBUTANTS



Môa môa !

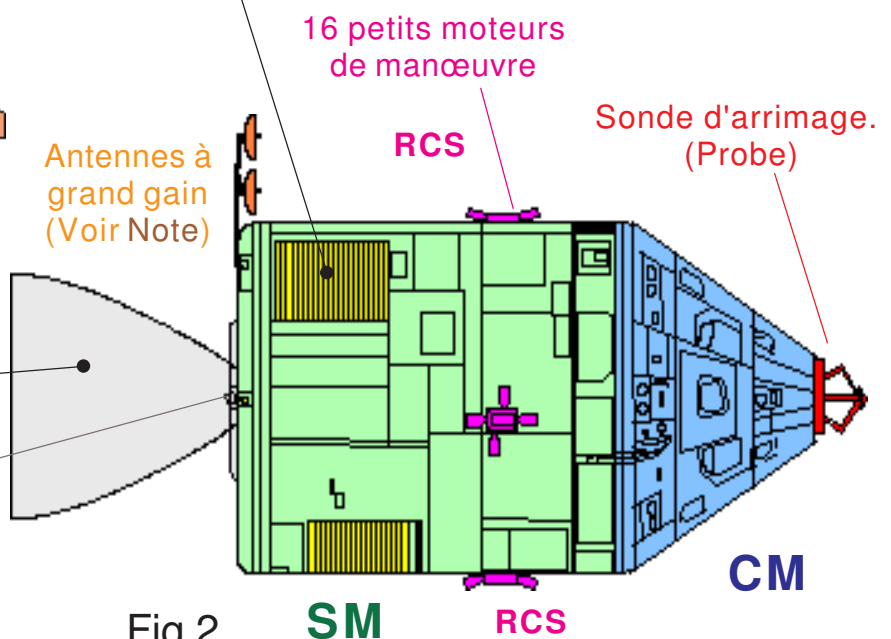
**SPS**  
Moteur orbital à poussée vectorielle  
Articulations (Gimbal)

**CM + SM = CSM**

Quel que soit le domaine technique envisagé, on ne peut échapper aux raccourcis de langage, aux initiales et autres sigles. Compte tenu de la complexité faramineuse d'un ensemble tel que celui des "machines lunaires", l'utilisation de "mnémoniques et de sigles reste incontournable. Dès que l'on commence à s'intéresser de près aux vols Apollo, nous sommes submergés par ce jargon et l'on ne sait plus de quoi il retourne. Impossible d'y échapper, car les tableaux de bord y font référence. Il faut donc en passer par leur apprentissage. Rassurez-vous, je n'utiliserai dans ces pages ainsi que dans les documents techniques que ceux qui seront indispensables au pilotage. Pour la culture personnelle, Internet regorge de sources d'informations. Les sigles qui inévitablement vont "encombrer" en grand nombre cette série de documents sont explicités à la fin du livret **URGENCES.pdf**, néanmoins cette page vous permettra de situer rapidement les éléments principaux de l'architecture des fusées Saturne V qui ont immortalisé les expéditions lunaires. Les quelques initiales rapportées dans cette page sont omniprésentes sur les tableaux de bord ... il faut bien commencer par l'essentiel. Il est difficile de ce rendre compte de la taille du monstre. La toute petite tâche marron tout en bas juste à coté des tuyères du S I-C, c'est votre serviteur qui se résume à quelques pixels en comparaison de l'énormité du train spatial. C'était ça les vols Apollo, une prouesse jamais plus égalée.

**Note :** Orientables, les antennes à grand gain sont capables automatiquement ou manuellement de dépister le signal radio émis par les stations de poursuite situées au sol dans les limites de recherche octroyées par leurs systèmes d'articulation en cardan.

Radiateurs du système de gestion environnementale



## ÉNERGIE ÉLECTRIQUE.

La voisier l'a exprimé depuis longtemps : "À partir de rien on obtient rien" qu'Albert Einstein a traduit sous une autre forme : "Énergie et matière sont une même chose". La puissance électrique constitue la pierre d'achoppement de tout vaisseau spatial goinfre en énergie. Sans électricité l'équipage est enfermé dans un congélateur qui dérive pour toujours dans le vide sidéral. Plus de conditionnement de la cabine, plus de navigation, plus de motorisation ... une épave. Le schéma de la Fig.3 donne une idée générale des agencements électriques dans Apollo.

Le module de commande ne produit pas d'énergie électrique, il dépend tout au long de la mission d'une **centrale de production électrique** qui se trouve dans le module de service et qui utilise **trois piles à combustibles 1** comme représenté sur la Fig.3 ci-contre.

Le module de commande possède 3 batteries principales **2** (*Oxyde d'argent-zinc*) A, B et C qui fourniront l'énergie électrique au module de commande entre la séparation CM/SM jusqu'au moment de la récupération dans l'océan. Il importe de les maintenir à pleine charge au cours de la mission.

Ces batteries secondent régulièrement les piles à combustible durant des phases particulières de la mission qui imposent de fortes demandes en énergie. (*Manœuvres ...*)

Normalement seules les batteries A et B sont reliées aux bus principaux dans ce but. La batterie C ne sert qu'en secours et sera isolée et en état de pleine charge lors de la préparation de la fusée en phase de pré-lancement. Elle est connectée aux bus juste avant la séparation entre le CM et le SM.

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. Chacune d'entre elles présente une capacité minimale de 40 ampères heure et peut débiter une intensité moyenne de 35 A durant 15 minutes. Au départ de la mission chaque batterie peut fournir jusqu'à 50 ampères heure. La tension du circuit ouvert (*À vide*) est de 37, 2 volts.

Deux petites batteries complémentaires **3** (*Oxyde d'argent-zinc*) actionnent les dispositifs pyrotechniques pour la séparation du module de commande et du module de service, le déploiement et la séparation des parachutes, la séparation du 3<sup>ème</sup> étage SIVB la séparation de la tour de sauvegarde ...

Les batteries pyrotechniques sont évaluées à 0,75 ampères heure avec une tension en circuit ouvert de 37,2 volts et un minimum de 20 volts en fin de décharge.

La tension d'une batterie variant considérablement en fonction de l'intensité qu'elle fournit et de son état de décharge, les systèmes de bord sont alimentés en **4** par une tension régulée plus faible de 28 VCC. Certains dispositifs électromagnétiques (*Moteurs, Résolveurs ...*) exigent du courant alternatif **5** généré par des onduleurs à partir du courant continu des batteries. Enfin, notons que pour recharger une batterie il faut la soumettre à une tension plus élevée que celle qu'elle présente à vide à pleine charge. Le courant continu qui sera fourni par le système de rechargement **6** est donc issu du courant alternatif après redressement et lissage. Il est évident que la recharge des batteries ne pourra se faire que lorsque les piles à combustible sont peu sollicitées et présentent alors une disponibilité en courant importante.

La centrale de production électrique est intégrée dans le module de service sous forme de trois piles à combustible **1** dont la Fig.4 présente globalement l'agencement et peuvent fournir chacune une puissance comprise entre 400 W et 1420 W.

La production d'énergie consiste à combiner de l'oxygène pur et de l'hydrogène pur dans une chambre de réaction. L'oxygène et l'hydrogène se combinent et fournissent avec cette technologie trois éléments essentiels nécessaires à toute vie dans l'espace : **De l'électricité, de la chaleur et de l'eau**. Le module de service contenait deux réservoirs d'oxygène et deux réservoirs d'hydrogène.

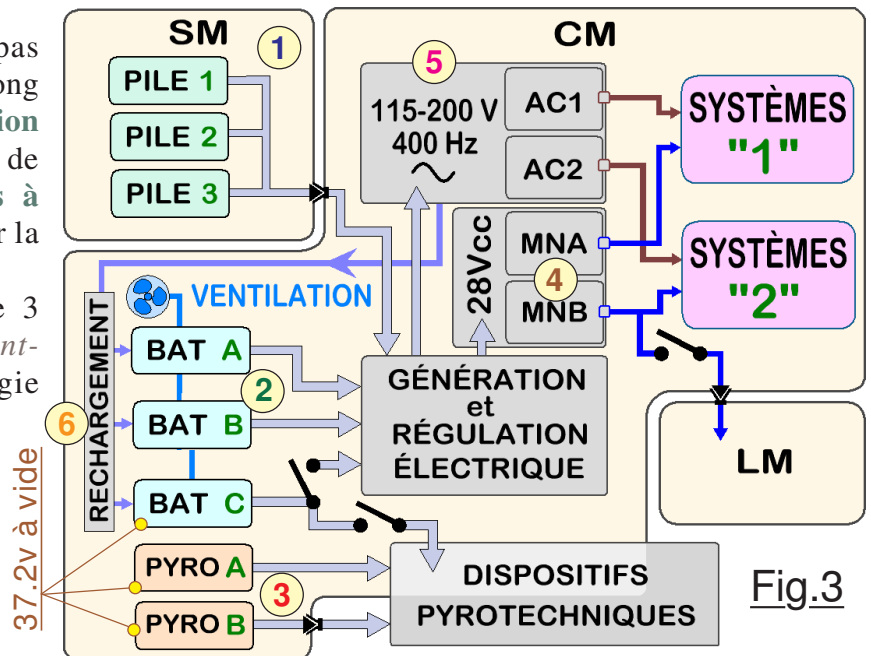
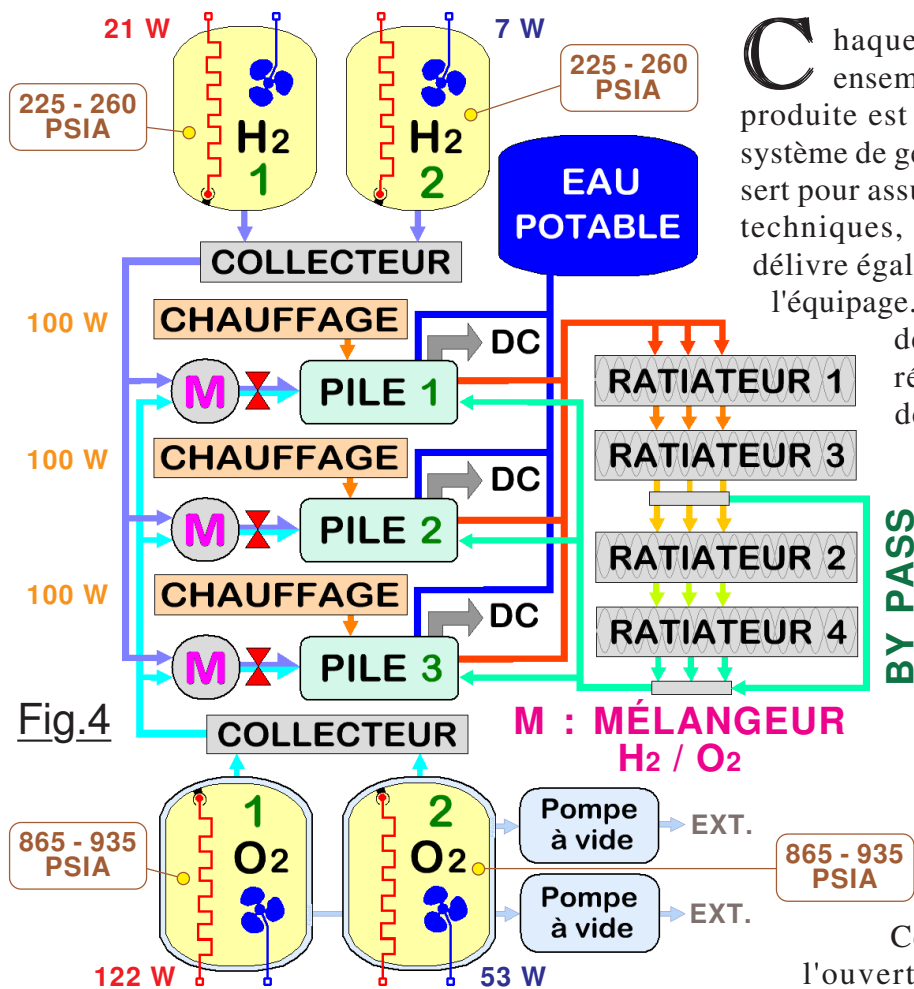


Fig.3

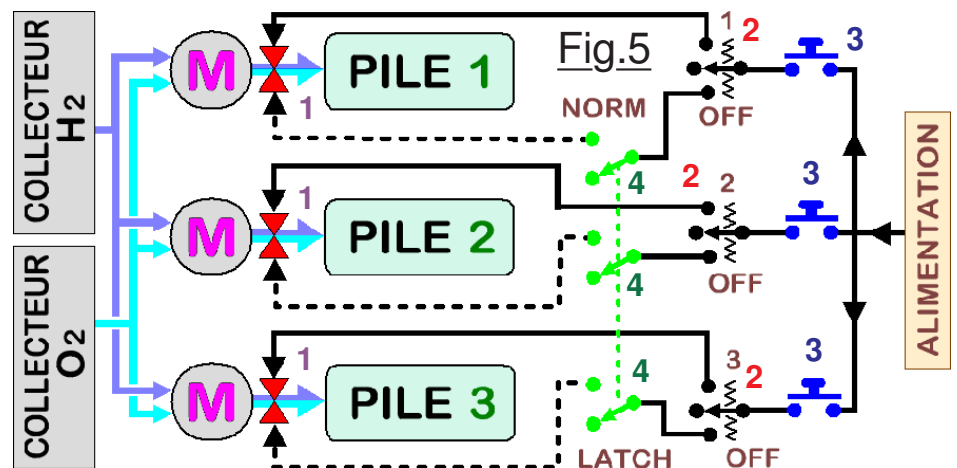
## SYSTÈME DES PILES À COMBUSTIBLE.



Chaque pile à combustible constitue un ensemble distinct et autonome. L'eau ainsi produite est mise à la disposition de l'ECS : le système de gestion environnementale. L'ECS s'en sert pour assurer le refroidissement des modules techniques, de la cabine, des scaphandres et délivre également l'eau potable consommée par l'équipage. Régulièrement les réservoirs d'O<sub>2</sub> et de H<sub>2</sub> doivent être réchauffés par des résistances électrique et brassés par des systèmes internes. Les piles pour leur propre compte, en fonction du courant qu'elles produisent doivent être réchauffées ou refroidies. On peut librement les mettre en service ou les placer en veille avec l'inverseur à rappel central **2** qui pilote à l'ouverture ou à la fermeture les électrovannes à deux positions stables **1**. Quand elles sont ouvertes le mélangeur **M** permet à l'oxygène et à l'hydrogène de transiter dans les chambres de réaction des piles à combustible.

est prévue pour le décollage ou lors des fortes accélérations. Ces derniers peuvent par inertie faire basculer intempestivement les inverseurs **2** sur la position **OFF**, coupant le fonctionnement de la pile concernée. C'est la raison pour laquelle la position **OFF** du sw **2** ne sera active que si l'inverseur de sécurité **4** est placé en position **NORM**. Au décollage il est placé sur **LATCH**, configuration stable y compris lors des fortes poussées par les moteurs orbitaux ou l'allumage des divers étages de l'énorme Saturne V.

Gérer les trois piles à combustible consiste globalement à équilibrer les charges de travail sur chacune d'elle pour répartir les effets thermiques qui résultent de leur fonctionnement ainsi que leur lente détérioration. (Nécessité ponctuelle de purger le H<sub>2</sub> et le O<sub>2</sub>) Le phénomène typique du débit fourni par une pile à combustible est le flux d'oxygène et d'hydrogène qui la traverse. Ces débits sont mesurés par l'appareil 3 : [FUEL CELL] FLOW H<sub>2</sub> et O<sub>2</sub> qui se branche à convenance sur les capteurs de chaque pile à combustible avec le commutateur rotatif FUEL CELL INDICATOR. On peut librement mettre en circuit ou isoler une pile à combustible. Mais si pour une quelconque raison (Apollo 13) on l'arrête, c'est définitif et elle ne peut plus redémarrer.




**BUS** : Nom générique qui désigne un faisceau de conducteurs électriques véhiculant une même nature de courants. *BUS de données, BUS de mesures, BUS d'alimentation en puissance ...*

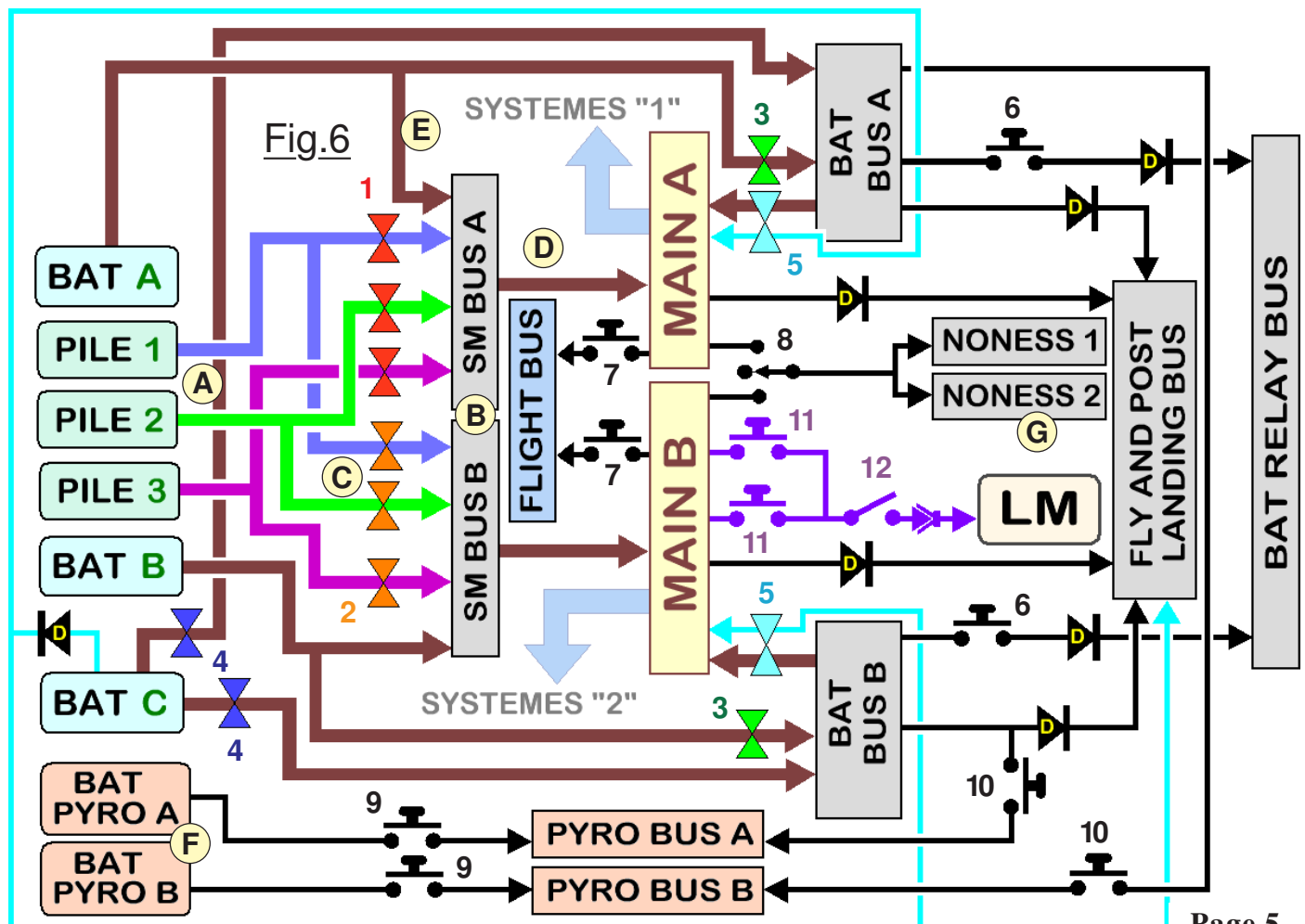


## PHILOSOPHIE DES JUMEAUX en DOUBLONS DUPLIQUÉS par des CLONES :

Quand on regarde le tableau de bord du vaisseau Apollo, on a immédiatement l'impression de tout voir en double. Aurions-nous abusé du Pastis à l'apéritif ? Non, pas du tout. C'est la base de la fiabilité des systèmes critiques. Tout est multiplié par deux ou par trois quand le succès de la mission dépend du bon fonctionnement d'un module considéré. Non seulement les systèmes sont clonés en PRIMAIRE et SECONDAIRE, mais en outre on peut effectuer des "chassés-croisés" entre tous les ensembles vitaux d'une chaîne fonctionnelle. Par exemple l'alimentation MAIN BUS A et l'alimentation MAIN BUS B sont identiques et peuvent chacune remplacer l'autre. Supposons que l'on engage l'unité PRIMAIRE d'un système quelconque alimentée par MAIN BUS A et que cette dernière tombe en panne. Il suffit alors de commuter l'alimentation de ce dernier sur MAIN BUS B. Supposons qu'à ce stade, c'est PRIMAIRE qui à son tour devient inopérant. Dans ce cas, on commute son clone SECONDAIRE ... sur MAIN BUS B. Il en sera ainsi pour pratiquement toutes les fonctions vitales de la mission. On peut donc s'attendre en permanence à n'utiliser que la moitié des ensembles du vaisseau, encore que généralement on va le plus souvent répartir la charge entre MAIN BUS A et MAIN BUS B. *Encore un petit détail : Si durant le lancement tout tourne au désastre et qu'il faut appuyer sur l'un des deux boutons jumeaux [ABORT], ne vous posez pas trop de question pour savoir sur lequel appuyer ... c'est que vraiment vous avez abusé du Pastis !*

### Distribution électrique.

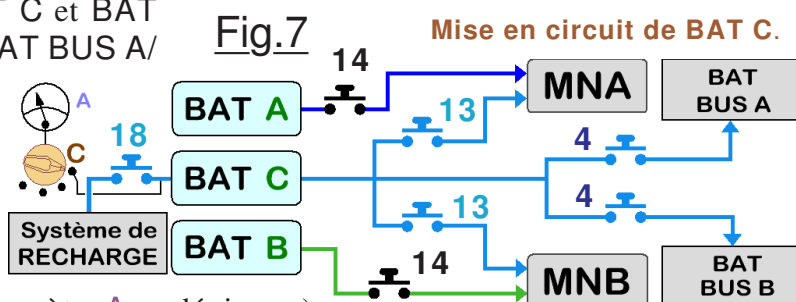
Compte tenu de ce qui est précisé dans l'encadré ci-dessus, et des courants très importants qui doivent être véhiculés vers une foule de modules techniques, on se doute bien que la distribution électrique dans l'ensemble du vaisseau n'est pas du tout élémentaire. La Fig.6 nous propose une première approche simplifiée des nombreux circuits mis en présence sur laquelle on voit en **A** la source principale d'énergie constituée par les piles à combustible. En **B** on trouve les deux "rampes" d'alimentation principales du vaisseau reliées en permanence aux deux batteries principales A et B. Les symboles tels que  en **C** sont en réalité des relais de puissance commandés qui isolent ou mettent en circuit les piles à combustible.



Les divers inverseurs qui pilotent ces relais sont précisés sur le document **SYSTÈMES APOLLO.pdf** en page 7. Les repères sur la Fig.6 sont les mêmes pour établir facilement la relation avec la liste donnée dans les chapitres "énergie". Il y a plusieurs BUS de distribution du courant continu dans le CSM :

- **MAIN A** et **MAIN B** fournissent l'énergie aux systèmes du CSM qui sont presque tous alimentés par **SM BUS A/B** et par **BAT BUS A/B**.
- Les **SM BUS A/B** fournissent la puissance aux charges importantes dans le SM (*Moteurs des cardans du SPS...*) sont alimentés par les piles à combustible **A** via les relais **C**.
- Les **BAT BUS A/B** sont alimentés par les batteries principales à travers les relais **3**.
- Le **BAT RELAY BUS** sont alimentés par **BAT BUS A/B** via les diodes et les sectionneurs **6**.
- Le **FLIGHT BUS** qui alimente les diverses Télécommunication est fourni en énergie par **MAIN BUS A** et (ou) **MAIN BUS B** au travers des sectionneurs **7**. Il est indispensable en phase POST LANDING.
- Le **POSTLANDING BUS** fournit l'énergie aux équipements qui sont essentiels, après l'amerrissage jusqu'à la prise en charge par l'équipe de récupération.
- Les **BUS NONES 1 et 2** en **G** fournissent de l'énergie aux équipements non essentiels. Ils peuvent être isolés par l'inverseur **8** en cas de problème énergétique majeur.
- Normalement seules les piles à combustible sont utilisées pour fournir l'énergie aux systèmes du CSM. Mais lorsqu'il est nécessaire de connecter les **BAT BUS A/B** (*Donc leurs batteries associées*) sur les bus principaux **MAIN A** et **MAIN B** il faut utiliser les inverseurs **BAT A/C** et **BAT B/C** de **[MAIN BUS TIE]** du tableau 5 et représentés en **5** sur la figure 6. Lorsque l'inverseur **BAT A/C** est positionné sur **ON**, **BAT BUS A** est relié au bus **MAIN A**. Idem pour **BAT B/C**. Dans les deux cas on a simultanément **BAT C** reliée à **MAIN A** ou **MAIN B** comme montré sur la Fig.6 par la liaison bleu clair.
- Sur position **OFF** de l'inverseur **5** les lignes **BAT BUS A/B** et **BAT C** sont isolés des bus **MAIN A/B**. La position **AUTO** gère une commutation automatique des batteries dans le cas d'une défaillance de type EDS durant le lancement. (*Emergency Detection System*)
- Chaque **BAT BUS A/B** est alimenté à partir de sa batterie par son sectionneur **BAT A(B) PWR ENTRY / POSTLANDING** disponible sur le tableau 250 et noté **3** sur la figure 6.
- La batterie principale **C** peut être reliée en secours aux **BAT BUS** par les sectionneurs **BAT C TO BAT BUS A(B)** que l'on trouve sur le tableau 250 repéré **4** sur la figure 6 et sur la figure 7.
- Pour prévenir de toute utilisation intempestive de la batterie **C** en vol normal les sectionneurs **BAT C** des deux zones **[MAIN A]** et **[MAIN B]** sur le tableau 275 doivent être laissés ouverts jusqu'à la séparation entre le CM et le SM qui coupe les lignes TIE qui vont vers les bus MAIN.

Des diodes sont placées entre **BAT BUS A/B**, **MAIN A/B** pour éviter des retours de charge vers les batteries. Il n'y a pas de diode entre **BAT C** et **BAT BUS A/B**, alors quand **BAT C** est relié à **BAT BUS A/B** avec en **4** le sectionneur **BAT C TO BAT BUS A (B)** du tableau 250, la batterie concernée doit être déconnectée des circuits par l'ouverture en **3** du sectionneur **BAT A (B) PWR ENTRY / POSTLANDING** où l'une ou l'autre des batterie sera endommagée. (Si **18** n'est pas armé l'ampèremètre **A** ne dévie pas)



**E**n fonctionnement normal, **MAIN A** et **MAIN B** sont alimentés par **SM BUS A** et **SM BUS B** via les lignes **D**. En nominal ce sont les piles à combustibles qui assurent la fourniture d'énergie. Mais lors des appels exceptionnels de courant, les batteries complètent via les lignes **E**. Les lignes les plus importantes sont **MAIN A** et **MAIN B** qui fournissent l'énergie en courant continu DC sous 28V, sachant que globalement **MAIN A** alimente les systèmes "1" et **MAIN B** leurs doublures "2". L'énergie est fournie au LM par deux circuits ombilicaux reliés à **MAIN B** via les sectionneurs **11** et l'inverseur **12**. Les tableaux de sectionneurs permettent à la demande d'isoler certains systèmes électriquement. Ils sont aussi prévus pour choisir le bus qui fournira l'énergie et ainsi autorisent l'équilibrage des consommations sur les lignes. Les lignes **PYRO BUS A** et **PYRO BUS B** pour les systèmes pyrotechniques sont alimentées par les deux batteries **F** via les sectionneurs **9**. Toutefois la batterie **C** peut venir en secours par le truchement des sectionneurs **10**, avec **4** activé et **3** isolé. La Fig.7 constitue un complément à la Fig.6 qui est simplifiée, et

## Gestion du courant alternatif.

Comme dans tout système complexe, un vaisseau Apollo utilise un grand nombre d'équipements qui exigent du courant alternatif pour fonctionner. En particulier les moteurs électriques, y compris la petite instrumentation comme les FDAI, certains capteurs, les gyroscopes etc. Trois onduleurs statiques **AC1** à **AC3** triphasés sont disponibles pour la génération de courants alternatifs. Ils sont alimentés par les bus principaux **MNA** ou **MNB**. Le générateur **AC1** est alimenté par **MNA**. Le générateur **AC2** est alimenté par **MNB**. Le générateur **AC3** est alimentés par **MNA** ou **MNB** via les sectionneurs **1** de la Fig.8B :

275 : [INVERTER POWER] cb 1 **MNA**.

275 : [INVERTER POWER] cb 2 **MNB**.

①

275 : [INVERTER POWER] cb 3 **MNA**.

275 : [INVERTER POWER] cb 3 **MNB**.

Le groupe d'inverseurs **2** sur le tableau 3 sélectionne le bus d'alimentation 28Vcc utilisé. Les groupes **3** et **4** sélectionnent l'unité de génération **AC1** à **AC3** reliée en ligne. (Voir Fig.9 et Fig.10)

Les trois sectionneurs **8** montrés sur la Fig.8A permettent d'isoler chaque générateur de courant alternatif séparément en cas de problème. **5** : [INVERTER CONTROL] cb 1, 2 ou 3.

Un seul onduleur peut être connecté à un AC-BUS à la fois pour ne pas générer des conflits de phase.

Lorsqu'**AC1** est connecté au bus, **AC2** est automatiquement déconnectée et ne peut pas être connectée.

Lorsqu'**AC2** est connecté au bus, **AC3** est automatiquement déconnectée et ne peut pas être connectée.

Lorsqu'**AC3** est connecté au bus, **AC1** est automatiquement déconnectée et ne peut pas être connectée.

La surchauffe d'un onduleur allumera un témoin de type **INV 1 TEMP HI** **INV 2 TEMP HI** **INV 3 TEMP HI** sur le C/W system et déclenchera le MASTER ALARM.

L'inverseur le plus à droite **5** permet le contrôle des sous-tensions ou des surcharges sur l'onduleur de la ligne considérée. Placé en position centrale, une surcharge allumera un témoin de type **AC BUS 1 OVERLOAD** **AC BUS 2 OVERLOAD** sur le C/W system. Une sous-tension ou un survoltage sera signalé par les témoins **AC BUS 1** ou **AC BUS 2**. Les deux incidents déclenchent le MASTER ALARM. Un survoltage déconnecte automatiquement AC BUS de l'onduleur. La position instable **RESET** permet d'éteindre le témoin du tableau des alarmes, rebranche l'un des onduleurs possibles sur la ligne. Sur la position **OFF** l'alerte n'est plus déclenchée.

Le voltmètre **AC VOLTS** repéré **6** sur la Fig.10 peut être relié à chaque phase de la ligne AC BUS 1 ou AC BUS 2 en fonction de la position du commutateur rotatif **7**. On doit y lire des valeurs nominales de  $115 \pm 2$  V.

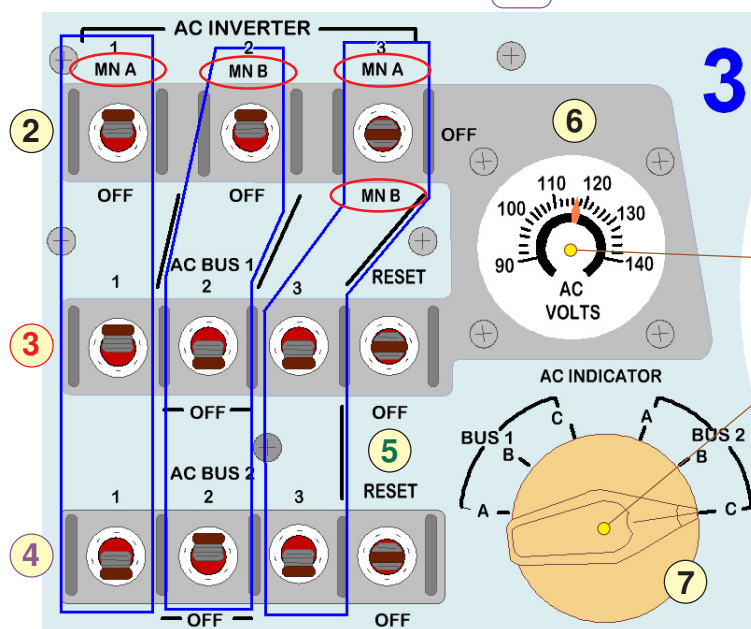
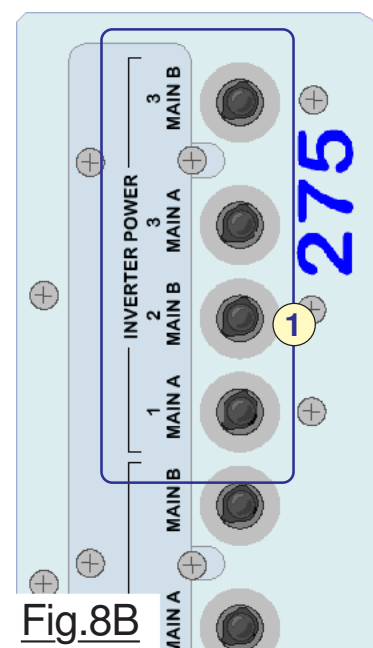
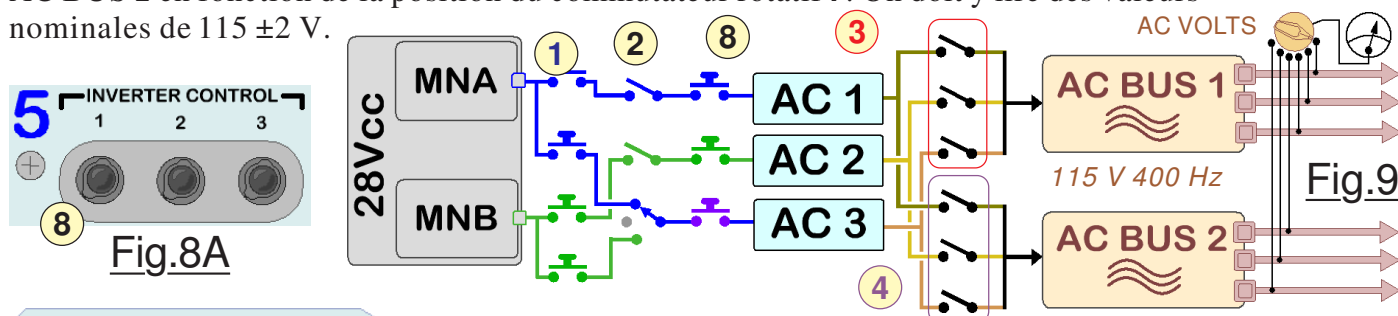
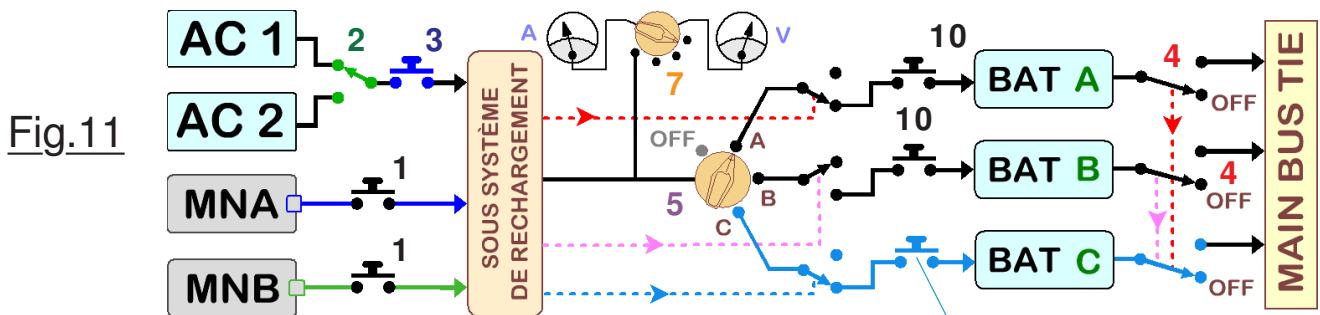


Fig.10

Mesure des tensions sur chaque phase de la ligne branchée en sortie des générateurs de courant alternatif pour isoler celui ou ceux qui seraient en défaut

## Rechargement des batteries.

Les batteries A, B et C peuvent être rechargées par un sous-système alimenté à la fois en courant continu par l'un des deux bus MNA ou MNB pour polariser son électronique de gestion et en courant alternatif à partir de AC1 ou AC2 pour créer une tension continue supérieure à celle des batteries.



Sélection de l'alimentation en courant continu :

- 5 : [BATTERY CHARGER] cb MNA ou MNB. (1)

Sélection de l'alimentation en courant alternatif :

- 5 : sw BAT CHGR sur AC1 ou sur AC2. (2)
- 5 : [BATTERY CHARGER] cb AC PWR. (3)

(@) La batterie C se recharge à condition d'armer le cb BAT C BAT CHRG/EDS 2 sur le tableau 250.

(Voir les Fig.11, Fig.12 et Fig.13)

Une batterie **ne sera pas** rechargée **si elle alimente MAIN BUS TIE** pour éviter que l'unité concernée ne soit en débit d'un courant important que devrait fournir l'électronique de gestion de rechargement des batteries. Pour la recharger son inverseur 4 doit être sur OFF :

Charger A : • 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT A/C sur OFF.

Charger B : • 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT B/C sur OFF.

Charger C : • 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT A/C et BAT B/C sur OFF.

- 250 : cb BAT C BAT CHRG/EDS 2 armé. (@)

En outre, quand la batterie A ou la batterie B sont en recharge, il faut l'isoler du BUS RLY en ouvrant le sectionneur associé 6 : 5 : [BAT RLY BUS] cb BAT A ou BAT B coupé. (Voir Fig.13)

Le commutateur BATTERY CHARGE situé en 5 de la Fig. 14 permet de sélectionner la seule batterie qui peut être reliée à un moment donné à l'électronique du système de rechargement.

La tension de sortie du système de rechargement qui devient égale à celle de la batterie connectée s'affiche sur le voltmètre 6 si en 7 de la Fig. 14 DC INDICATORS est placé sur BAT CHARGER.

Dans ce cas l'ampèremètre 8 indique le courant de charge dans sa zone centrale 9 entre 0 et 5 ampères. Lorsque la tension indiquée atteint la valeur de 39,8 volts, la batterie est entièrement rechargée. Il convient alors de replacer en 10 son sectionneur BAT CHG sur coupé. Une fois toutes les batteries rechargées, couper tous les sectionneurs de [BATTERY CHARGER], replacer en 5 le commutateur BATTERY CHARGE sur OFF, placer l'inverseur 2 en position centrale puis rétablir la configuration des deux inverseurs de MAIN BUS TIE sur AUTO.

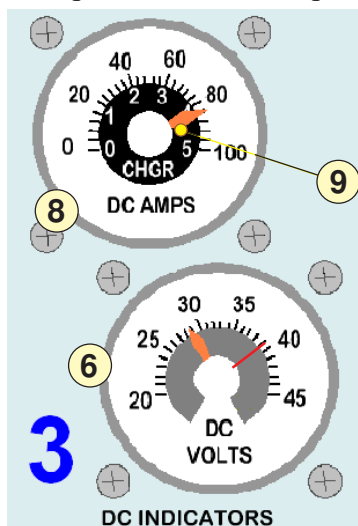


Fig.14

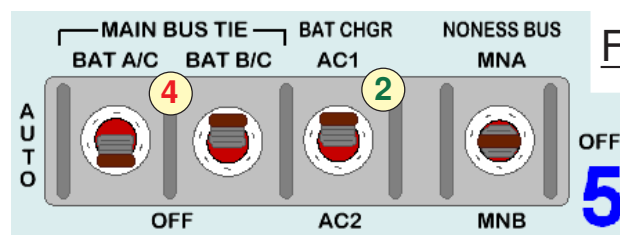
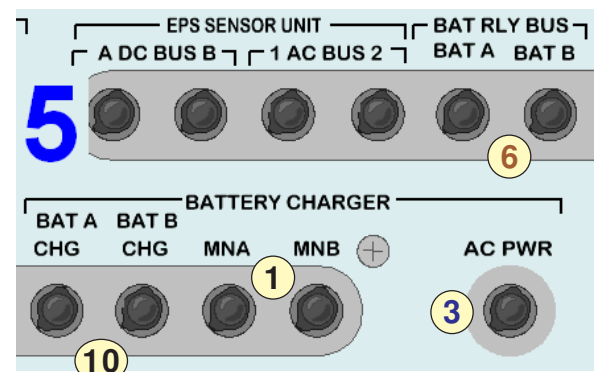


Fig.12

Dans cette configuration c'est la batterie A qui est en recharge à 4 A.

Fig.13





## Gestion des batteries A, B et C.

Placés dans des casiers étanches elles doivent être ventilées. Dans ce but lire la pression à l'intérieur des cellules en utilisant :

- 101 : [SYSTEM TEST] sel 4 et sel A . (Non émulé sur NASSP 7)

Si on constate une augmentation de pression : (Défaillance ou une surcharge)

- 252 : BATTERY VENT vlv VENT durant 5 secondes puis
- 252 : BATTERY VENT vlv CLOSED.

### Utilisation de la Batterie C.

Normalement seules les batteries A et B sont connectées aux bus principaux MAIN A et MAIN B. On isole la batterie C avec les coupes circuits :

- 275 : [MAIN A] cb BAT C coupé.
- 275 : [MAIN B] cb BAT C coupé.

Elle peut toutefois servir en cas de défaillance de la batterie A ou B en alimentation de soutien par activation des sectionneurs relatifs à chaque bus :

- 250 : cb BAT C TO BAT BUS A armé.
- 250 : cb BAT C TO BAT BUS B armé.

Elle peut également seconder en cas de défaillance de l'une des batteries des systèmes pyrotechniques :

- Isoler la batterie défaillante :
- 250 : [PYRO A] cb SEQ A coupé. } A
- 250 : [PYRO B] cb SEQ B coupé. } ou B
- 250 : [PYRO A] cb BAT BUS A TO PYRO BUS TIE armé. } A
- 250 : [PYRO B] cb BAT BUS B TO PYRO BUS TIE armé. } ou B
- 250 : cb BAT C TO BAT BUS B armé.

Pour recharger C :

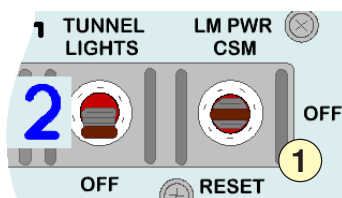
- 5 : [MAIN BUS TIE] sw BAT A/C et BAT B/C sur OFF.
- 250 : cb BAT C BAT CHRGE/EDS 2 armé.

Le BAT RELAY BUS fournit la puissance aux commutateurs des bus principaux de gestion des piles à combustibles : FC REAC, FC RAD, ainsi qu'aux unités de détection de sous-voltage de DC et AC.

Normalement les sectionneurs FLIGHT BUS, POSTLANDING BUS et BAT BUS A/B sont coupés et seuls MAIN A et MAIN B sont en service en vol normal. (Une fois les piles à combustibles mises en service)

Lors du retour atmosphérique FLIGHT BUS, POSTLANDING BUS sont activés car ils alimentent en énergie les équipements nécessaires jusqu'à la récupération. (Marqueurs colorants, gyrophare, VHF de communications, Ballons de flottaison ...) Les bus MAIN A et MAIN B sont coupés juste après l'amerrissage.

En fonction de la position du commutateur rotatif DC INDICATORS repéré 7 sur la Fig.14 on peut lire l'intensité et la tension conformément aux indications du tableau ci-contre



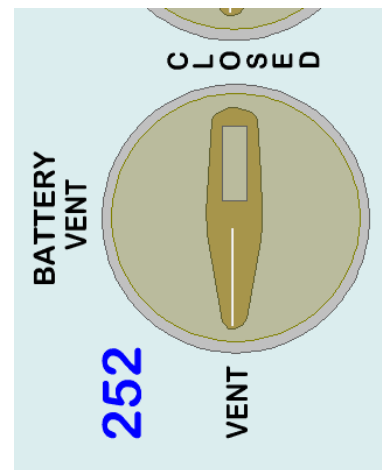
### Alimentation du LM à partir du SM.

Le LM est relié électriquement au CSM par deux cordons ombilicaux indépendants branchés tous les deux sur le bus principal MAIN B :

- 5 : cb LM PWR-1 MNB armé.
- 5 : cb LM PWR-2 MNB armé.

Mais il faut en outre valider le transfert des énergies avec l'inverseur 1 du tableau 2.

( 2 : sw LM PWRCSM )



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

## LES SYSTÈMES PYROTECHNIQUES.

Depuis toujours les dispositifs explosifs sont considérés comme les plus critiques sur un astronef. Sur une fusée les déclencher trop tôt c'est la perte de la mission. Les amorcer trop tard pour déployer les parachutes et c'est la mort de l'équipage. Non seulement il faut absolument qu'ils fonctionnent au bon moment, raison pour laquelle des batteries spécifiques leurs sont dédiées. Mais en complément on prévoit la possibilité de faire appel à d'autres batteries de bord en secours. Pour éviter tout déclenchement intempestif d'un système pyrotechnique, des cascades de sécurités sont mises en ligne sur les divers inverseurs et boutons poussoir qui les commandent. Un déclenchement ne sera pas fortuit. La Fig.15 complète le schéma général de la Fig.6 proposée en page 5. Elle détaille les circuits spécifiques aux divers ensembles de séparation par cordons ou boulons explosifs. On y retrouve les éléments **4**, **9** et **10** avec des références et des couleurs identiques.

### *Sécurité dans l'alimentation des systèmes pyrotechniques.*

Mis à part les deux inverseurs **A** qui permettent l'éjection de la tour d'évasion, l'intégralité des systèmes pyrotechniques sont alimentés par les lignes PYRO BUS A ou PYRO BUS B doublées par mesure de sécurité. Chaque batterie pyrotechnique de 37,2 Vcc dédiée à leur alimentation fournit l'énergie à PYRO BUS A ou PYRO BUS B via le sectionneur **9**.

En cas de défaillance de la batterie, un premier niveau de sécurité consiste à raccorder BAT BUS A sur PYRO BUS A ou BAT BUS B sur PYRO BUS B en armant le sectionneur **10**. Mais il importe au préalable de couper **9** pour éviter d'endommager la batterie saine.

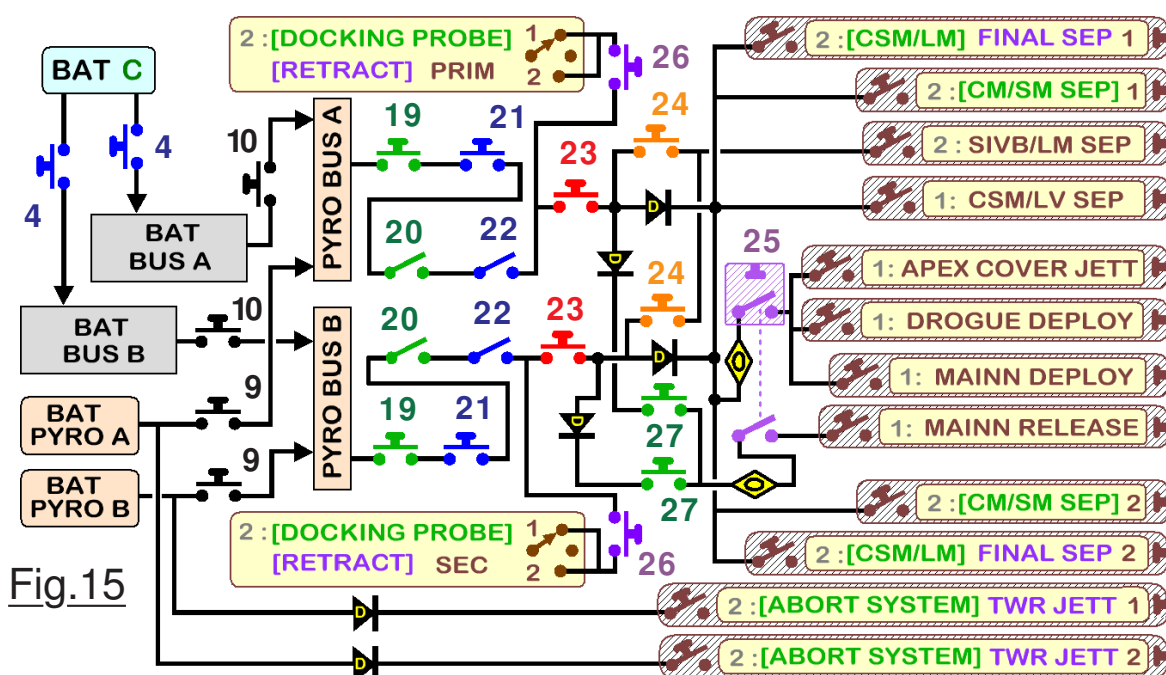
Si une défaillance simultanée des batteries A ou B s'ajoutait à celle de BAT PYRO A ou BAT PYRO B, un deuxième niveau de redondance consisterait à alimenter BAT BUS A ou BAT BUS B à partir de la batterie de secours C qui en principe n'est jamais mise en service durant le vol sauf en cas de situation critique. (Voir Fig.7 page 6 pour sa mise en service)

### *Sécurité dans la commande des systèmes pyrotechniques.*

Pour empêcher tout déclenchement d'un ensemble pyrotechnique, une cascade barrières est mise en série pour pouvoir agir sur un élément de ces fonctions particulières. Dans les procédures, la première initialisation consiste à couper tous les sectionneurs et placer en position neutre tous les inverseurs. Les inverseurs de commande sont à rappel central sur position inerte. Tous les inverseurs et boutons poussoir de commande sont de plus sécurisés par des cabochons d'interdiction.

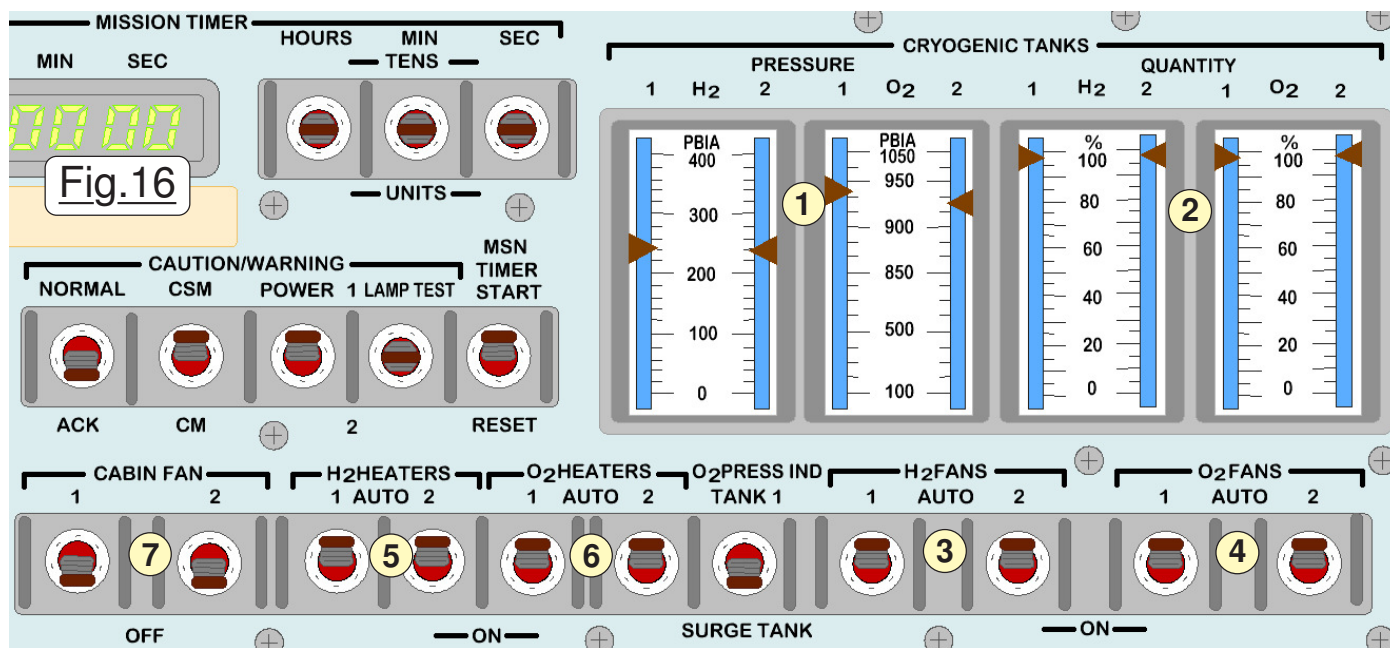
Par exemple pour séparer le CSM du S IV-B il faut :

- 1) Armer le sectionneur **9**,
- 2) Armer la chaîne des deux sectionneurs **19** et **21**, et des deux inverseurs **20** et **22**,
- 3) Armer le sectionneur **23**,
- 4) Enlever la sécurité du bouton poussoir **1** : **CSM/LV SEP**,
- 5) Appuyer sur ce bouton durant au moins une seconde.



## LES PILES À COMBUSTIBLE.

Les piles à combustible cryogéniques constituent la source principale d'énergie électrique. En faisant réagir l'oxygène (O<sub>2</sub>) et l'hydrogène (H<sub>2</sub>) on produit de l'électricité, de la chaleur et de l'eau (H<sub>2</sub>O). L'électricité est distribuée aux systèmes du CSM, l'excès de chaleur est évacuée par rayonnement vers l'espace, l'eau est distribuée au système de contrôle de l'environnement (ECS). Les trois piles à combustible (Fuel Cell) sont complètement indépendantes les unes des autres. Elles ne partagent que le collecteur cryogéniques et les événements O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub>. Concrètement, elles matérialisent la centrale électrique d'Apollo. Le H<sub>2</sub> et O<sub>2</sub> sont stockées sous forme cryogénique dans des réservoirs. (*Deux de chaque*) Chaque réservoir d'oxygène est à  $900 \pm 35$  PSIA, chaque réservoir H<sub>2</sub> à  $245 +15 / -20$  PSIA. Les pressions sont



indiquées en 1 sur la Fig.16 et les quantités en 2. Lorsque la pression dans un réservoir O<sub>2</sub> tombe en dessous de 800 PSIA ou supérieur à 950 PSIA, l'alerte **CRYO PRESS** se déclenche. Même alerte si les limites de H<sub>2</sub> sont dépassées, à savoir 220 PSIA et 270 PSIA. Pour maintenir la pression nominale dans les réservoirs, chacun contient un réchauffage électrique et un système de brassage pour égaliser la température et éviter la stratification. Le brassage est contrôlé par 3 et 4. Le réchauffage est piloté par 5 et 6. En mode **AUTO**, le brassage et les résistances de réchauffage sont gérées automatiquement par mesure de la pression. Il y a activation quand la pression devient inférieure à 225 PSIA pour le H<sub>2</sub> et 865 PSIA pour l'O<sub>2</sub>. Il y a coupure quand elles dépassent respectivement 260 PSIA et 936 PSIA. Sur position centrale (**OFF**) le brassage et le réchauffage sont coupés. En configuration **ON**, le brassage et le réchauffage sont imposés manuellement. Notons au passage que les deux inverseurs 7 permettent d'activer une ventilation dans l'habitacle. 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 au système cryogénique de se voir définitivement endommagé. Les réservoirs H<sub>2</sub> et O<sub>2</sub> alimentent les piles à travers des clapets. Il n'y a pas de dispositif pour isoler un réservoir du collecteur.

Le flux cryogéniques vers les piles est contrôlée par électrovannes qui sont pilotées par les inverseurs monostables **FUEL CELL REACTANTS** en 1 de la Fig.17 qui actionnés vers le haut ouvrent les vannes. Poussés vers le bas les vannes se ferment et le témoin devient rayé de noir. L'inverseur revient au centre, mais les relais qui pilotent les vannes sont auto alimentés. Dans un vol normal les vannes sont ouvertes pendant le pré-lancement et restent ouvertes pendant tout le vol. Dans la réalité les piles à combustible ne peuvent pas redémarrer. Leur arrêt est définitif. La fermeture de la vanne d'arrêt se traduisait par une perte définitive de la pile concernée. Mais sur ce point NASSP pardonne, la pile est simplement mise en état de veille. Pour éviter une telle action par inadvertance, les sectionneurs **REACS** en 2 du tableau 226 restent ouverts durant la mission. Ainsi les inverseurs **FUEL CELL REACTANTS** sont inopérants. (*Voir Fig.18*) Comme les inverseurs d'arrêt sont enclins à tomber en position fermée quand ils sont exposés à des vibrations, ils peuvent être verrouillés dans leurs positions en plaçant **FC REACS VALVES** sur la position **LATCH** avant d'effectuer une manœuvre de variation de vitesse. (*Mise à feu*



des SPS, séparations) Cet inverseur repéré 3 en Fig.18 se situe vers le bas à gauche du tableau 3.

Après avoir transité au travers des vannes d'arrêt, les réactifs passent dans un système de préchauffage et de régulation pour alimenter les piles à combustibles à une pression cryogénique nominale. Dans les cellules, l'oxygène (O<sub>2</sub>) et l'hydrogène (H<sub>2</sub>) réagissent en produisant de la vapeur d'eau (H<sub>2</sub>O) et de l'électricité.

La vapeur d'eau est évacuée hors de la pile avec l'hydrogène excessif dans un flux qui traverse un condenseur, évacuant ainsi la chaleur générée par la réaction chimique avec lui. Dans le condenseur, le mélange H<sub>2</sub>O / H<sub>2</sub> est refroidi par de l'eau et du glycol. La vapeur d'eau se condense et s'écoule vers un séparateur qui enlève l'hydrogène en excédent et le retourne vers les piles à combustible. L'eau alimente ensuite le système de gestion environnemental désigné ECS.

L'eau chaude et le glycol sont pompés vers le préchauffeur d'oxygène et d'hydrogène, la chaleur étant évacuée dans l'espace, pour revenir ensuite dans le condenseur.

Une pompe pour chaque pile fait circuler l'eau et le glycol. L'alimentation électrique sur AC1 ou AC2 des pompes est contrôlée par les inverseurs **FUEL CELL PUMPS** situés en haut à gauche du tableau 5. Comme les piles ne fonctionnent que lorsque la température minimale l'hydrogène H<sub>2</sub> est de 360° F, il doit être préchauffé par des radiateurs avant de pénétrer dans les systèmes de réaction chimique. Ces radiateurs électriques sont contrôlés par les inverseurs 4 de la Fig.17 juste à coté du MASTER ALARM. En position normale vers le haut, l'hydrogène H<sub>2</sub> sera régulé automatiquement à une température correcte. Placés sur **OFF** on déconnecte l'énergie électrique des radiateurs.

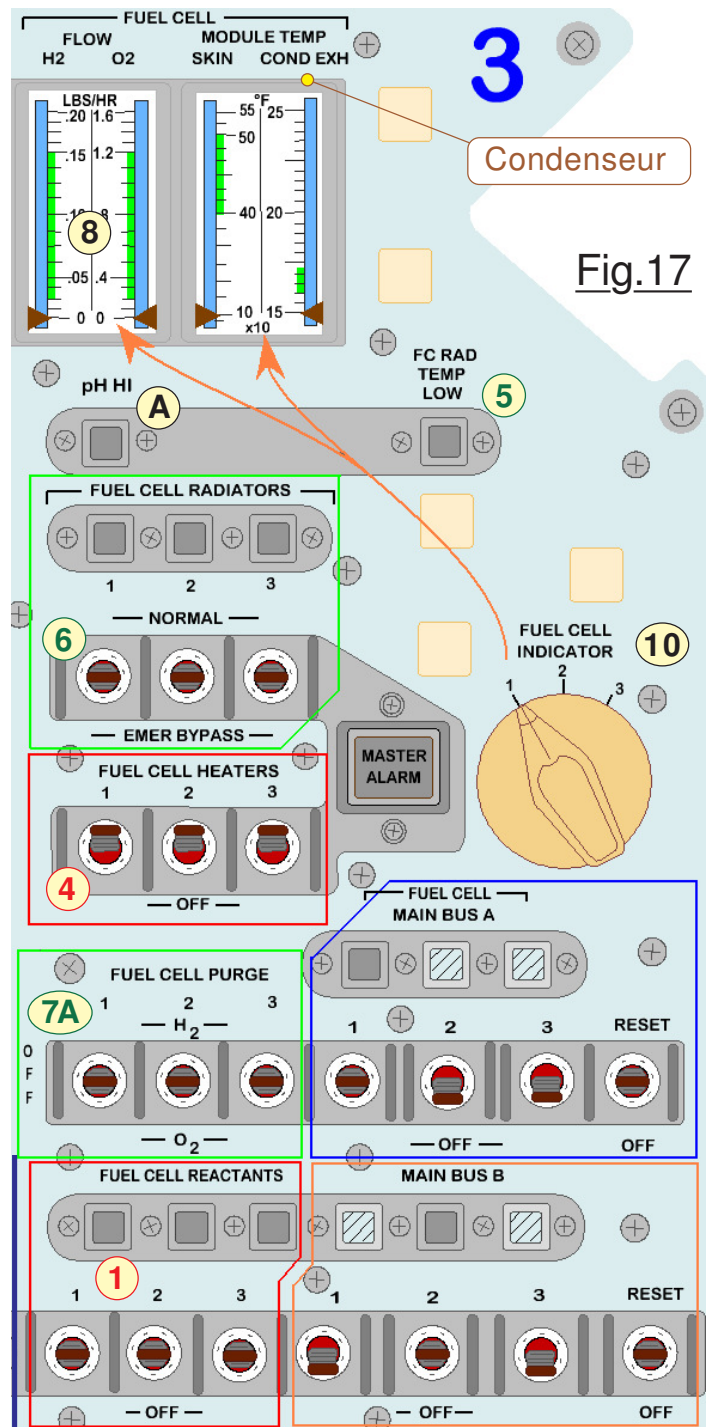


Fig.17

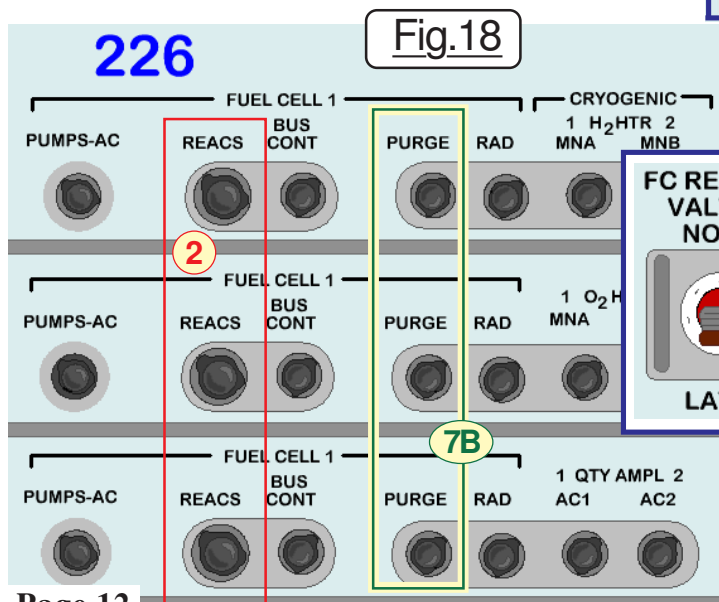


Fig.18

Lorsque la pile à combustible est à charge minimale ou non utilisée, la température du mélange H<sub>2</sub>O / H<sub>2</sub> en sortie peut être si basse que l'eau chaude et le glycol ne permettent pas le préchauffage à une température suffisante des réactifs entrant dans les piles. Cette condition est indiquée par le drapeau **FC RAD TEMP LOW** situé en 5 du tableau 3 qui devient

( Fig.17) Pour parer ce problème, trois huitièmes des radiateurs peuvent être contournés pour diminuer l'échange de chaleur. L'aiguillage (BY PASS) est contrôlé par les

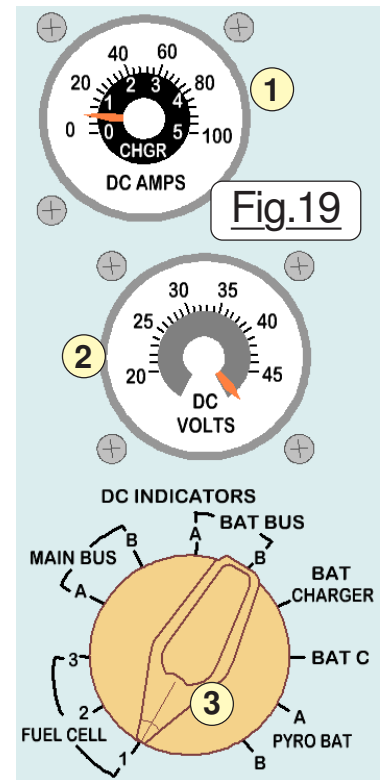


inverseurs **6** qui sur position **EMER BYPASS** ouvrent le passage. Les drapeaux associés affichent . En position **NORMAL** ils affichent . **ATTENTION** : Les inverseurs **6** ne fonctionnent pas si les sectionneurs associés **5** : **[BAT RLY BUS]** ne sont pas activés.

**P** ar la présence d'impuretés dans les réactifs, les piles à combustible ont besoin d'être purgées régulièrement par utilisation des inverseurs **PILE À COMBUSTIBLE PURGE** situés en **7A** (Tableau 3) de la figure 17. Il faut au préalable activer les sectionneurs **7B** de Fig.18 qui se trouvent sur le tableau 226. Dans la position **H2** la vanne de purge est ouverte et un débit important d'hydrogène traverse la pile **1, 2** ou **3** concernée et en évacue les impuretés. Comme il n'est pas question de renvoyer dans la pile le flux contaminé, le fluide est éjecté à l'extérieur. L'inverseur **9** de l'encadré Fig.18 doit être placé sur **LINE HTR** au moins 20 min avant une purge d'hydrogène pour éviter le gel du fluide sur la buse d'échappement. Dans le cas contraire il ne se passera pratiquement rien. En phase de purge, le débitmètre **FLOW H2** en **8** monte en butée. Le **MASTER ALARM** se déclenche. Si le commutateur **3** de la Fig.19 est placé sur la bonne position on observe une petite diminution du courant fourni en **1** et le passage en butée du voltmètre **2**. La position **O2** ouvre la vanne de purge de l'oxygène. On constate alors une forte augmentation en **8** de débit **FLOW O2** et une petite augmentation de **FLOW H2**. Il n'y a pas de déclenchement d'alerte pour la purge d'oxygène. Cette purge s'accompagne également dans les deux cas, sur les BUS MNA et MNB d'une baisse d'intensité, alors que la tension monte de 28Vcc à 43Vcc. L'effet est cumulatif si on purge plus d'une pile à la fois. Notons au passage que toute purge sur une pile à combustible fait diminuer légèrement les débits d'oxygène et d'hydrogène dans les deux autres. En position centrale les deux vannes de purge sont fermées. Ne pas oublier de replacer sur **OFF** l'inverseur **LINE HTR** une fois les purges d'hydrogène effectuées.

**L** e fonctionnement d'une pile à combustible peut être contrôlé en **8** de la Fig.17 si on place le commutateur **10** dans la position idoine. Ces appareils indiquent le débit d'oxygène et d'hydrogène qui sont significatif du fonctionnement des piles et surtout de leur fourniture en courant électrique. La valeur normale doit situer les index des appareils de mesure dans la zone verte.

Le drapeau **pH HI** du tableau 3 en **A** sur la Fig.17 passe sur l'affichage quand le facteur pH de l'eau devient supérieur à 9, ce qui traduit une fuite de d'hydroxyde de potassium. (*Électrolyte*) **La pile à combustible en défaut doit immédiatement être arrêtée.** Tout incident critique sur les piles à combustible allume l'un des témoins **FC 1** à **FC 3** sur le tableau des alertes et déclenche le **MASTER ALARM**.

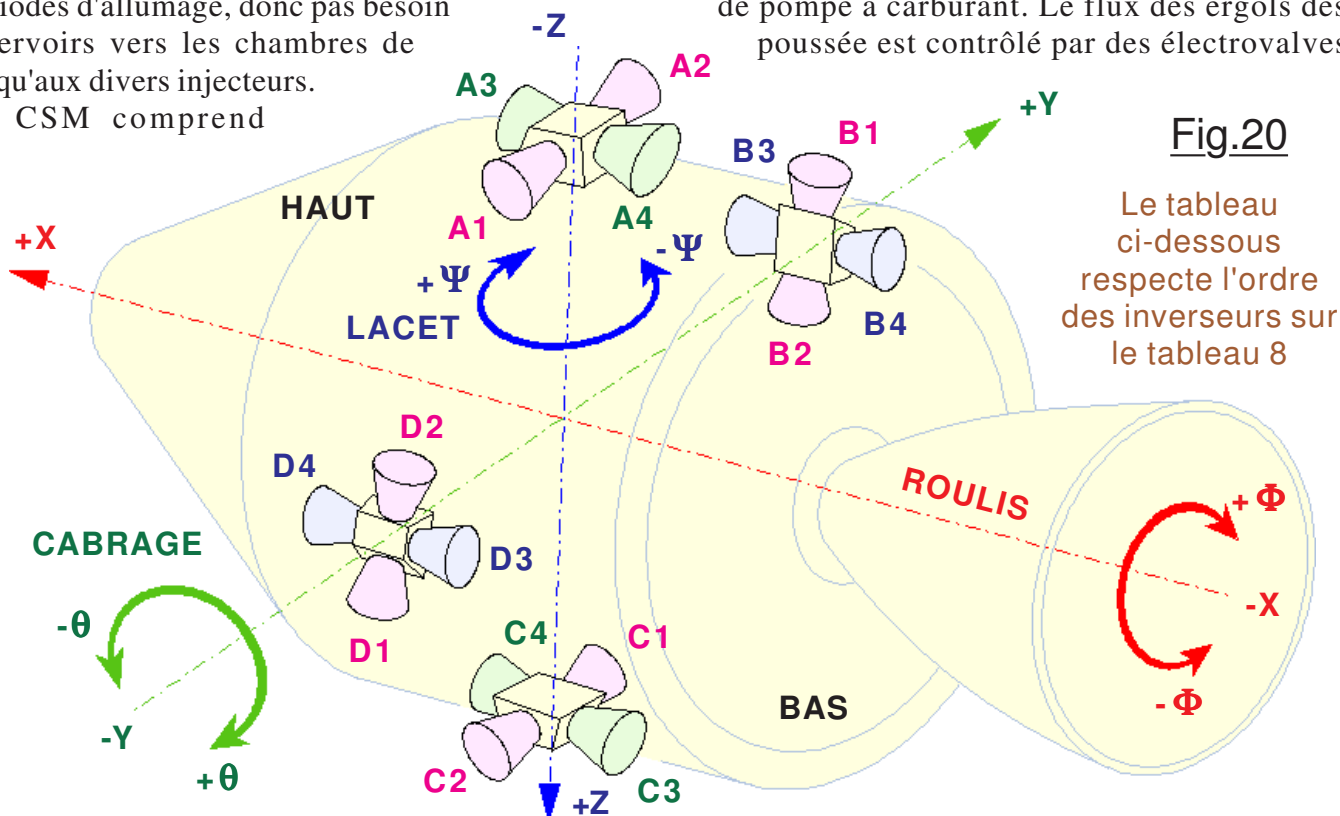


## LES RCS DU MODULE DE SERVICE.

Le système de contrôle par réaction du module de service est utilisé pour gérer les taux de rotation autour des trois axes, des manœuvres de translation lentes, y compris la poussée de mise en pression pour l'allumage du SPS (ULLAGE) et les manœuvres de séparation. Il se compose de quatre groupes individuels répartis à 90° autour de l'axe X'X à la périphérie du SM. Chaque grappe **A**, **B**, **C** et **D** nommée **Quad** (Voir Fig.20) est équipée de quatre moteurs utilisant de la monométhylhydrazine (MMH) comme carburant et du peroxyde d'azote comme comburant. Chaque moteur développe environ 441,5 N de poussée. Cette combinaison de carburants hypergoliques est pressurisée avec de l'hélium pendant les périodes d'allumage, donc pas besoin de pompe à carburant. Le flux des ergols des réservoirs vers les chambres de poussée est contrôlé par des électrovalves.

Le CSM comprend

Fig.20



Le tableau ci-dessous respecte l'ordre des inverseurs sur le tableau 8

A1	C1	A2	C2	B1	D1	B2	D2	A3	C3	A4	C4	B3	D3	B4	D4
+Y	-Y	-Y	+Y	+Z	-Z	-Z	+Z	-X	+X	+X	-X	-X	+X	+X	-X
+Φ	+Φ	-Φ	-Φ	+Φ	+Φ	-Φ	-Φ	+θ	+θ	-θ	-θ	+Ψ	+Ψ	-Ψ	-Ψ
ROULIS								CABRAGE				LACET			

A/C ROLL				B/D ROLL				PITCH				YAW			
A1	C1	A2	C2	B1	D1	B2	D2	A3	C3	A4	C4	B3	D3	B4	D4
+Y	-Y	-Y	+Y	+Z/11	-Z/21	-Z/12	+Z/22	-X/23	+X/13	+X/14	-X/24	-X/15	+X/25	+X/26	-X/16

deux systèmes distincts de contrôle par réaction désignés SM RCS (Service Module Reaction Control System) et CM RCS (Command Module Reaction Control System) les deux ensembles étant gérés manuellement avec le SCS ou automatiquement par les programmes du CMC.

Les Quads sont désignés **A**, **B**, **C** et **D** dans le sens horaire quand on regarde le module de service de l'arrière vers l'avant. Chaque propulseurs indépendant est numéroté de 1 à 4. Les 1 et 2 agissent en Roulis et les 3 et 4 en Cabrage ou en Lacet en fonction du groupement d'appartenance. Les buses (Tuyères) sont inclinées d'environ 10 degrés pour écarter le jet de gaz brûlants de la peau du module de service. Les moteurs de roulis sont décalés longitudinalement pour permettre le raccordement des canalisations amenant les ergols. Quand un moteur RCS est mis à feu, le carburant et le comburant transitent au préalable dans une chambre de pré-mélange avant d'être injectés dans la chambre de combustion dans le but d'assurer

d'une réaction chimique, la mise à feu et l'extinction engendrent des transitoires d'instabilité de poussée qui ne sont pas encore implémentés dans la version actuelle de NASSP.

### *Redondance et logique de répartition des lignes d'alimentation électrique.*



Chaque Quad RCS constitue un module totalement indépendant avec son propre stockage de combustible individuels et ses ensembles fonctionnels. Tous sont identiques en structure. Chaque Quad fonctionne indépendamment des autres. Par exemple, si le carburant du groupe **A** est épuisé ou si le système est en dysfonctionnement, cela n'empêchera pas tous les autres d'être utilisés. Par ailleurs, la structure intrinsèque d'agencement des moteurs permet un doublement de la motorisation pour les translations longitudinales et pour les orientations en roulis. Par exemple, comme on peut le voir sur le tableau de la page 14, pour pousser vers l'avant sur **+X** on peut utiliser les quatre moteurs **A4**, **C3**, **B4** et **D3**, ce qui se fait par exemple en phase Ullage. Supposons par exemple que le Quad **A** soit en dysfonctionnement. Il suffit de couper l'inverseur **C3** pour ne pas rompre la symétrie de la poussée, **B4** et **D3** sont alors parfaitement aptes à gérer la translation **+X** avec toutefois une efficacité moitié. Ce raisonnement s'applique également pour les rotations autour de l'axe X'X. Cette faculté de conserver la possibilité de "manœuvre en dégradé" est prise en compte lors de l'alimentation électrique des diverses électrovalves pour les opérations en mode automatique. L'idée 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. C'est la raison pour laquelle les 16 inverseurs du tableau 8 ne sont pas positionnés tous vers le haut ou tous vers le bas, première configuration qui vient à l'esprit. (Voir configuration dans les check-lists d'utilisation des RCS)

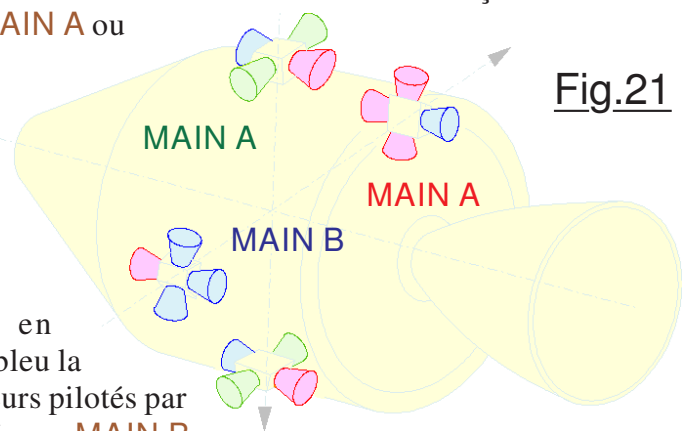
Sur la Fig.20 sont représentés les inverseurs en configuration standard alors que la Fig.21 montre en bleu la répartition électrique qui en résulte. En rouge les moteurs pilotés par l'énergie électrique de **MAIN A**, en bleu ceux animés par **MAIN B**.

Enfin en vert on trouve les moteurs qui ne seront mis en service que pour des manœuvres de translation. Ils génèrent les poussées sur Y'Y. Il est bien évident que ces moteurs seraient également mis à contribution dans le cas d'une défaillance des groupes **B** et **D**.

On peut également noter dans le tableau de la page 14 que les rotations en roulis peuvent indifféremment être obtenues par le groupe **A1**, **C1**, **A2** et **C2** ou le groupe **B1**, **D1**, **B2** et **D2**. Comme l'utilisation simultanée des quatre Quads peut conduire à des taux de roulis un peu élevés, c'est la raison pour laquelle quand le CSM n'est pas accouplé au LM, la masse totale étant plus faible, on n'active pas les valves du groupe A/C repéré en jaune dans le tableau et en vert sur le dessin ci-dessus. En fonction de toutes ces considérations il sera alors possible lors des manœuvres en mode manuel de couper à convenance certains moteurs par ouverture des sectionneurs électriques du tableau 8 pour choisir ceux qui restent en service.

### *Gestion de l'Hélium de pressurisation.*

Pressuriser (Mettre en pression) les réservoirs de carburant et de comburant permet au fluide d'être chassé vers la chambre de combustion en gravité zéro. Chaque Quad possède deux réservoirs d'hélium indépendants avec une vanne d'isolement électromagnétique à verrouillage. Pour pressuriser les ergols il faut la déverrouiller en utilisant le groupe d'inverseurs **1** (Voir Fig.22 page 16) ou le groupe d'inverseurs **2**. (À rappel central) Si le drapeau associé affiche  la vanne correspondante est fermée pour son Quad. Pour l'ouvrir il suffit de pousser temporairement l'inverseur vers le haut, le drapeau passe en . Les électro vannes sont bistables et à commandes par impulsions. L'hélium passe à travers un clapet anti retour pour empêcher un passage d'ergol vers les réservoirs d'hélium. Il passe ensuite à travers deux régulateurs de débit fonctionnant en parallèle et contrôlant le flux d'hélium vers une vessie qui entoure des réservoirs d'ergols RCS, cette dernière étant pourvue d'une soupape de sûreté en cas de surpression. Si l'un des régulateurs dysfonctionne, l'autre va augmenter automatiquement le débit pour assurer une bonne pression de pressurisation.



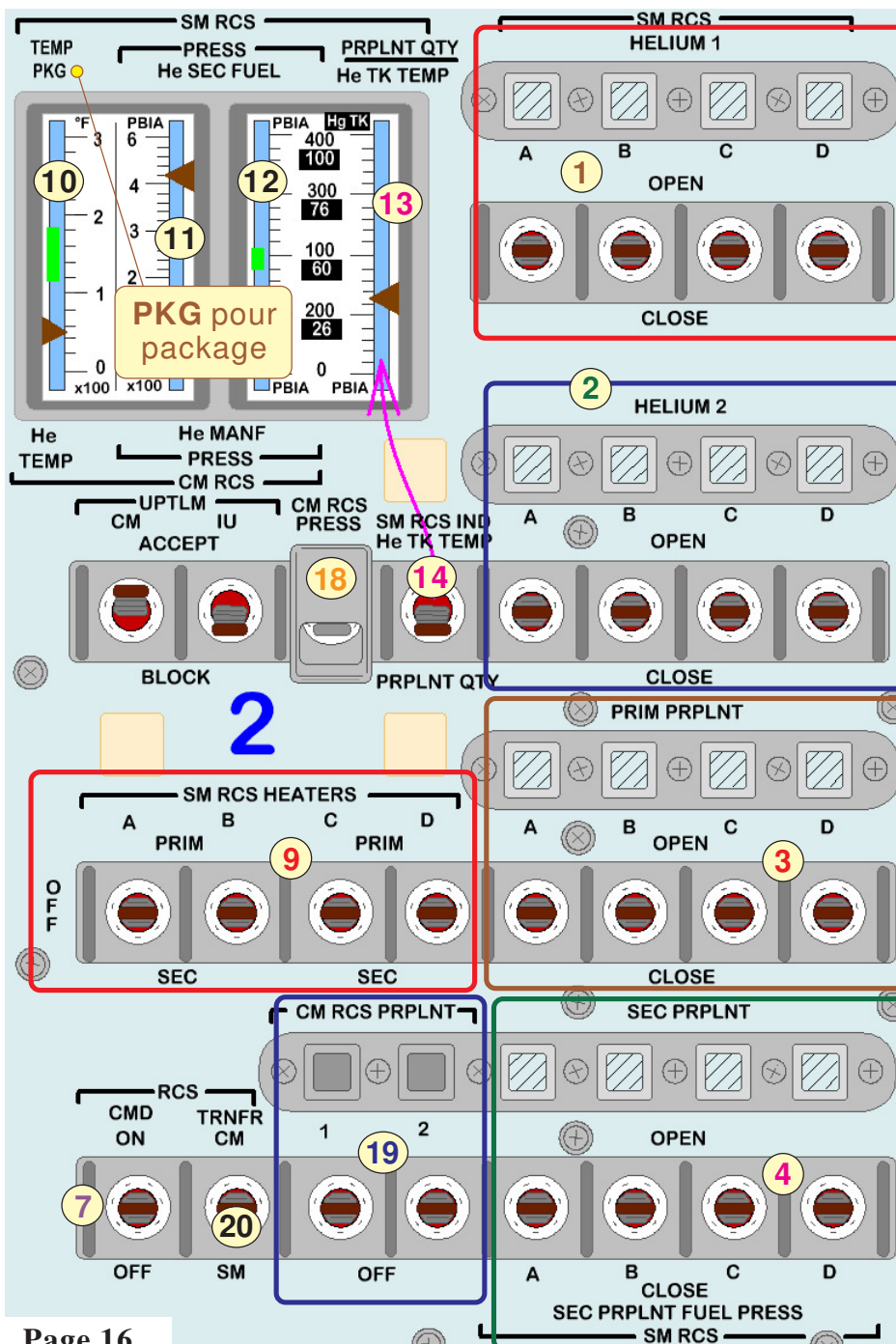
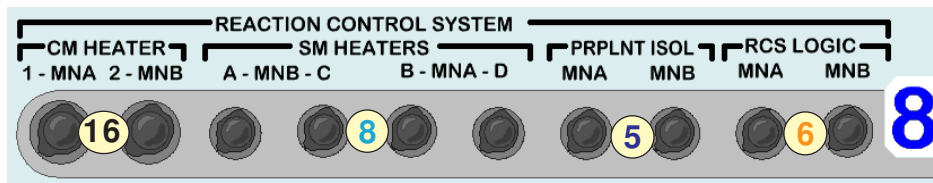
**Fig.21**

## Gestion des propergols.

Les réservoirs d'ergols sont entourés d'une vessie qui les pressurise quand elle est remplie d'hélium. Une fois les réservoirs sous pression ils doivent également être ouverts pour que carburant et oxydant puissent transiter vers les moteurs. Chaque Quad RCS dispose à la fois d'un couple de réservoirs primaire et d'une paire de réservoirs secondaires pour les ergols. Chaque réservoir est isolé des moteurs par une vanne. Les commandes de ces vannes sont situées sous les vannes d'isolement d'hélium en **3** pour le couple de réservoirs primaire et en **4** pour le couple de réservoirs secondaires. Leur fonctionnement associé aux drapeaux d'état est le même que celui des organes pour la pressurisation.

Ces vannes d'isolement ergols/moteurs sont alimentées soit par MNA, soit par MNB par le truchement des sectionneurs **5** : **8** : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb PRPLNT ISOL MNA ou MNB.

Fig.22



Une fois les vannes de carburant ouvertes et les réservoirs sous pression, les ergols peuvent être injectés dans les moteurs à la demande par des soupapes électriques fermées en l'absence de courant. Ces soupapes commandent chaque moteur individuel en fonction des consignes automatiques ou des excitations issues du RHC. L'alimentation automatique des électro soupapes se fait à travers les sectionneurs **6** qui doivent être armés :

**8** : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb RCS LOGIC MNA ou MNB.

La commande automatique des électro soupapes de RCS peut être inhibée en poussant vers le bas sur **OFF** l'inverseur **7** à rappel central par ressort.

Noter que tous les repères de cette figure jusqu'à **10** inclus correspondent en indice et en couleurs à ceux des schémas donnés en page 35, et en page 36 du document **SYSTÈMES APOLLO.pdf**.



## Motorisation RCS.

Chaque groupement Quad est réchauffée par l'une des deux résistances électriques (*Primaire ou secondaire*) activées ou désactivées par une électronique asservie à des capteurs de température. Ces réchauffeurs (Voir Fig.33 page 36) sont fournis en énergie par les lignes alimentées par les sectionneurs **8** : **8** : [REACTION CONTROL SYSTEM] **cb** **SM HEATERS A, B, C** ou **D**.

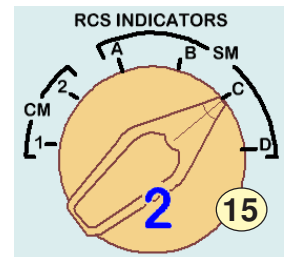
Seul l'un des deux réchauffeurs fonctionne à la fois dans chaque Quad. Son choix est effectué par les commutateurs **9** à trois position **2** : [SM RCS HEATERS] **sw** **PRIM** ou **SEC A, B, C** ou **D**.

Les jauges du groupe [SM RCS] sur le tableau 2 permettent en **10** de surveiller les températures de chaque groupement Quad. En **11** on mesure la pression d'hélium, en **12** la pression de carburant secondaire. En **13** on surveille soit la température de l'hélium, soit la quantité de carburant en fonction de la position de l'inverseur **14**. C'est le commutateur rotatif **15** qui permet de sélectionner quel est le groupement Quad en cours d'affichage sur les jauges. (*Ou RCS du CM*) Si la température dans l'un des groupements devient trop faible ou trop élevée, l'un des témoins **SM RCS A**


à **SM RCS D** correspondant s'allume et le MASTER ALARM se déclenche.

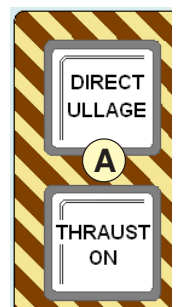
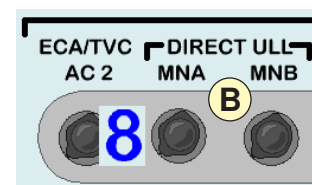
L'avertissement se produit quel que soit le groupement désigné par le commutateur **15**. Si l'inverseur **14** est positionné sur **PRPLNT QTY** un capteur de *température-pression* permet d'estimer la quantité de carburant restant dans chaque réservoir.

Si la quantité d'ergol descend en dessous d'un seuil critique le C/W déclenche une alerte comme il le fait pour les températures. Chaque groupement de propulseurs est indépendant. Les réservoirs d'ergols primaires et secondaires sont indépendants pour chaque Quad. Donc si le réservoir principal est épuisé il faut ouvrir manuellement la vanne d'isolement secondaire.



## DIRECT ULLAGE.

Mettant à contribution les RCS de poussée en translation vers l'avant, les quatre Quads sont utilisés pour réaliser la poussée de plaquage des ergols du SPS en préambule à son allumage. Les asservissements génèrent automatiquement cette accélération, mais en **A** le bouton **DIRECT ULLAGE** permet de réaliser initialement cette opération dans le cas d'un pilotage en manuel. L'ensemble technique impliqué doit être dans ce cas alimenté par l'un des sectionneurs **B** et fonctionne même si les 16 inverseurs des RCS sur le tableau 8 sont sur **OFF**. Le fonctionnement est également assuré si les vannes de mise en pression par l'hélium sont fermées avec leurs drapeaux . Dans ce cas la pression résiduelle diminue durant l'allumage des moteurs de manœuvre et finit par devenir insuffisante pour maintenir la poussée. Une alerte sonore se déclenche pour prévenir de ce problème. Attention à bien activer les quatre Quads pour obtenir une symétrie de la poussée sans mise en rotation parasite du vaisseau.



## Diverses méthodes pour réaliser un KILL ROT dans NASSP :

Nombreuses sont les phases d'une mission Apollo qui vont imposer à l'équipage de placer le vaisseau en attitude constante par rapport au vide sidéral. (*KILL ROT pour les intimes*) Plusieurs méthodes sont utilisables quand nous pilotons en manuel, certaines sont du type "Orbiter" en utilisant des méthodes automatiques, d'autres seront plus conformes à l'esprit de NASSP pour lequel nous en restons volontairement aux technologies des années 60.

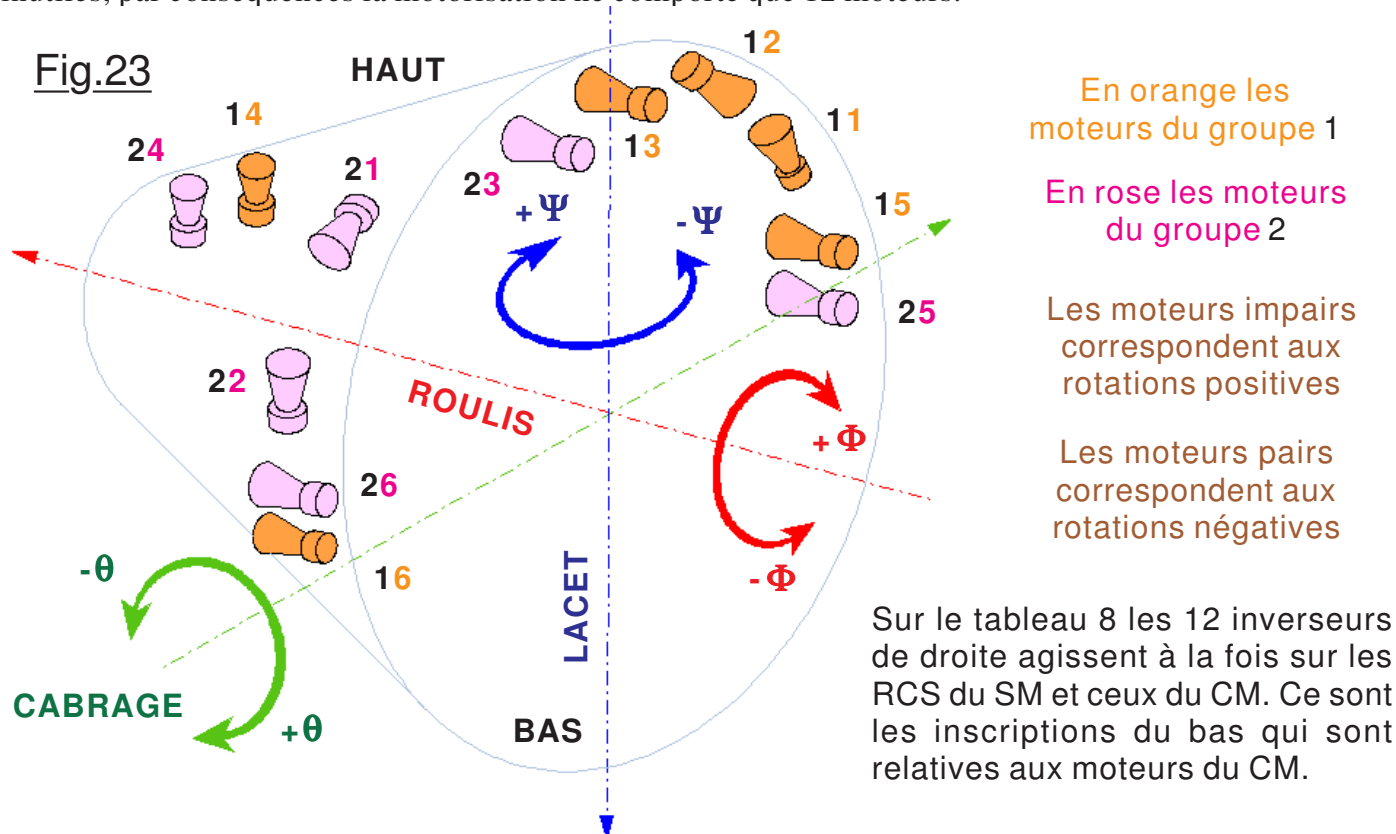
**KILL ROT méthode "NASSP" :** La technique fait appel aux références externes. Explicitée dans le tutoriel sur l'usage des télescopes. On se rend compte que l'on arrive facilement à figer l'orientation spatiale du vaisseau ... mais en observation visuelle simple. Par contre, obtenir l'immobilité parfaite en regardant dans le sextant est pratiquement infaisable, les moteurs du CSM étant trop nerveux. Si une observation astronomique impose une immobilité mathématique il faudra bien tricher un peu :

**KILL ROT méthode "Orbiter" n°1 :** Procédure standard d'Orbiter avec **5 num** mais elle ne fonctionne pas si on est à moins de 2.626M d'altitude au dessus de la Terre (*9.007M pour RAD*) ou que la vitesse de rotation dépasse un certain seuil.

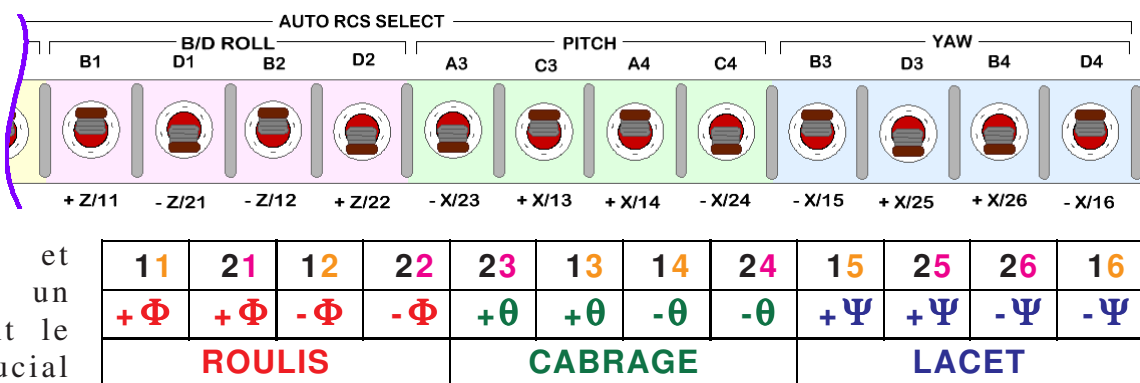
**KILL ROT méthode "Orbiter" n°2 :** Utiliser le bouton **KLR** de **Project Apollo MFD**.

## LES RCS DU MODULE DE COMMANDE.

Comme pour la motorisation RCS du module de service, celle du CM se compose de deux sous-systèmes similaires totalement indépendants et identifiées en tant que système 1 et système 2 pour ne pas confondre sur le tableau de bord avec les groupes A, B, C et D, certains inverseurs étant commun sur le tableau 8. Chaque système est apte à générer les trois rotations dans les deux sens possibles. Les diverses buses de réaction sont entièrement intégrées dans l'enveloppe extérieure de la capsule de rentrée. (Voir Fig.23) Sur le CM seules des manœuvres en rotation sont possibles, les translations étant inutiles, par conséquent la motorisation ne comporte que 12 moteurs.



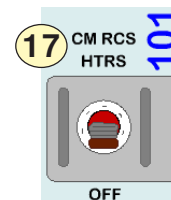
L'orientation en Tangage, en Roulis et en Lacet ne concerne que la phase de rentrée atmosphérique et éventuellement un abandon durant le lancement. Crucial durant la phase de rentrée, les RCS du module de commande sont redondants pour des raisons évidentes de fiabilité.



### Réchauffage.

Sauf pour le cas d'un abandon de mission durant le lancement, les RCS du module de commande doivent être réchauffés pour pouvoir fonctionner correctement durant la phase de rentrée atmosphérique. Il faut environ 20 minutes de chauffage avant de pouvoir les utiliser. Commencer par armer en 16 de la Fig.22 (Voir Fig.35 page 37) les sectionneurs 8 : [REACTION CONTROL SYSTEM] cb CM HEATER 1-MNA ou 2-MNB en fonction du sous-système qui sera utilisé. Ensuite passer l'inverseur 17 sur HTRS pour activer le réchauffage. Le dispositif SYSTEM TEST du tableau 101 permet d'avoir les informations de température sur Apollo, mais cette fonctionnalité n'est pas encore implémentée dans la version actuelle de NASSP. Il



**Page 18** semble également que des RCS non préchauffés fonctionnent normalement.



## Hélium.

Avant de pressuriser avec de l'hélium les réservoirs d'ergols des RCS du module de commande il faut couper le chauffage en repassant **17** sur **OFF**. Les vannes d'isolement des réservoirs d'hélium sont ouvertes par une charge explosive déclenchée par **18** Fig.22 (Voir Fig.35 page 37) après avoir dégagé sa sécurité mécanique. Si la logique d'allumage de la charge explosive est engagée, la pressurisation sera déclenchée si il y a abandon de mission ou lors de la séparation entre le CM et le SM. Les sous-systèmes **1** et **2** du module de commande sont soumis à une pression plus élevée que celle des Quads du module de service. Des régulateurs, clapets et vannes sont agencés de façons pratiquement identiques à leurs homologues sur le SM. (Note : l'usage de 18 semble sans effet dans la version actuelle de NASSP)

## Les propergols.

Les vannes d'isolement de carburant du système **1** ou du système **2** sont ouvertes ou fermées avec les inverseurs **19** associées aux deux drapeaux d'état situés juste au dessus. (Voir Fig.35 page 37) Commandées par impulsions électriques elles sont identiques aux vannes d'isolement des RCS du module de service. Si le drapeau associé affiche  la vanne est fermée, si elle est ouverte le drapeau affiche .

## Les moteurs.

Les valves de pilotage des moteurs sont comme pour celles des Quads du SM commandées par deux bobines d'électroaimants. L'une est contrôlée par les automatismes, l'autre par le RHC en pilotage manuel. Après la séparation du module de service, le contrôle du vaisseau spatial est automatiquement passé sur les RCS du CM.

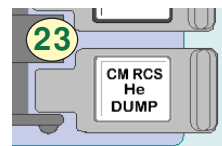
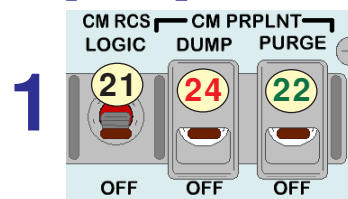
Toutefois, si cela ne se produit pas comme prévu l'inverseur bistable à rappel central **20** permet en le poussant vers le haut sur **TRNFR CM** de basculer manuellement contrôle des RCS sur le module de commande. (Voir Fig.35 page 37) Si le commutateur est accidentellement déplacé on peut inverser l'option en le poussant vers le bas et revenir aux RCS du SM.

## Logique des RCS du CM et séquençement de rentrée atmosphérique.

Pendant la phase de rentrée atmosphérique d'une mission, la logique des RCS du CM gère le contrôle du séquençage de l'interface d'entrée et de la descente. Il faut dans ce but sur le tableau 1 passer en **21** l'inverseur **CM RCS** sur la position **LOGIC** pour activer un certain nombre de fonctions automatiques. Lors de la séparation entre le module de commande et le module de service, la logique des RCS du CM déclenche automatiquement la mise à feu de la cartouche explosive pour pressuriser le système tout entier. C'est également le cas lors d'une interruption de lancement pour permettre aux RCS du CM d'être activés plus rapidement. Quand le CM descend dans une atmosphère plus dense, la logique désactive automatiquement les bobines qui commandent des RCS du CM pour les inhiber évitant ainsi leur déclenchement en présence des parachutes déployé, sans la volonté de l'astronaute.

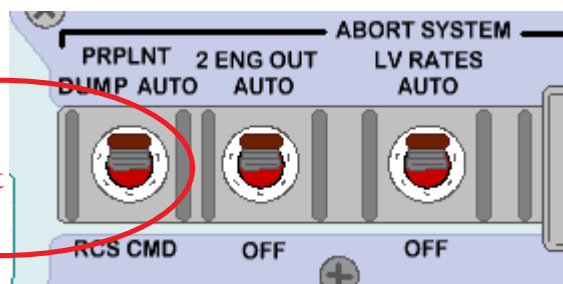
L'ensemble du système RCS contient des produits chimiques qui pourraient s'avérer nocifs pour les plongeurs et les équipes de récupération. La logique des RCS permet de purger l'hélium et le carburant durant la descente. L'hélium est purgé en lui faisant contourner les réservoirs d'ergols et le détendre directement par des buses à l'extérieur du vaisseau. Cela se fait automatiquement à une altitude prédéfinie si l'inverseur **[CM PRPLNT]** en **22** est placé sur **PURGE**.

Il est possible toutefois d'utiliser en **23** le bouton poussoir sécurisé **CM RCS He DUMP** pour le faire manuellement. Les ergols des RCS sont également évacués par pilotage direct des électroaimants à une altitude prédéfinie quand en **24** l'inverseur **[CM PRPLNT]** est sur la position **DUMP**. Il reste toutefois possible à l'astronaute de le faire en utilisant le système de pilotage manuel RHC jusqu'à épuisement complet des carburants.



NOTE : Des informations  
détaillées données dans le tutoriel  
en page 153 chapitre  
**RÉCRÉATION ORBITALE**  
complètes avantageusement les  
explications données ci-avant.

Sans effet  
actuellement



## SPS : MOTEUR ORBITAL DU SM. (Service Propulsion System)

Ce moteur utilise deux carburants hypergoliques pour une poussée constante non modulable nominale de 9,3 tonnes. Il est conçu pour une durée de vie de 750 secondes avec un potentiel de 50 redémarrages. (NOTE : La durée de vie est supérieure à l'autonomie en ergols qui permet au maximum une poussée d'environ 617 secondes si les réservoirs sont à 100%) Sa durée minimale de fonctionnement est de 0,4 s. Les ergols sont des fluides hypergoliques qui entrent en combustion dès qu'ils sont en présence l'un de l'autre. Ils sont pressurisés à l'hélium durant les périodes de poussée, donc pas besoin de pompe à carburant. Comme on peut le voir sur la Fig.24 le flux de carburant entre les réservoirs et la chambre de combustion est contrôlé par les **valves d'injection du moteur qui sont à commande pneumatique avec de l'azote**. Le moteur est orientable pour permettre une poussée vectorielle dirigée par exemple vers le centre de gravité du train spatial.

Fig.25

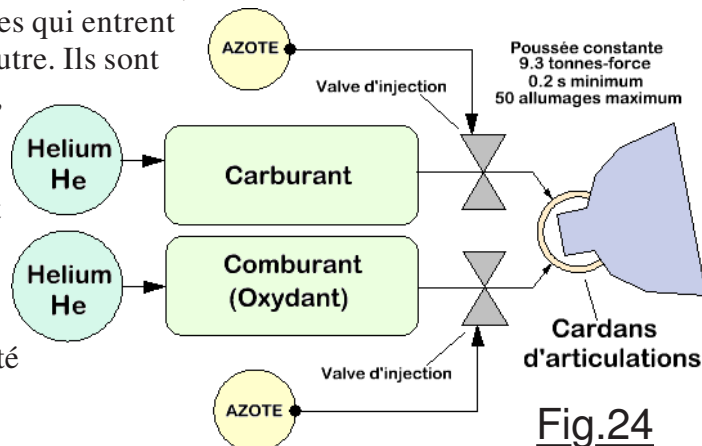
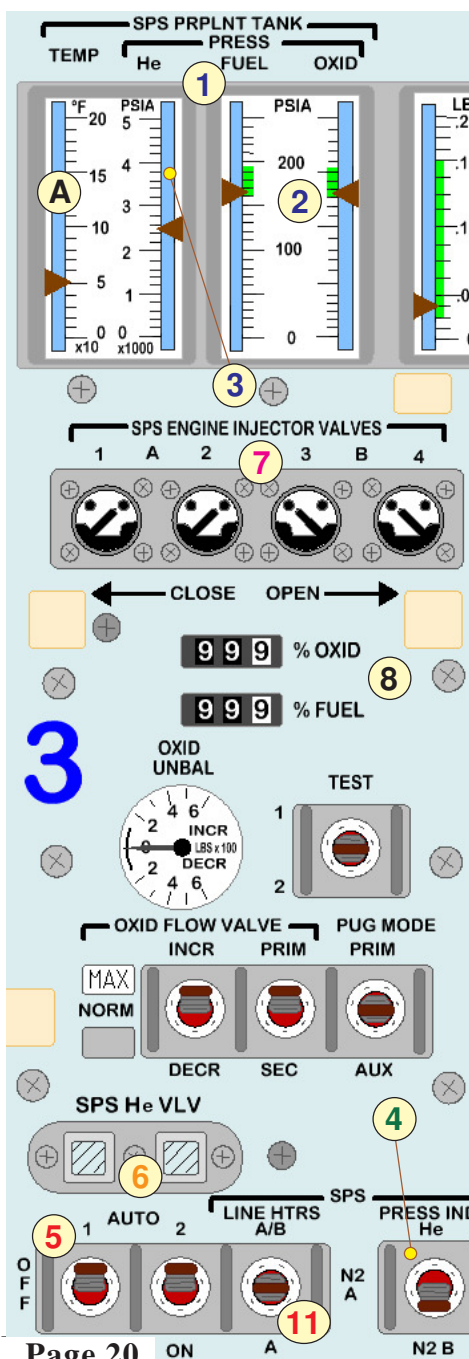




Fig.24

### Pressurisation des ergols.

Exactement comme pour tous les moteurs RCS ou plus généralement ceux utilisés dans l'espace "sans gravité", il importe de mettre en pression les réservoirs d'ergols pour chasser les fluides vers les canalisations d'alimentation des moteurs.

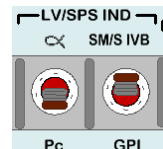
La Fig.25 montre en 1 les jauges qui permettent de surveiller les paramètres de stockage des ergols. Carburant et comburant sont pressurisés à l'hélium (He) à environ 175 PSIA afin de forcer les ergols dans les lignes d'alimentation de la chambre de poussée du moteur où ils s'enflamment spontanément. Les pressions dans les réservoirs sont indiquées en 2. L'échelle 3 présente une double utilisation. Quand l'inverseur 4 est placé sur He on mesure la pression dans le réservoir d'hélium, alors que positionné sur N2 A ou N2 B on contrôle la pression dans les réservoirs d'azote. Pour repérer les interconnexions entre les divers systèmes, le dessin Fig.32 en page 23 utilise des indices identiques aux repères utilisés dans les diverses explications quand les organes figurent sur ce schéma. Les réservoirs de carburant et de comburant sont pressurisés à la valeur de 175 PSIA par les systèmes de régulation de pression quand en 5 les deux vannes d'hélium 3 : [SPS He VLV] 1 ou 2 sont ouvertes. Ces valves sont ouvertes quand leur solénoïde est alimenté, et fermée par des ressorts en absence d'énergie électrique. Chaque état de la vanne est représenté par les drapeaux 6. La vanne doit être fermée hors allumage du SPS : , et ouverte lors des manœuvres : . Les inverseurs 1 ou 2 permettent un contrôle automatique positionnés sur AUTO, et une gestion manuelle des vannes sur les positions ON et OFF. Sur AUTO les vannes sont automatiquement contrôlées par le signal de poussée On/Off, c'est la position du commutateur par défaut.

### Pilotage des valves d'injection des ergols vers le SPS.

Une fois les deux réservoirs d'ergols mis en pression par l'hélium, il suffit d'ouvrir les valves d'injection pour que les ergols soient poussés dans la chambre de combustion et s'enflamment immédiatement au contact l'un de l'autre. Ces vannes fonctionnent avec de l'azote sous pression et sont pilotées par les



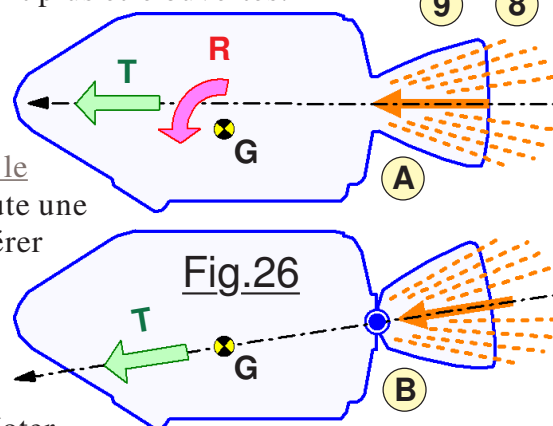
systèmes de gestion électronique du SPS. Leur état d'ouverture ou de fermeture est visualisé sur les drapeaux 7. La pression au moment du lancement est de 2500 PSI dans chaque réservoir d'azote. Chaque allumage du moteur diminue la pression d'azote du système utilisé pour la manœuvre (A ou B) de 50 PSI. Lorsque la pression d'un système diminue en dessous de 400 PSI, les vannes biergol de ce dernier ne peuvent plus être ouvertes.



9 8

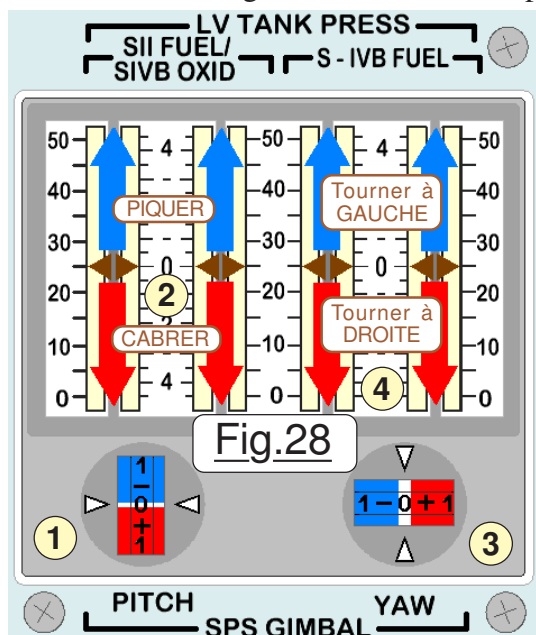
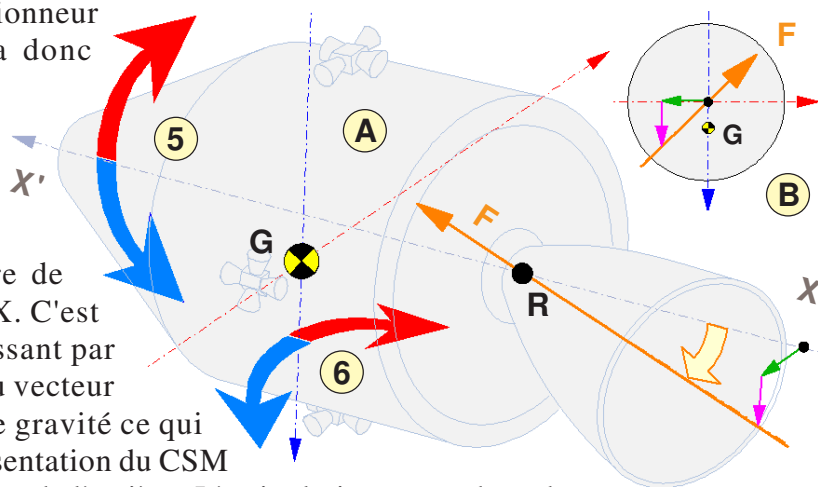
### Vectorisation de la poussée.

Considérons en A la Fig.26 qui montre que le centre de gravité **G** du vaisseau n'est pas situé exactement sur l'axe x'x du vecteur de poussée. (Direction dans laquelle force le moteur) À la translation attendue **T** pour la manœuvre, s'ajoute une rotation parasite induite **R**. Dans notre cas, la volonté d'accélérer sur x'x se traduit également par une rotation à piquer. La seule méthode pour obtenir une translation pure consiste à donner au moteur de la mobilité en cabrage et en lacet au SPS pour pouvoir l'orienter de façon à ce que le vecteur de poussée du moteur passe par le centre de gravité **G** comme montré en B. Noter au passage que l'accélération ne se fait plus totalement sur l'axe principal X'X du CSM mais engendre un léger dV vertical. Dans l'utilisation du SPS, l'orientation du moteur sera géré par les automatismes.



L'articulation en cardans du SPS sur le SM permet de réaliser une orientation de la poussée en Tangage (Axe Y) et en Lacet (Axe Z) avec une amplitude de  $\pm 4.5^\circ$  à l'aide de deux asservissements électromécaniques. Chaque ensemble (Tangage et Lacet) se compose de quatre embrayages électromagnétiques, deux moteurs à courant continu et divers capteurs de position du moteur.

Un moteur et une paire de vérins sont identifiés comme système 1, l'autre moteur et sa paire de vérins sont identifiés en tant que système 2 dans l'actionneur spécifique. (Tangage ou Lacet) Il y a donc redondance de ces asservissements pour des raisons de fiabilité. La Fig.27 représente le CSM lorsque le moteur est dévié angulairement vers le bas (**Vecteur rose**) et simultanément vers la gauche. (**Vecteur vert**) On observe que le centre de gravité **G** se trouve plus bas que l'axe X'X. C'est donc autour des deux axes Y'Y et Z'Z passant par **G** que tournera le vaisseau si le support du vecteur de poussée **F** ne passe pas par le centre de gravité ce qui est le cas sur la Fig.27 avec en B une représentation du CSM



vu de l'arrière. L'articulation en cardans du moteur SPS est assimilée en **R** à une rotule et se comporte comme tel. En considérant la Fig.28 on notera que cliquer en haut de la molette 1 dans la zone bleue fait monter les index en 2. Mais une déviation des aiguilles en 2 vers le haut fait piquer le vaisseau comme visible en 5 sur la Fig.27 où les couleurs des flèches rouges et des flèches bleues correspondent à celles de la Fig.28 pour les commandes. Cliquer dans la zone rouge de cette molette 1 aura évidemment l'effet inverse.

Cliquer à gauche dans la zone bleue de la molette 3 fait monter les index en 4. Une déviation en 4 vers le haut fait tourner le vaisseau vers la gauche comme visible en 6 sur la Fig.27 où les couleurs des flèches rouges et bleues correspondent également à celles de la Fig.28 pour les commandes. Cliquer dans la zone rouge en 3 aura naturellement l'effet contraire. Dans NASSP les index butent à la valeur de  $\pm 4^\circ$ .

### Détente isotherme des ergols.

Quand un gaz enfermé dans un réservoir voit sa pression diminuer, par exemple le volume du réservoir augmente, ou le réservoir se vide, il existe une relation entre la pression dans le réservoir et la quantité de gaz qui y subsiste. Deux cas physiques sont à considérer. Soit la variation de volume se fait sans échange de chaleur avec le monde extérieur. On dit alors que la détente est adiabatique. C'est généralement le cas lorsque la variation de volume est très rapide. Soit, et c'est le cas pour les réservoirs d'Hélium des ergols, la détente est lente. Le réservoir échange alors des calories avec son entourage et l'on peut considérer que la détente est ISOTHERME. La variation de pression dans le réservoir d'He va alors respecter les graphes de la Fig.29 qui fournit la variation de pression de l'Hélium pour le cas d'un réservoir rempli à 100% (Cas d'Apollo 11 par exemple) ou d'un réservoir avec au départ 23,9 % d'ergols. (Apollo 7 par exemple) La pression sur l'échelle 3 de la Fig.25 sera alors représentative de l'état de remplissage des réservoirs. On peut alors corréliser les informations données par les jauges numériques 8.

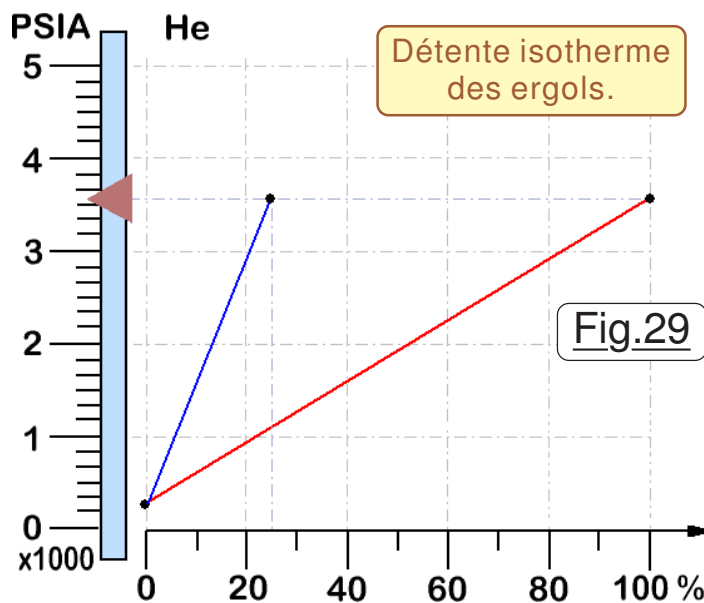
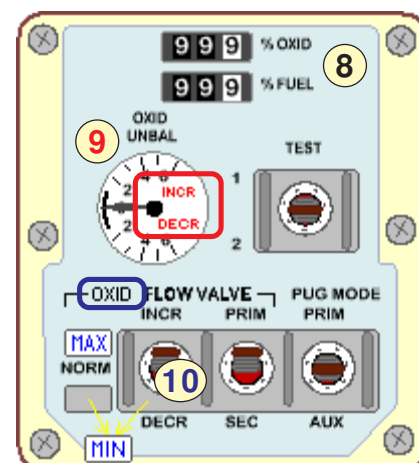


Fig.30

### Optimisation de la combustion des ergols.

Normalement, le mélange Carburant / Oxydant en fonctionnement nominal sera optimisé s'il se fait dans un rapport 1:1,6 qui conditionne au départ le ratio d'emport dans les réservoirs en début de mission. Quand les deux jauges numériques 8 sur la Fig.30 indiquent une valeur identique, la combustion est idéale. En 9 l'indicateur permet de surveiller la carburation en affichant le déséquilibre. **L'aiguille se décale vers le réservoir qui se vide moins rapidement.** Vers le Haut on consomme moins d'Oxydant que de Fuel. Vers le bas on consomme moins de Fuel que d'Oxydant. L'information **INCR** mise en évidence dans l'encadré rouge suggère qu'il faut passer l'inverseur 10 sur la position **INCR** pour rétablir le pourcentage idéal. Inversement, **DECR** invite à positionner l'inverseur 10 sur la position **DECR**. Dans les deux cas, le drapeau latéral affecté à la position de l'inverseur affiche **MAX** ou **MIN** pour préciser le rapport de consommation **sur le réservoir OXID**. Une combustion non équilibrée n'affecte pas la poussée du SPS, mais le pourcentage des ergols en trop n'est pas utilisé par la combustion et se gaspille. Quand les deux réservoirs sont équilibrés repasser 10 sur la position **NORM**.



### Contrôle thermique des canalisations d'alimentation du SPS.

Situées sur la structure arrière du module de service comme montré sur la Fig.31, les lignes d'alimentation du moteur orbital sont exposées au froid sidéral si l'arrière du vaisseau est dans l'ombre, et sujettes à une surchauffe si elles sont exposées en permanence au rayonnement solaire. La température des lignes d'alimentation du moteur orbital qui est indiquée en **A** sur la Fig.25 devrait se situer entre 45 °F et 100 °F. Actuellement une température supérieure ou inférieure n'affecte pas le bon fonctionnement du moteur SPS, mais pour des raisons de réalisme on peut toutefois assurer le contrôle thermique. Les lignes d'alimentation du SPS sont refroidies par rayonnement vers l'espace. Si la température descend en dessous de 45 ° il faut avoir recours à 6 ou 12 éléments électriques pour réchauffer les lignes d'alimentation avec 11. Durant les périodes de la mission pour lesquelles l'orientation du vaisseau peut être quelconque

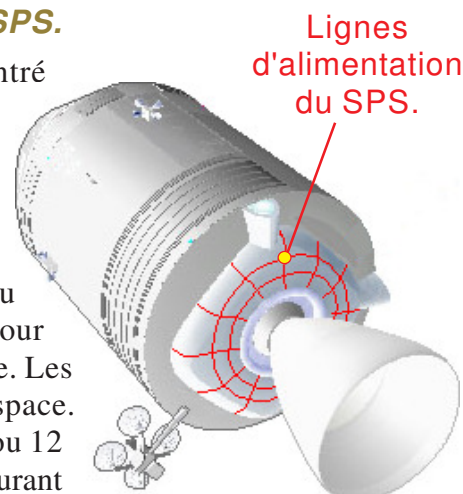


Fig.31

Le schéma ci-dessous utilise les divers repères mentionnés dans ce chapitre pour mieux cerner le propos.

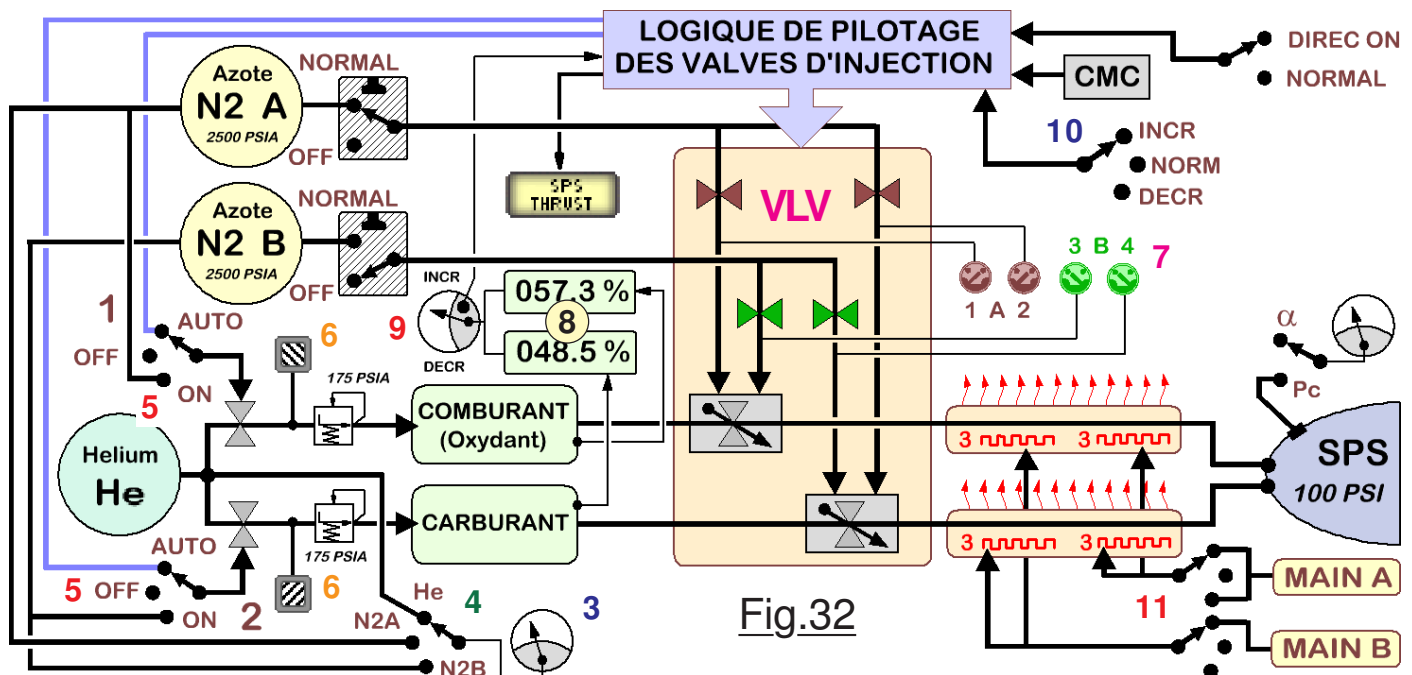


Fig.32

### Modes de contrôle de l'orientation de la poussée du SPS.

La logique de vectorisation TVC (Trust Vector Control) présente trois modes de contrôle : CMC DAP, SCS AUTO TVC et MTVC (Manual Thrust Vector Control).

#### **Mode CMC DAP.**

En standard c'est le calculateur du module de commande CMC qui est utilisé pour la gestion du vecteur de poussée. Dans ce mode les angles d'orientation des cardans du SPS sont gérés exclusivement par le CMC. Pour ce mode de pilotage il faut configurer 1 : **SC CONT** sur la position **CMC** et le levier rotatif du mini-manche THC est passé à neutre pour cette configuration. (*Orientation verticale*)

#### **Mode SCS AUTO TVC.**

Similaire au maintien automatique de l'attitude, ce mode assure un vecteur de poussée inertiuellement invariable pendant la combustion. Ce type de fonctionnement exige un signal d'erreur d'attitude issu de BMAG 1 avec 1 : **[BMAG MODE]** sur **ATT1 RATE 2** et 1 : **[ENTRY] 0.05G** sur **OFF**. Il faut également que le signal de poussée du SPS soit présent. Ensuite l'attitude captée par BMAG 1 est maintenue par le contrôle automatique de l'angle des articulations du moteur SPS. L'erreur d'attitude instantanée est indiquée sur le FDAI dans le mode affichage d'erreur BMAG1 avec 1 : **[SCS TVC] PITCH** ou **YAW** sur **AUTO**.

#### **MTVC. ( Manual Thrust Vector Control)**

Le contrôle manuel du vecteur de poussée par l'équipage transite par le RHC pour gérer l'orientation de la poussée du SPS. On peut choisir deux modes de fonctionnement : Avec amortissement du taux de variation positionné sur **RATE CMD** et sans amortissement placé sur **ACCEL CMD**. On peut aussi sélectionner l'option 1 : **SC CONT** passé sur **SCS** avec le THC positionné verticalement au neutre, soit avec 1 : **SC CONT** placé sur **CMC** avec le THC tourné dans le sens horaire sur **CLOCKWISE**. En outre, la logique du THC en position **CLOCKWISE** fournit un transfert automatique du mode **[SCS TVC] AUTO** au mode **[SCS TVC] RATE CMD**.

La configuration **RATE CMD** est analogue au mode SCS proportionnel. En l'absence de saisie manuelle via le RCH, le vecteur de poussée est sous contrôle BMAG, l'orientation des cardans dans la direction nécessaire sera effectuée avec un taux permettant d'annuler tout changement d'attitude. Quand une saisie manuelle RHC est effectuée, un taux de variation constant sera établi en fonction de la déviation. Lorsque la saisie manuelle est désactivée le taux est forcé à zéro. Dans la configuration **ACCEL CMD** le taux de variation angulaire est inhibé et les entrées manuelles de RHC (Rotational Hand Control) pilotent directement des variations angulaires des cardans. Cela signifie que les angles d'orientation de poussée vont changer en fonction de la déviation RHC. Lorsque la saisie manuelle est retirée les cardans restent en position même si il y a accélération en attitude. Dans ce mode les molettes de "trim" 1 : **[SPS GIMBAL] PITCH** ou **YAW** peuvent être utilisées pour compenser les changements de position du centre de gravité du CSM, mais ce n'est pas nécessaire dans la version actuelle de NASSP.



## FAIBLE POUSSÉE POUR LA PHASE "ULLAGE".

Mettre en pression les réservoirs d'ergols et ouvrir une "fuite" vers la chambre de combustion n'est pas suffisant pour obtenir un fonctionnement correct des moteurs quand on se trouve en apesanteur. En absence de gravité l'Hélium se mélange avec le carburant et peut fort bien se trouver du mauvais côté. Quand on ouvre la vanne, il y a un mélange ergol/hélium qui est chassé vers le moteur orbital. Du coup le fonctionnement ne sera pas nominal à l'allumage. Une petite accélération permet de créer une légère pesanteur artificielle dirigée du bon côté (Vers les nourrices d'alimentation des moteurs) et permet de plaquer le liquide plus massif vers les canalisations de sortie. Considérons par exemple en Fig.33 le cas du CSM pour sa manœuvre de retour vers la Terre.

La valve de pressurisation et la valve d'injection s'ouvrent quand elles sont pilotées par l'Azote. Mais on voit par exemple que le carburant "comprimé" par l'hélium se trouve vers le centre du réservoir. C'est donc de l'hélium qui alimente le SPS ... pas fameux car on a une poussée dérisoire. Juste avant de commander l'allumage du moteur principal, les automatismes commencent par activer les RCS du module de service comme montré sur la Fig.34 dans le but d'accélérer légèrement pour plaquer les ergols vers l'arrière. Cette manœuvre

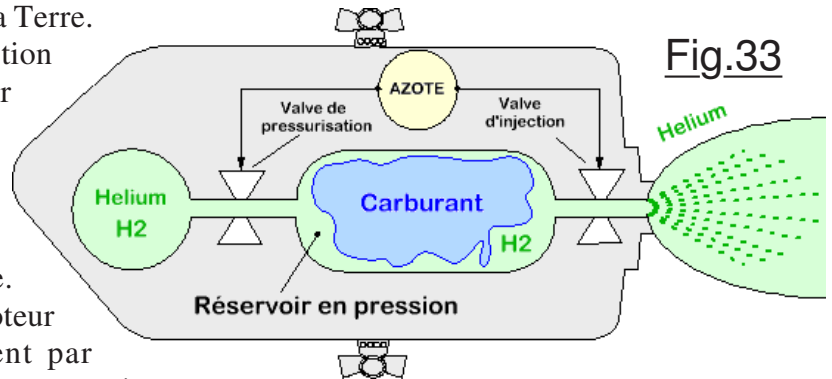


Fig.33

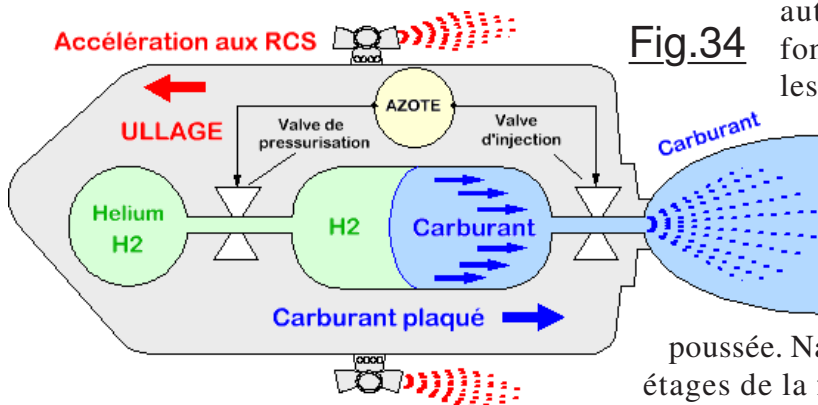


Fig.34

automatique produisant une petite poussée fonctionne même si les 16 inverseurs activant les RCS sur le tableau 8 sont positionnés sur .

Ce fonctionnement est également assuré si les vannes de mise en pression par l'hélium sont fermées. (Drapeaux en état Barber Pole [X]) Mais la pression résiduelle diminue durant l'allumage et finit par devenir insuffisante pour maintenir la

poussée. Naturellement, que ce soit le LM ou les divers étages de la fusée Saturne V on retrouve ce problème.

Les divers étages du lanceur sont donc munis de moteurs auxiliaires à "faible poussée" pour assurer cette légère accélération servant à initialiser un allumage. Par exemple la Fig.35 montre l'étage S IV-B juste avant la poussée de T.L.I. Il possède des RCS qui permettent l'orientation initiale du train spatial, mais également des moteurs auxiliaires pour effectuer la manœuvre de ULLAGE. Lors de la phase de préparation au rallumage du moteur orbital, les flux de ces moteurs sont bien représentés en vue extérieure dans NASSP. Sur l'indicateur de "Delta V" du

tableau 1 la légère augmentation de vitesse due à l'accélération initiale est parfaitement vérifiable alors que l'accéléromètre n'accuse aucune variation significative.

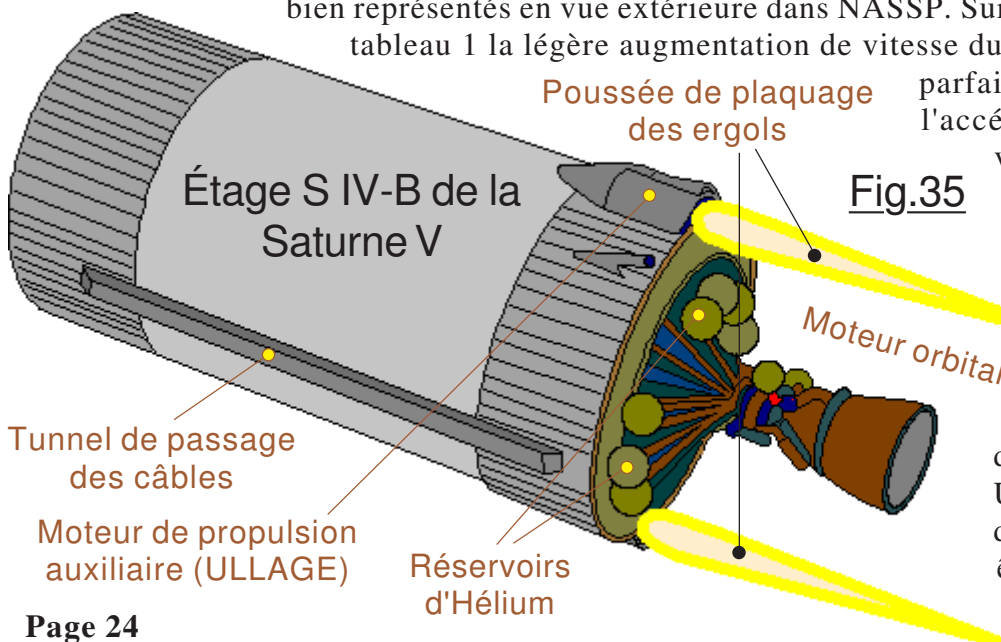


Fig.35

Normalement la poussée de la phase ULLAGE est automatique sur tous les modules d'une mission Apollo, mais par mesure de prudence il est possible sur le CSM de la pratiquer en manuel. Utilisant les moteurs RCS ces derniers doivent naturellement être opérationnels.



## RHC : Système de pilotage manuel en ROTATION.

Pouvoir piloter le vaisseau manuellement pour l'orienter à convenance est un impératif pour plusieurs phases d'une mission lunaire. Par exemple pour observer le sol, pointer des étoiles, extraire le LM du S IV-B ou effectuer la jonction à son retour du sol sélène. Le RHC (*Rotation Hand Controller*) est un ensemble technique qui permet de contrôler en manuel des rotations autour de chaque axe. Il permet en outre d'assister les poussées vectorielles avec le SPS. Dans le CSM réel il y avait deux contrôleurs identiques, Dans le projet NASSP on peut soit utiliser un mini-manche, soit le pavé numérique du clavier. Les axes du vrai RHC sont les mêmes que les axes d'un joystick classique qui peut être utilisé comme d'habitude. Dans le cas du pilotage en attitude le comportement sera celui imposé par Orbiter.

Technologiquement (Voir Fig.36) le RHC reçoit trois sources d'informations par axe.

" **Les Breakout Switches** " : Ce sont des commutateurs qui se ferment chaque fois que le RHC est éloigné de  $1,5^\circ$  par rapport à la position neutre (*Environ 12% de la déviation totale*) et ce pour les deux sens des trois axes. Ces six contacteurs sont utilisés pour fournir des signaux de commande au CMC, à l'impulsion minimale des commandes d'accélération SCS, ainsi qu'au système BMAG permettant la gestion des taux proportionnels.

" **Transducteurs** " : Les capteurs analogiques produisent des signaux électriques alternatifs proportionnels à l'éloignement du neutre opérationnel.

(*Position de rappel du mini-manche de pilotage*) Ces signaux sont utilisés pour commander les taux de rotations du vaisseau lors de l'utilisation du mode SCS proportionnel et à la commande d'orientation du SPS durant les poussées vectorielle manuelles. (MTVC voir P23)

" **Les Direct Switches** " : Ce sont des commutateurs qui se ferment chaque fois que le RHC est éloigné de  $11,5^\circ$  nominal par rapport à la position neutre. (Environ 92% de la déviation totale) Ces contacteurs pilotent directement les bobines électriques des valves d'injection de carburant dans les moteurs RCS.

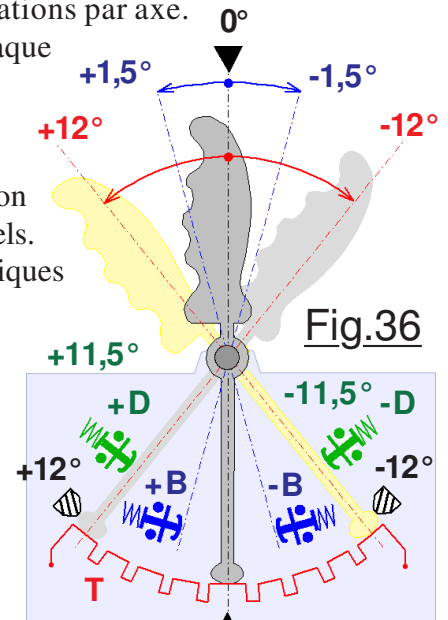


Fig.36

Neutre opérationnel

**B** : Breakout Switches. ( $\pm 1,5^\circ$ )

**T** : Transducteurs. ( $\pm 12^\circ$ )

**D** : Direct Switches. ( $\pm 11,5^\circ$ )

*Le débattement total est de  $24^\circ$ .*

*Sur le dessin le transducteur T est représenté comme un potentiomètre résistif, mais dans la réalité ce sont des bobines magnétiques à induction qui réalisent les capteurs analogiques.*

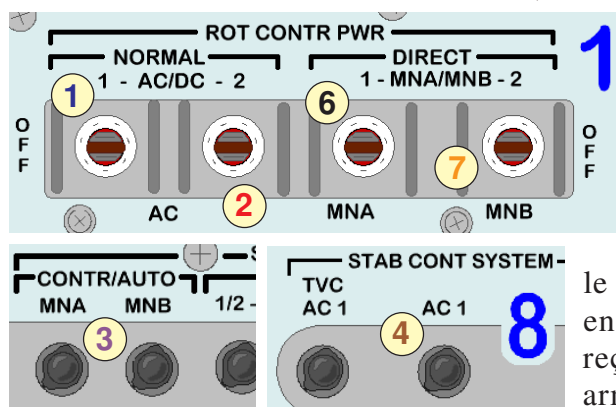
### Alimentation électrique :

Le RHC doit être alimenté pour pouvoir fonctionner. Les deux RHC disponibles dans Apollo sont simulés et référencés 1 et 2. Si l'un ou l'autre (Ou les deux) ensembles sont alimentés le RHC fonctionne. L'alimentation des bobines du mode DIRECT est indépendante.

#### Alimentation Normale.

Les commutateurs "breakout" sont alimentés en courant continu si l'un ou l'autre des inverseurs 1 ou 2 est placés en position haute sur AC / DC. Il faut en outre que les sectionneurs 3 soient armés.

Les "transducteurs" sont alimentés si l'un ou l'autre des inverseurs 1 ou 2 est positionné en position haute sur AC / DC ou en position basse sur AC. Pour que l'inverseur 1 reçoive du courant alternatif il faut qu'en 4 le sectionneur AC1 soit armé. Pour que l'inverseur 2 soit alimenté en courant alternatif il faut activer en 5 (Voir Fig.37 page 26) le sectionneur ECA/TVC AC2. Pour activer ces deux inverseurs l'ECA a aussi besoin d'être alimentée. (*Electronic Control Assembly*)



#### Alimentation Directe.

Les commutateurs "Direct Switches" du RHC sont alimentés en courant continu si l'un des deux inverseurs 6 ou 7 soit positionné soit en haut sur MNA/MNB 1 / 2 ou en bas sur MNA ou MNB. L'inverseur 6 quand il est positionné en haut reçoit du courant continu si l'un des deux sectionneurs 8 (Voir Fig.37) est armé. Seul en 8 le sectionneur MNA-1 fournira de l'énergie si 6 est positionné en bas sur MNA. L'inverseur 7 quand il est positionné en haut reçoit du courant continu si l'un des deux sectionneurs 9 est armé. Seul en 9 le sectionneur MNB-2 fournira



## LE COIN DES NAÏFS

**N**aïf est à prendre ici au sens noble du terme pour désigner les débutants. Ceux qui ne savent pas exactement ce qu'est un joint de cardans et qui ignorent avec précision ce que cache le mot gyroscope. Comme dans les documents relatifs à Apollo on fait constamment appel à ces termes, il importe de savoir assez précisément de quoi il retourne. Le bénéfice tiré de tout ce fatras technique n'en sera que plus important. Faisons pour cette parenthèse un retour en arrière de quelques siècles.

### LES JOINTS DE CARDAN.

Que ce soit motivés par l'esprit d'aventure, le commerce, la recherche de gloire et de renommée, de courageux marins s'aventuraient sur les océans en partant vers l'horizon sans savoir ce qui se cachait à l'infini. La boussole était leur guide. Puis, avec les progrès des mathématiques et de l'astronomie, ainsi que de l'horlogerie, la navigation astronomique vint seconder le compas de route. Des chronomètres presque assez précis furent mis au point par des génies de la micromécanique. Mais un voilier vogue penché par nature. Il se fait sans cesse bousculer en tangage dans le gros temps, et en roulis pratiquement sans interruption. Comment utiliser une boussole qui doit rester horizontale pour correctement conserver son orientation ? Comment maintenir le chronomètre horizontal pour ne pas que son balancier rotatif ne soit trop perturbé. C'est à cette époque que le génial Monsieur Cardan inscrit son patronyme dans les livres de mécanique en ayant inventé les articulations (Joints par abus de langage) qui portent son nom. Deux articulations à angle droit ont résolu le problème comme montré sur la Fig.40 dans laquelle le plateau à maintenir horizontal, que ce soit le compas de route ou le chronomètre, est muni d'une masse en sa partie inférieure pour matérialiser un pendule. (Joint de cardan : **Gimbal** sur les tableaux de bord Apollo)

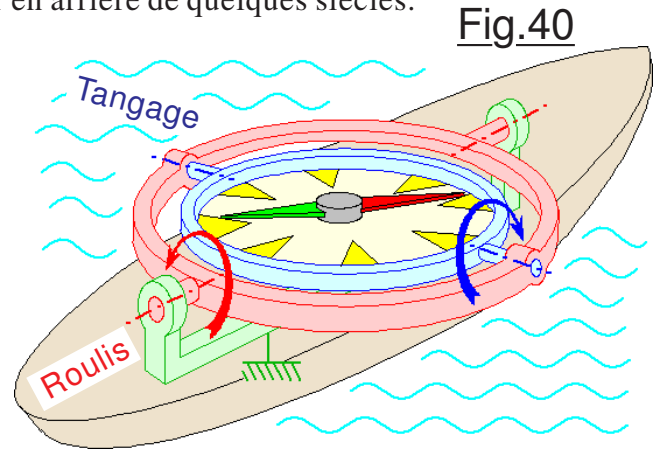


Fig.40

### LES GYROSCOPES.

On pourrait consacrer un livre complet à l'effet gyroscopique, mais dans le cadre de cet exposé on va se contenter du minimum minimorum. (OUFFFFF !) En fait, le phénomène gyroscopique qui est à l'origine du comportement de nos toupies d'enfance est extrêmement complexe à dominer si la masse tournante est soumise à des efforts de désorientation de son axe de rotation. Les concepteurs de têtes de rotor d'hélicoptères en savent quelque chose. Mais si on ne sollicite pas la masse tournante "en basculement", le gyroscope devient doux comme un agneau. Considérons le dessin rudimentaire de la Fig.41 sur lequel on peut observer le rotor **R** d'un gyroscope mécanique basé sur la rotation rapide d'une masse parfaitement équilibrée. L'ensemble bleu et gris présente un centre de gravité qui coïncide exactement avec l'intersection des axes de rotation en **Tangage** et en **Roulis**. Le moteur **M** entraîne le rotor **R** à une grande vitesse de rotation. Ce mécanisme présente une propriété "magique". Si le mobile (Sur lequel est "soudée" la fourche du Cardan verte) tourne dans tous les sens, **l'axe du rotor R conserve dans l'espace une direction**

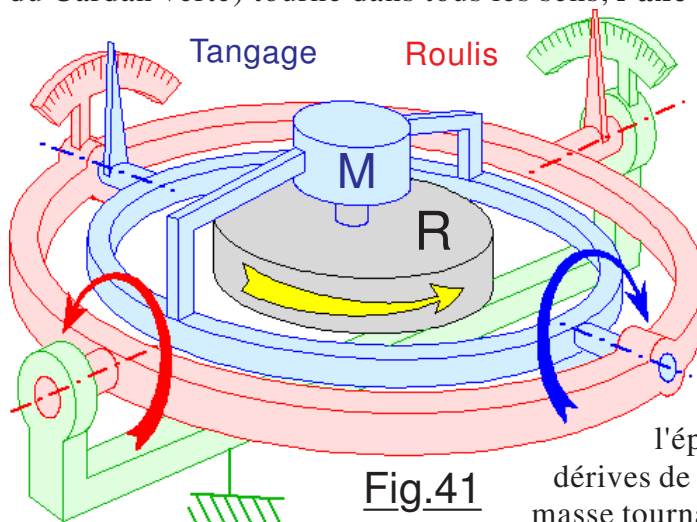


Fig.41

**immuable.** C'est exactement ce qu'il nous faut pour, avec des résolveurs symbolisés ici par de banales graduations, mesurer en permanence l'orientation ou la vitesse de rotation du vaisseau, sauf que dans notre cas on doit ajouter une troisième articulation de type Cardan pour gérer aussi le lacet. Nous avons analysé ici le fonctionnement basique d'un gyroscope mécanique. Toute articulation présente du frottement (*Même avec des roulements à billes*) qui perturbe sur le long terme l'orientation du gyroscope. C'est la raison pour laquelle à

l'époque d'Apollo il fallait périodiquement corriger les dérives de ces instruments, et pour laquelle à l'heure actuelle la masse tournante est remplacée ... par de la lumière ! **Page 27**

## LA NAVIGATION INERTIELLE

**N**aviguer, c'est décider où l'on veut aller, et surtout comment y aller. *Naviguer, c'est l'action de déterminer en permanence où l'on se trouve, et s'orienter pour continuer à cheminer dans la bonne direction.* Sur Terre c'est relativement facile, car l'on se contente de suivre des routes qui sont jalonnées de repères précis pour nous aider tout le long du voyage afin de nous situer. En automobile ce sont les panneaux indicateurs. En aviation ce sont des balises radio. (Remplacées actuellement par le système GPS) Quelle que soit la technologie utilisée, on constate dans ces systèmes de navigation que l'on se trouve tributaire d'installations au sol ou de satellites en orbite. Mais il existe des cas où l'on se trouve totalement isolé de toute assistance extérieure. Par exemple un sous-marin nucléaire pour des raisons de discrétion, une fusée car un téléguidage radar ne serait pas assez rapide pour réagir en temps réel. Enfin, pour le cas qui nous occupe, le vaisseau Apollo doit pouvoir naviguer en autarcie, que ce soit pour des raisons de sécurité en cas de perte des télécommunications, ou quand il est derrière la Lune coupé de tout contact radio. Dans tous ces exemples, *l'autonomie totale réside dans l'inertie.*

### PRINCIPE DE LA NAVIGATION INERTIELLE.

**Q**uelle que soit la situation d'un mobile, il sera soumis où qu'il se trouve dans l'Univers à l'inertie, phénomène totalement général et omniprésent. *L'inertie, c'est le refus que présente tout objet à voir son mouvement se modifier.* Pour changer la vitesse d'un corps quel qu'il soit, il faut forcer sur ce dernier. Réciproquement, si on force sur un objet il accélère dans la direction de la sollicitation. L'idée fondamentale consiste donc à utiliser le phénomène d'inertie pour mesurer l'accélération subie par notre mobile. Considérons la Fig.42 **A** qui montre le principe d'un accéléromètre. Une masse inerte **M** est

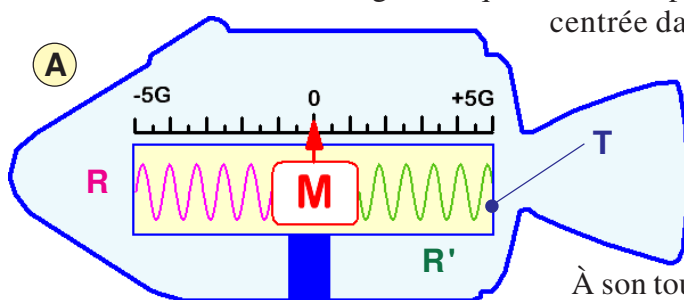
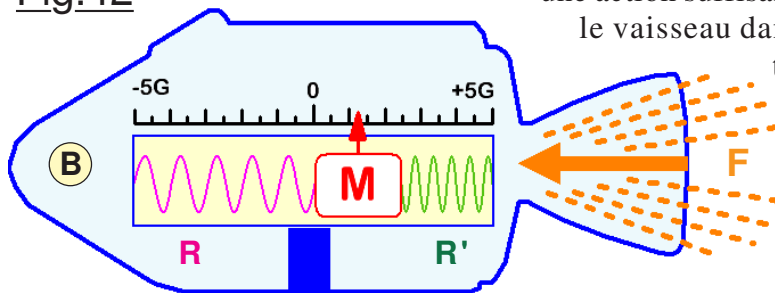


Fig.42



centrée dans un guide tubulaire **T** au moyen des deux ressorts **R** et **R'**. Allumons comme montré sur la Fig.42 **B** le SPS, le vaisseau subit une poussée **F** et accélère vers l'avant. Le tube **T** accélère, mais la masse **M** par inertie présente une tendance naturelle à continuer d'un mouvement uniforme. Elle "refuse" cette accélération. Le ressort **R'** se tasse, poussé par **T**. À son tour il force sur **M** jusqu'à ce qu'il exerce sur cette dernière une action suffisante. À son tour, la masse **M** accélère et suit alors le vaisseau dans son mouvement, avec un petit retard du au tassement de **R'**. Le ressort **R** pour son compte se détend un peu, mais il ne sera vraiment utile que pour des accélérations dans l'autre sens, quand le vaisseau accélérera à reculons avec les RCS par exemple. Si nous avons soudé une flèche sur **M**, et qu'elle se déplace devant des graduations, il sera alors facile de lire

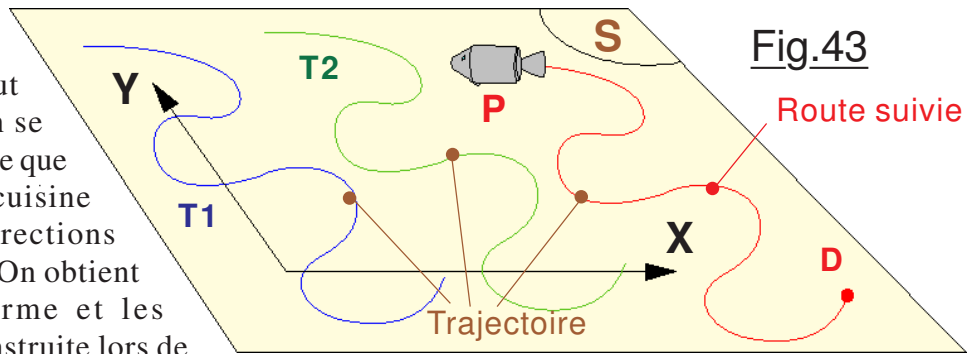
directement la valeur de l'accélération, qu'elle soit vers l'avant ou vers l'arrière. Nous avons décortiqué ici le principe de fonctionnement de tout accéléromètre. Ceci dit, conçu comme celui de la Fig.42 notre appareil de mesure ne serait pas très efficace, car la masse et les deux ressorts seraient affectées d'oscillations bien gênantes durant les transitoires. Dans la pratique on utilise d'autres procédés, mais tous sont basés sur la présence d'une masse inerte qui agit sur un corps d'épreuve quelconque.

**C'**est bien intéressant de mesurer l'accélération, car c'est faisable dans tout vaisseau totalement coupé du monde. Mais ce n'est pas ce qui nous intéresse pour gérer notre navigation. Les lois de la cinématique vont nous fournir la solution. En effet, c'est l'accélération qui construit la vitesse, et c'est la vitesse qui construit la trajectoire. Mathématiquement, on affirme que l'accélération "dérive" de la vitesse. Donc, connaissant l'accélération il faut faire une opération mathématique réciproque à la dérivée pour en déduire la vitesse, opération que les mathématiciens nomment une intégrale. C'est un calcul particulier bien défini et facile à faire réaliser automatiquement par des calculateurs numériques. Si donc on associe

Page 28 à notre accéléromètre un calculateur intégral temps réel (Donc qui calcule très rapidement)



on obtient un **accéléromètre intégrateur** qui fournit en sortie une valeur numérique de la vitesse, et ce en temps réel. Nous avons vu que la vitesse construit à son tour la trajectoire, et la cinématique nous apprend que la vitesse mathématiquement est égale à la dérivée de la position sur la trajectoire. *Et ça recommence !* En effectuant une deuxième intégration temps réel sur la vitesse, le calculateur peut en déduire la trajectoire. Si on se déplace sur une surface plane telle que **S**, il suffit de réaliser cette "cuisine mathématique" dans deux directions orthogonales telles que **X** et **Y**. On obtient alors en permanence la forme et les dimensions de la trajectoire construite lors de notre voyage. Mais la trajectoire est une courbe de l'espace telle que **T1** ou **T2** qui peut se trouver n'importe où dans le plan **S**. Par contre, si nous savons que nous avons **Débuté notre périple en D** et que nous y traçons la trajectoire, on obtient alors la **Route suivie**, sur laquelle nous avons en permanence la position **P** du vaisseau calculée en temps réel. (*Fastoche non ?*)



**P**our faire le lien avec les vols Apollo il suffit d'ajouter la troisième dimension qui nous fait passer du plan à l'espace. Le "volume sidéral" sera ramené à trois directions orthogonales en ajoutant un troisième axe Z/Z perpendiculaire aux deux premiers et le tour est joué. Bien naturellement il va falloir munir notre machine à naviguer numérique de trois accéléromètres intégrateurs au lieu de deux et de trois calculateurs en temps réel. On commence à voir se dessiner l'agencement d'une centrale inertielle.

## LA CENTRALE INERTIELLE D'APOLLO. (L'IMU)

**L'**une des principales fonctions de l'AGC (Apollo Guidance Computer) consiste à assurer la navigation du vaisseau spatial pour tout ce qui concerne le suivi de son orientation et de sa position par rapport à la Terre ou à la Lune en fonction des diverses phases de la mission. La clef de voûte du système est constituée par la **plate-forme inertielle** connue sous le signe IMU. (Inertial Measurement Unit) Celle des vaisseaux Apollo est dérivée de celles des systèmes de guidage qui équipaient à cette époque les missiles intercontinentaux Polaris. Vous avez déjà deviné qu'elle est basée sur l'inertie, et qu'elle va probablement utiliser trois accéléromètres placés à angle droit les uns des autres pour calculer les déplacements du vaisseau dans les trois directions qui déterminent l'espace.

Le cœur d'une centrale à inertie est constitué comme montré sur la Fig.44 d'une plate-forme sur laquelle sont liés trois accéléromètres cartésiens. (*Orientés à angle droit les uns par rapport aux autres pour former un repère trirectangle*) Cette "table inertielle" est articulée sur trois joints de cardans pour pouvoir s'orienter librement dans toutes les directions par rapport à la structure du vaisseau. Sur la plate-forme à inertie sont également liés trois gyroscopes (*Mécaniques à l'époque d'Apollo*) eux même articulés "à la cardan" pour pouvoir s'orienter librement dans l'espace. (Voir éventuellement les chapitres relatifs aux gyroscopes ainsi qu'aux joints de Cardan) Ces gyroscopes sont chargés de mesurer en permanence les rotations du vaisseau en tangage, en roulis et en lacet.

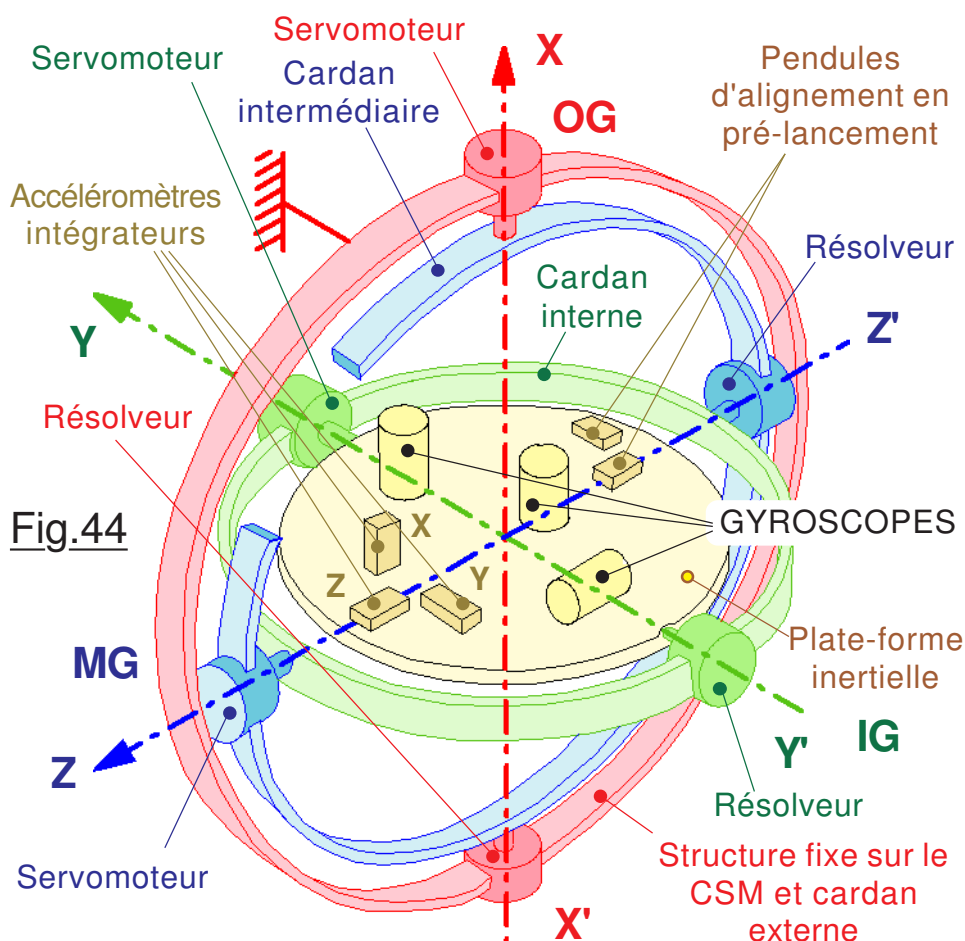
Des chaînes d'asservissement utilisant des résolveurs commandent des moteurs sur chaque axes. Les signaux issus des gyroscopes sont utilisés pour assujettir les servomoteurs de façon à ce que la cage (plate-forme) conserve au cours du temps une orientation constante par rapport à l'univers. Les trois accéléromètres intégrateurs cartésiens vont donc permettre de déterminer en permanence les vitesses et les variations de position du vaisseau par rapport à l'Univers. Si on fournit au calculateur les références d'une position de départ, nous saurons alors où nous nous trouvons par rapport à cette référence. C'est le principe de base de toute navigation dite inertielle qui impose au préalable une initialisation en orientation de la plate-forme. En effet, l'Univers c'est vague. Nous allons le restreindre au système Terre/Lune et choisir dans cette restriction une orientation privilégiée, soit par rapport à la Terre, soit par rapport à la Lune en fonction des phases de la mission. Cette mise en référence se nomme "alignement" de la centrale inertielle et sera réalisée une première fois avant le lancement durant la préparation au décollage.

Les systèmes de guidage inertiel, surtout ceux qui utilisent des gyroscopes mécaniques (*Par opposition aux gyroscopes optiques actuels*) ne sont pas parfaits. Ceux d'Apollo présentaient une

dérive angulaire d'environ un milli radian par heure. Il était donc nécessaire de réaligner la plate-forme inertielle périodiquement par observation des étoiles à l'instar des marins qui autrefois naviguaient à l'aide d'un sextant. Nous trouverons donc à bord d'Apollo deux télescopes optiques destinés à cet usage.

## FONCTIONNEMENT DE LA CENTRALE INERTIELLE.

**B**ien que simplifié, le schéma de la Fig.44 est assez représentatif de la structure des centrales inertielles qui équipaient les vaisseaux Apollo. Ce qui est représenté comme un anneau rouge est en fait une grosse coquille globalement sphérique qui enferme et protège tous les organes du système. Cette structure rouge est liée au vaisseau et en subit toutes les rotations. Le cardan intermédiaire bleu constitue un premier axe de rotation. Sur l'un des tourillons on trouve un résolveur qui permet de mesurer finement sa rotation par rapport à la structure rouge. De l'autre côté un moteur entraîne l'anneau bleu sous contrôle de l'informatique de l'IMU. On trouve représenté en vert un deuxième anneau interne structuré de façon



### NOTE IMPORTANTE :

Comme la centrale inertielle utilise des axes de référence cartésiens, on cède aux traditions mathématiques qui leur affectent les symboles X, Y et Z. Comme cette plate-forme va occuper dans l'espace une orientation fixe qui n'a rien à voir avec celle du vaisseau, il est évident que ces trois axes ne correspondront pas du tout avec ceux de manœuvre du vaisseau. C'est la raison pour laquelle on préfère les nommer respectivement :

**OG : Outer Gimbal.**  
**MG : Middle Gimbal.**  
**IG : Inner Gimbal.**

*Gimbal : Articulation en joint de Cardan*

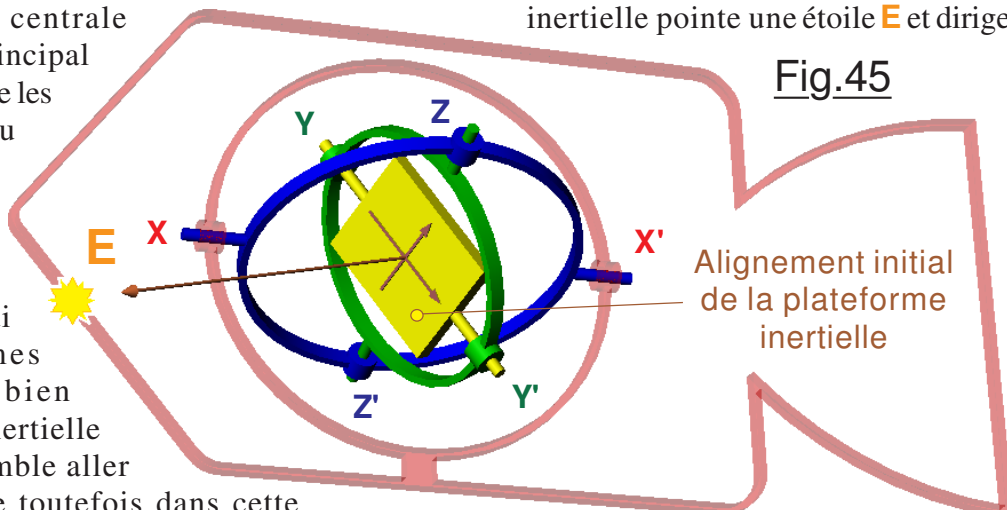
analogue qui assure un deuxième degré de liberté. L'anneau bleu mesure les rotations et assure l'entraînement autour de ce deuxième axe. Enfin, l'anneau interne vert supporte la plate-forme inertielle en ajoutant un troisième axe de liberté muni pour son compte d'un dernier résolveur et de son moteur d'asservissement. Avant le décollage, on va amener la plate-forme dans une orientation bien précise par rapport à la Terre, c'est la phase d'alignement de l'IMU réalisée en pré-lancement. Une fois la plate-forme inertielle correctement orientée par rapport à la référence de départ, on démarre les gyroscopes. Quand leur fonctionnement est stabilisé, ils vont alors détecter toute orientation du vaisseau. Les moteurs d'asservissement seront chargés de réaliser des rotations inverses pour compenser. **La plate-forme va alors conserver une direction immuable par rapport aux étoiles.** (À la dérive près) Il suffit à partir de ce stade d'effectuer les calculs de cinématique en temps réel à partir des informations issues des accéléromètres pour mettre à jour en permanence la situation du vaisseau. C'est simple comme bonjour ... enfin presque ! Vous en savez pratiquement assez pour comprendre les actions que nous devons conduire lors de nos missions lunaires. Volontairement j'ai simplifié, et je n'ai pas encore abordé le problème du blocage de l'IMU par alignement des axes des articulations en joints de cardan. On ne peut toutefois pas en faire l'économie, il faudra en "causer" à un moment ou à un autre, alors autant aborder le sujet

## BLOCAGE DE LA CENTRALE INERTIELLE.

Contrairement aux centrales à inertie en équipement des vols Gemini qui comportaient quatre articulations de type cardan, celles d'Apollo pour obtenir un gain de poids n'en comportent que trois. La plate-forme est plus compacte, plus légère et dérive légèrement moins. Toutefois la structure à trois cardans présente l'inconvénient de pouvoir conduire à une **configuration de blocage des cardans connue sous le vocable de "Gimbal lock"**. Ce phénomène bien cerné par les spécialistes n'est pas vraiment évident pour le béotien. Mais nous devons absolument l'appréhender si nous voulons gagner nos galons de pilote de vaisseau Apollo, car il faut bien le cerner pour parer ce cas bien ennuyeux.

### Configuration de blocage des cardans.

Les rotations du vaisseau au cours du temps sous certaines conditions peuvent aboutir à un alignement des axes de deux cardans de la plate-forme inertielle. **Dans ce cas un degré de mobilité est perdu.** Pour comprendre ce cas particulier, considérons la Fig.45 sur laquelle, pour simplifier, le vaisseau est représenté comme s'il était plat. La centrale en permanence son axe principal vers cette dernière. On retrouve les trois axes **X**, **Y** et **Z**. Le vaisseau effectue sans précaution diverses orientations et se retrouve par exemple dans la configuration de la Fig.46 qui montre que les systèmes d'asservissements ont bien fonctionné et que la table inertielle pointe toujours **E**. Tout semble aller pour le mieux. On observe toutefois dans cette

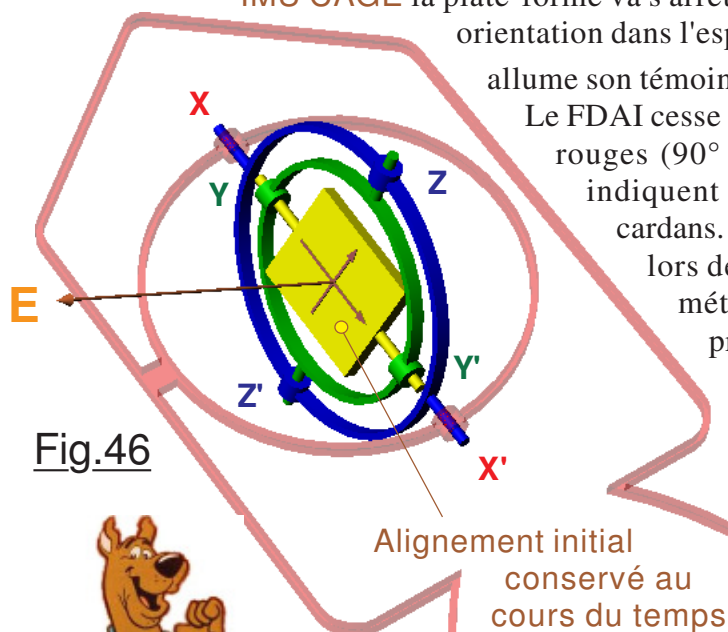


dernière position du vaisseau que les axes de rotation des cardans **X** et **Y** sont parfaitement alignés. Si maintenant le CSM effectue une nouvelle rotation, deux axes étant alignés, l'électronique des boucles d'asservissement en stabilisation ne peut plus déterminer quel moteur doit être utilisé pour continuer à orienter l'IMU dans l'espace. (Celui de **X** ou celui de **Y** ?) De façon analogue à un blocage obtenu par **IMU CAGE** la plate-forme va s'arrêter de tourner par rapport au vaisseau et perdre son orientation dans l'espace. Quand on approche la zone critique le DSKY

allume son témoin **GIMBAL LOCK**, au blocage des cardans il éclaire **NO ATT**.

Le FDAI cesse de se mouvoir. Sur la sphère du FDAI deux disques rouges (90° et 270° degrés en lacet et 0 degrés en cabrage) indiquent la zone dans laquelle il y a risque de blocage des cardans. Ces zones sur le FDAI doivent être prises en compte lors de toutes les manœuvres pour éviter cet aléa, car la méthode de sortie de cette situation est assortie d'une procédure assez fastidieuse pour l'équipage. (**Surtout celle du FDAI n°1 qui en standard visualise l'orientation de l'IMU**) On commence par "débloquer" la configuration des articulations en ramenant tous les axes à zéro avec l'inverseur **IMU CAGE**.

On oriente alors en mode manuel le vaisseau globalement dans la direction PRO GRADE. Puis on libère les mouvements de la plate-forme inertielle. Pour finir on procède à un réaligement grossier de l'IMU par le truchement d'une orientation manuelle optique sur les étoiles effectuée par l'équipage. Cette procédure dite COAS est très laborieuse.



Môamôa j'aime bien la babale du FDAI car elle a un gros nez rouge !