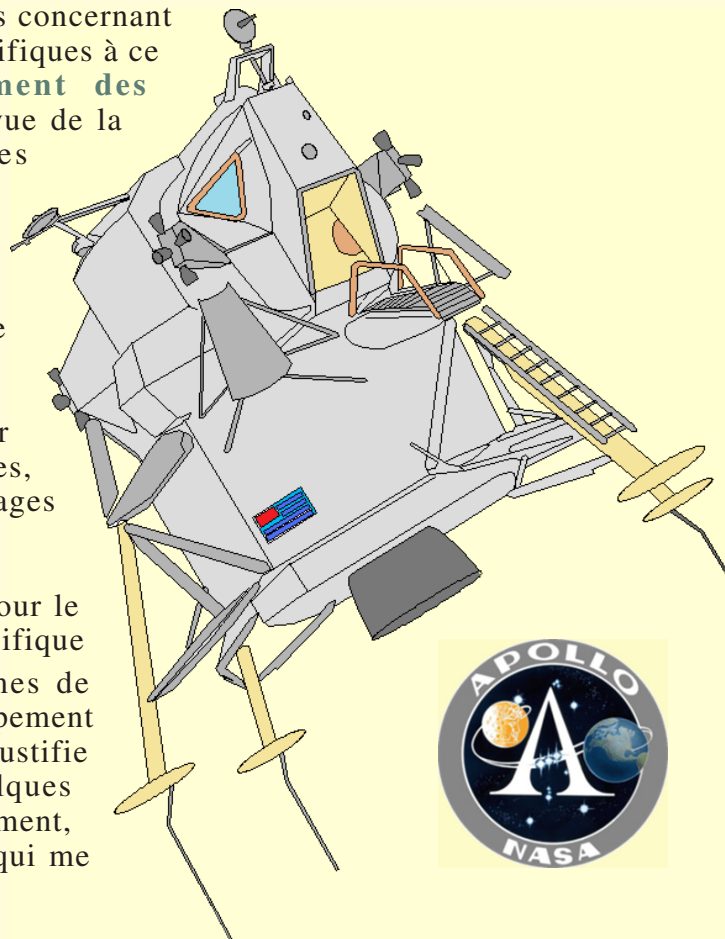


# TECHNOLOGIE DU MODULE LUNAIRE

Par Nulentout : Mercredi 24 Avril 2013.

**A**ssez analogue à celui qui était fourni pour le tutoriel sur le CSM, ce document n'est pas spécialement spécifique à la version AMSO ou NASSP des missions lunaires. Il reste un recueil de divers points particuliers, mais concernant l'agencement du LM ou des procédures spécifiques à ce dernier. **On y trouvera principalement des informations générales**, tant du point de vue de la balistique, de la terminologie, 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 ce gros insecte. Ce document reste comme pour son homologue du CSM une sorte de référence générale à laquelle il sera fait appel dans le tutoriel, pour avoir des explications certes indispensables, mais qui encombreraient inutilement les pages d'exercices et de manipulations.

**C**ontrairement à ce qui avait été fait pour le CSM, il n'y aura pas de manuel spécifique pour les schémas électriques, Les systèmes de conditionnement de l'air etc, car le développement actuel du module lunaire dans NASSP ne justifie pas la réalisation d'un tel livret. Les quelques schémas proposés seront inclus dans ce document, voir dans le manuel de pilotage du LM ce qui me semble un bon compromis.

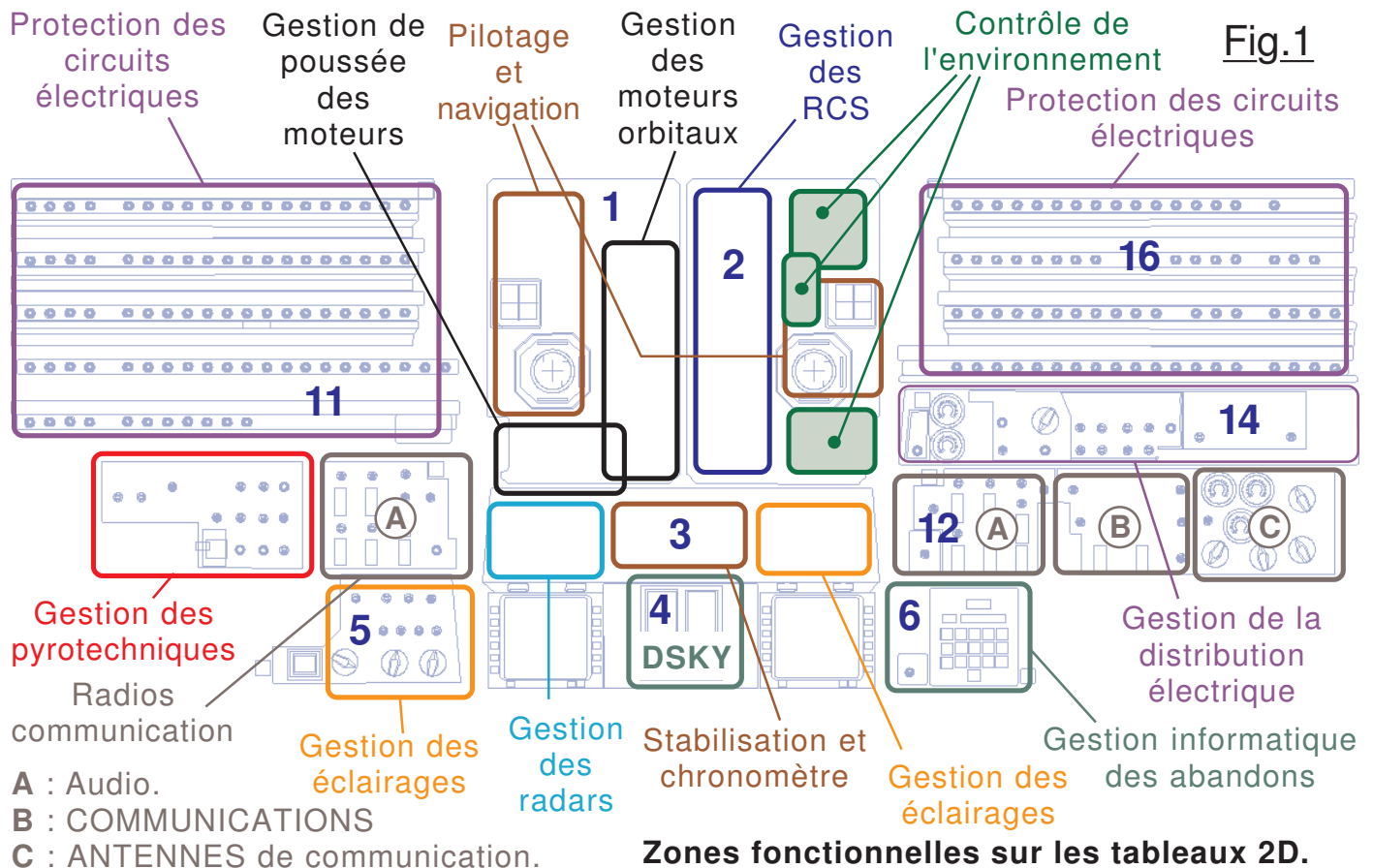


## TABLE DES MATIÈRES

Présentation sommaire du vaisseau réalisé par GRUMMAN .....	P02
LES SOURCES D'ÉNERGIE DU LM .....	P04
Un petit chouilla de théorie électrique .....	P05
SHÉMA ÉLECTRIQUE GÉNÉRAL.....	P06
Caractéristiques et contraintes d'utilisation des batteries du LM .....	P07
Principe d'un pointage de recalage inertiel sur le LM .....	P08
La géométrie des visées par secteurs sur les optiques du LM .....	P09
Le LANDING POINT DESIGNATOR. (LPD) .....	P10
Système de guidage sur abandon. (AGS) .....	P11
Utilisation de base du DEDA.....	P12
Les circuits des moteurs RCS du module lunaire .....	P13
Le moteur orbital de l'étage de remontée .....	P15
LES RELAIS ÉLECTROMÉCANIQUES À COMMANDE FUGITIVE.....	P16
LA PHASE DE DESCENTE ET D'ALUNISSAGE. ....	P17
Les procédures Apollo pour la descente.....	P18
PILOTAGE DURANT LA DESCENTE .....	P20
LA PHASE DE REMONTÉE EN ORBITE .....	P21
Rendez-vous en orbite lunaire .....	P22

## Présentation sommaire du vaisseau réalisé par GRUMMAN.

Qu'il soit prévu pour effectuer l'aller et le retour, où pour réaliser le débarquement, un vaisseau spatial quel qu'il soit va devoir assurer les mêmes fonctions vitales, de navigation, de communication, de régulations en tous genres. On va donc retrouver sur le LM beaucoup de similitudes avec ce que nous avons exploré sur le CSM. Dans ces conditions, il me semble totalement inutile de tout reprendre dans le détail. Seules les spécificités seront abordées, réduites bien entendu, à celles qui peuvent donner lieu à des exercices. On retrouvera forcément des ritournelles, que ce soit pour la mise en œuvre des systèmes ou pour la gestion de la navigation et des servitudes d'exploitation. La Fig.1 permet de localiser globalement les différents secteurs par zones d'actions.



Naturellement, nous retrouvons les fonctions prioritaires bien en vue sur le tableau central : Le pilotage, la survie de l'équipage, la gestion des ressources en ergols et en respirables, la climatisation etc. On observe également sur la Fig.1 que la "surface" exigée pour les protections électriques par sectionneurs occupe une grande partie des tableaux de bord latéraux. C'est qu'il faut protéger séparément pratiquement chaque système, et vu leur nombre, l'alignement des sectionneurs devient rapidement "copieux" et il importe de les répartir dans l'espace disponible. Mais ce qui frappe le plus, c'est l'importance des contrôles hertziens, que ce soit pour les radios ou les radars. C'est que le LM doit satisfaire dans ce domaine à des exigences plus importantes que celles du CSM.

### ***L'importance des systèmes de radios-communication.***

Pour le CSM, seulement trois entités étaient indispensables. En "privé" pour l'équipage l'intercommunication locale. Ce ne sont que des branchements filaires à l'intérieur du vaisseau et sur les cordons ombilicaux allant aux scaphandres et aux haut-parleurs de l'habacle. On retrouve bien entendu de tels dispositifs à bord du LM. Il faut ensuite établir une liaison aussi permanente que possible en voie montante et descendante vers la Terre pour l'échange des données numériques et des télémesures, impératif incontournable pour le suivi en temps réel par Houston de tout ce qui se trame dans les entrailles du vaisseau. On retrouve, ça va sans dire, cette fonctionnalité indispensable sur le LM, avec une contrainte supplémentaire qui a conduit à la saturation du LMC avec erreur 1203 lors de la descente pour se poser : L'impératif d'orienter l'antenne directionnelle à

**Page 2** grand gain vers la Terre pendant la descente, alors que le module lunaire change en

permanence d'attitude. Enfin, toujours en commun avec le CSM, l'équipage doit rester constamment en liaison vocale avec la Terre pour recevoir heure par heure les consignes relatives à la mission et résoudre les innombrables incidents et problèmes qui émaillent régulièrement le quotidien des astronautes. De plus, une fois la séparation effectuée, les deux vaisseaux doivent communiquer dans une liaison bilatérale autant vocale que numérique ... encore des radios à gérer. Pour "finir", une fois le module lunaire posé, des liaisons bilatérales entre le LM et l'astronaute en EVA sont également nécessaires, sans compter les systèmes déployés au sol ou la caméra mobile qui envoie des images en temps réel. Pour clore le sujet, par moment le CSM en orbite sert de relais entre le LM et la Terre, ça en fait un chassé croisé d'ondes en tous genres. Il ne faut pas s'étonner si le module de remontée, comme montré sur la Fig.2 était bardé d'antennes fixes ou orientables et motorisées. (Les antennes ne sont pas toutes représentées sur ce dessin forcément simplifié)

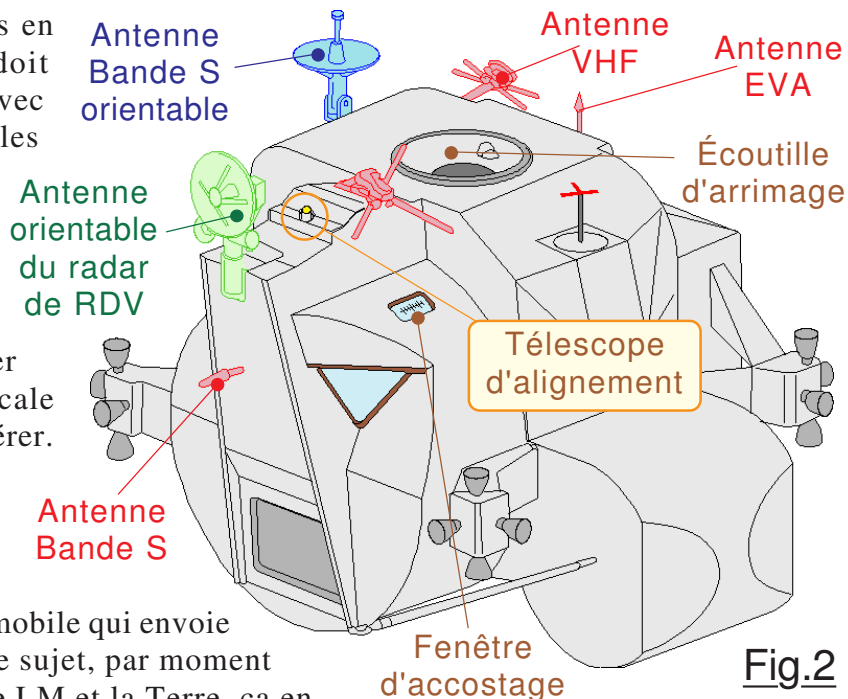


Fig.2

Il ne faut pas s'étonner si le module de remontée, comme montré sur la Fig.2 était bardé d'antennes fixes ou orientables et motorisées. (Les antennes ne sont pas toutes représentées sur ce dessin forcément simplifié)

### Altimétrie, vitesse / sol et rendez-vous par assistance radar.

Par mesure du temps de retour de l'impulsion émise, le radar détermine une distance. Par variation de fréquence de l'onde (*Effet Doppler*) on détermine la vitesse relative entre l'illuminateur et la cible qui provoque l'écho. Un système radar est donc l'outil parfait pour assister une navigation et un pilotage. Sur le dessin de la Fig.2 le radar d'alunissage n'est pas représenté car il est fixé sous le module de descente pour pouvoir illuminer vers l'avant et vers le bas. Comme montré sur la Fig.3 l'antenne du radar d'alunissage est conçue pour générer quatre faisceaux étroits permettant quatre mesures simultanées. Ces informations étaient complétées par un télémètre LASER

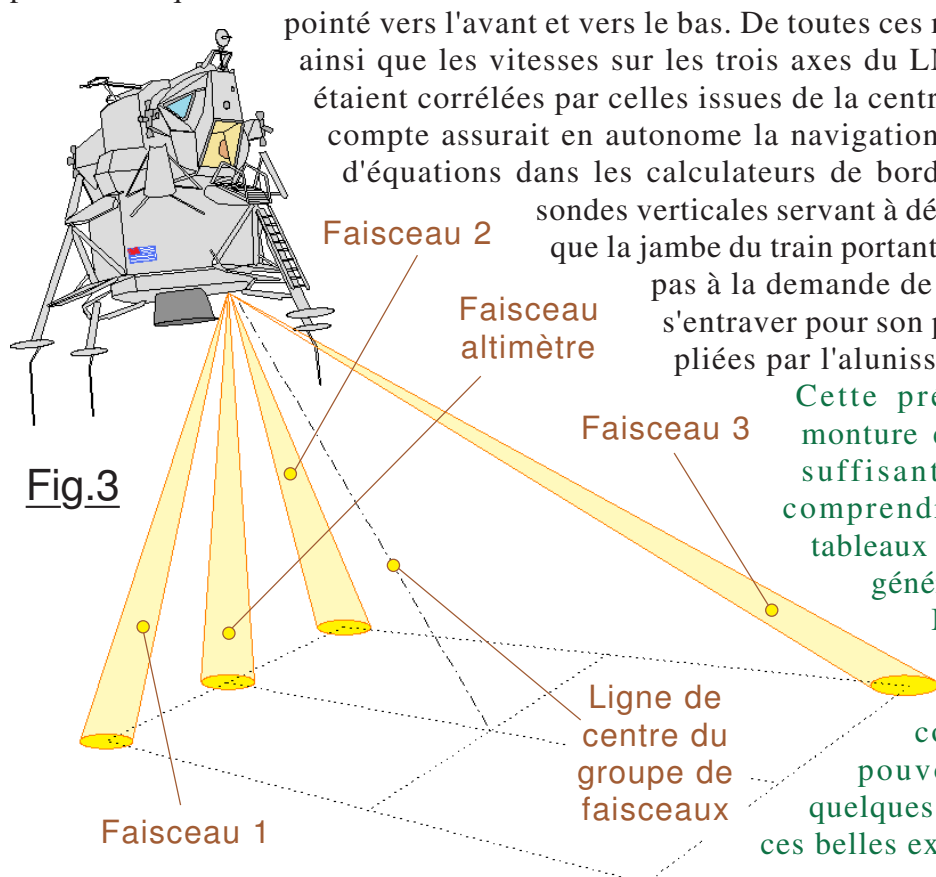


Fig.3

pointé vers l'avant et vers le bas. De toutes ces mesures étaient déduites l'altitude ainsi que les vitesses sur les trois axes du LM. Enfin toutes ces informations étaient corrélées par celles issues de la centrale inertielle qui pour son propre compte assurait en autonome la navigation. On imagine le joyeux brassage d'équations dans les calculateurs de bord ! Sur la Fig.3 sont visibles les sondes verticales servant à détecter le contact avec le sol. Notez que la jambe du train portant l'échelle de coupée n'en comporte pas à la demande de Neil Armstrong, qui craignait de s'entraver pour son premier pas lunaire, sur ces barres pliées par l'alunissage.

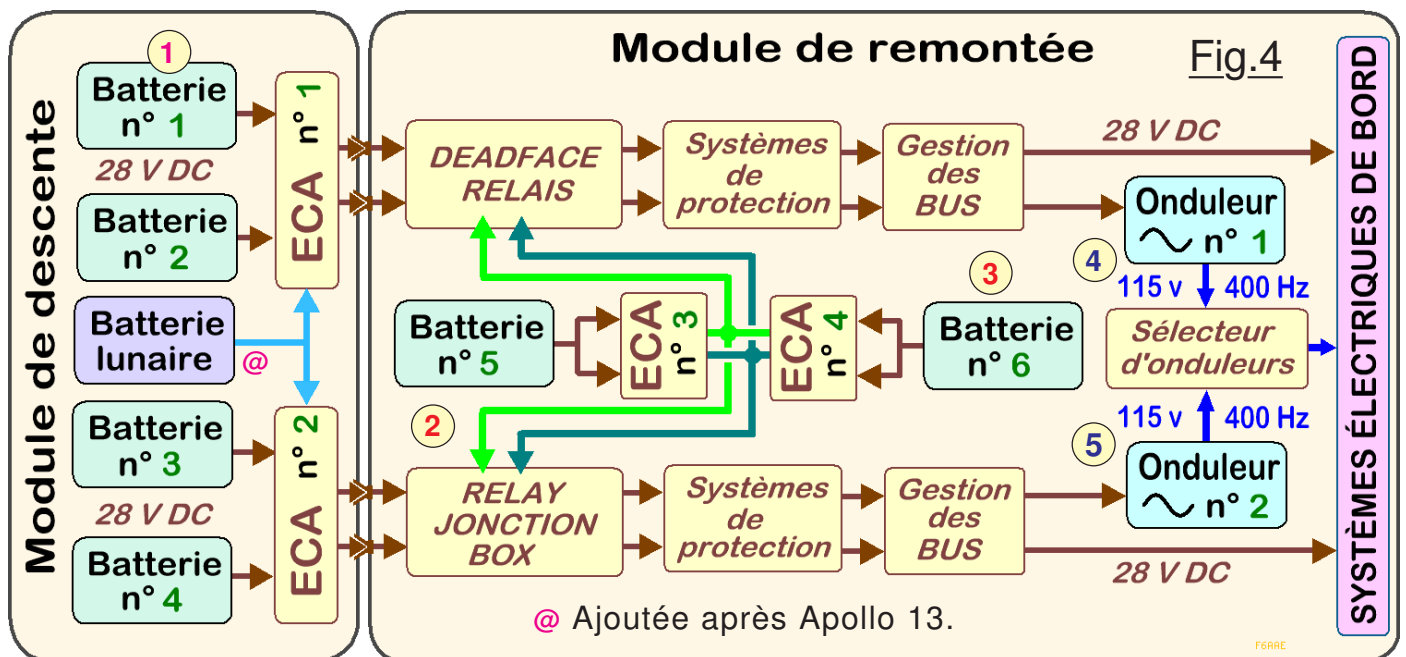
Cette présentation de notre nouvelle monture est très sommaire, mais elle est suffisante pour que nous puissions comprendre l'encombrement touffu des tableaux de maîtrise et avoir une idée assez générale de ce qu'il fallait gérer à bord.

Maintenant que nous avons cerné les diverses servitudes d'exploitation de notre boîte de conserve hyper technique, nous pouvons raisonnablement passer à quelques exercices pour concrétiser toutes ces belles explications fumeuses.

## LES SOURCES D'ÉNERGIE DU LM.

**E**xactement comme nous avons procédé pour la formation initiale, nous allons commencer par survoler la gestion électrique des systèmes. Cette approche me semble justifiée par le fait qu'ainsi il nous sera facile de cerner assez rapidement les zones des tableaux de bord relatives à l'énergie. C'est au moment d'utiliser les "fonctionnalités élémentaires" que nous armerons leurs sectionneurs respectifs. Ainsi pour chaque ensemble particulier nous aurons bien en tête les divers disjoncteurs concernés et les sous tableaux où il faut les chercher. Mais avant de s'engager dans des ensembles complexes comme les systèmes de pilotage ou de navigation, nous commencerons, c'est assez naturel, à mettre sous tension les lignes principales pour disposer du minimum vital, c'est à dire des systèmes de gestion de l'atmosphère, de régulation de la température et de l'éclairage.

**C**ontrairement au CSM, le module lunaire ne possède pas une centrale de génération électrique, c'est à dire qu'à bord il n'y a pas de piles à combustible. Grumman à choisi des batteries classiques pour respecter les délais de conception. (*Plus faciles à développer*) Ce choix entraine un certain nombre de conséquences techniques. Par exemple l'intégralité de l'eau nécessaire au séjour lunaire doit être contenue dans les réservoirs de bord puisqu'il n'y a plus les FC pour en produire. Autant dire qu'il faut oublier tout de suite la baignoire et le jacuzzi ! Quand à l'eau pour les repas et pour s'abreuver elle est mesurée au plus juste. Vous avez compris qu'il ne sera pas indispensable d'emporter beaucoup de tubes dentifrice. L'intégralité de l'énergie électrique sera stockée dans des batteries d'accumulateurs. Comme le module de remonté devra être autonome quand il aura quitté l'étage de descente, à son bord sont prévues deux batteries qui sur la Fig.4 sont repérées **2** et **3**. Quand à l'énergie pour le séjour sur le sol lunaire, cinq batteries **1** sont placées sur l'étage de descente et seront suffisantes pour assurer la fourniture en énergie pour l'intégralité de la durée de la mission



d'exploration. Un maximum de poids est laissé en cadeau à l'astre d'accueil, c'est autant de gagné pour alléger le retour. Enfin, on retrouve en **4** et **5** deux générateurs de courant alternatif au même standard électrique que ceux du CSM pour pouvoir réutiliser certains de ses systèmes.

**L'**autorisation pour effectuer le débarquement est assujettie à une pleine disponibilité des batteries du LM. Donc le feu vert ne sera donné que si les six unités sont à plein potentiel et ne présentent aucun signe de défaillance. **Les batteries du LM ne sont pas rechargeables** et restent isolées jusqu'à la séparation pour l'alunissage. Le LM est surveillé jusqu'au décollage par les cordons ombilicaux de servitudes. Puis, transposition achevée et LM récupéré par le CSM, si l'opération s'est déroulée sans incident, et l'assemblage correctement "solidifié", le module lunaire est placé sous perfusion. Traduction : Par une connexion électrique, il est réuni au BUS B du module de service. Le maintien à température est alors assuré par les piles à combustibles. Surtout, on laisse isolés les SEPT éléments d'accumulateurs jusqu'à la séparation. Nous en savons assez pour passer aux exercices.



## Un petit chouilla de théorie électrique.

**R**assurez-vous, on va dans ce petit chapitre donner dans de l'élémentaire rudimentairement simplifié. La Fig.5 schématise l'une des batteries **1 à 4** du dessin donné en page 4. Que ce soit une pile ou un accumulateur rechargeable, ces ensembles sont constitués d'un certain nombre de cellules représentées sur la Fig.5 par leur symbole électrique et par des couleurs différentes. Chaque élément présente une tension de l'ordre de 0,8V à 1,7V en fonction de la technologie utilisée et surtout du taux de décharge. En mettant en série plusieurs éléments, on additionne la tension disponible aux bornes du dispositif. Plus cette tension doit être élevée plus il en faut. Pour 6V, 12V, 24V le nombre de cellules est relativement réduit. Mais imaginez à l'époque des débuts de la TSF quand il fallait 150V à 200V pour faire fonctionner les tubes électroniques ... les fameuses lampes. C'est la raison pour laquelle on entassait les batteries et l'on donnait au tout le nom de piles, désignation qui est restée et demeure pour désigner les produits actuels en 1,5V (*Un seul élément*) 4,5V (*3 cellules en série*) 9V (*6 cellules en enfilade*) etc.

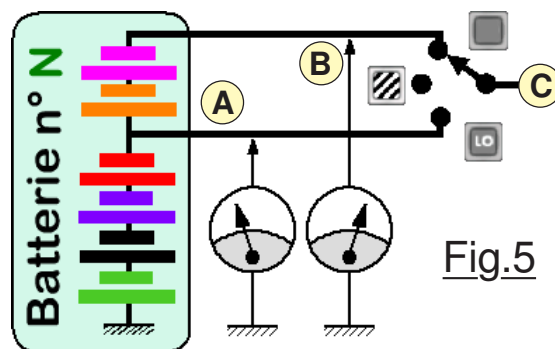


Fig.5

**P**roblème inhérent aux piles et aux accumulateurs, **la tension aux bornes diminue** en fonction du courant débité et surtout **en fonction du pourcentage de décharge**. Sur la Fig.4 les batteries sont réputées présenter 28V à leurs bornes. En réalité leur tension de service au début de leur utilisation est bien plus élevée. Concrètement, quand une batterie est "à vide", c'est à dire qu'elle n'est branchée à rien et ne débite aucun courant, elle présente une tension bien plus élevée que la tension dite "moyenne en service". Quand on consomme de l'énergie, la tension aux bornes diminue, et ce d'autant plus que le courant débité est important.

La valeur de 28V portée sur les schémas électriques est en réalité la tension nominale qui sera régulée par de l'électronique pour alimenter les systèmes du vaisseau. La régulation de tension pour le courant continu ne fait que "raboter" la valeur qui dépasse.

**L'**électronique utilisée fonctionne un peu comme le limiteur de vitesse sur une automobile. Si le chauffeur commande les gaz pour une célérité supérieure à celle de la consigne, le moteur sera bridé et restera à un régime maintenant la valeur de consigne. Par contre si le conducteur réduit la puissance, le véhicule ralentit et voit sa vitesse descendre en dessous de celle fixée comme seuil à ne pas dépasser. De façon analogue, les systèmes de régulation électrique utilisés à cette époque permettaient d'abaisser la tension à 28 V, mais pas de l'augmenter, quand trop déchargée, la batterie voyait sa tension de service descendre en dessous du seuil de régulation.

**M**ais à ce stade de décharge des éléments de l'accumulateur, il reste encore beaucoup d'énergie dans ces derniers. Pour continuer à puiser dans les cellules "déjà bien entamés", l'idée consiste à ajouter en série quelques unités pour remonter la tension qu'en un niveau compatible pour la régulation. Sur la Fig.5 en **A** la tension est forcément plus faible qu'en **B**. Au début de la mission en **A** nous avons largement assez pour satisfaire la demande. Il est alors inutile de commuter sur **B**, car plus la régulation en aval de **C** reçoit une tension excessive, plus elle chauffe. De plus il serait stupide de décharger les cellules placées entre **A** et **B**, autant les préserver au maximum. Quand la tension de service en **A** devient insuffisante, alors seulement on commute manuellement sur **B** pour rétablir un fonctionnement nominal des circuits de régulation. En

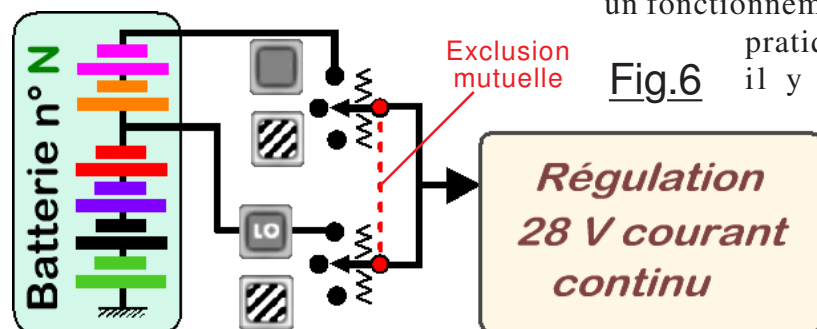
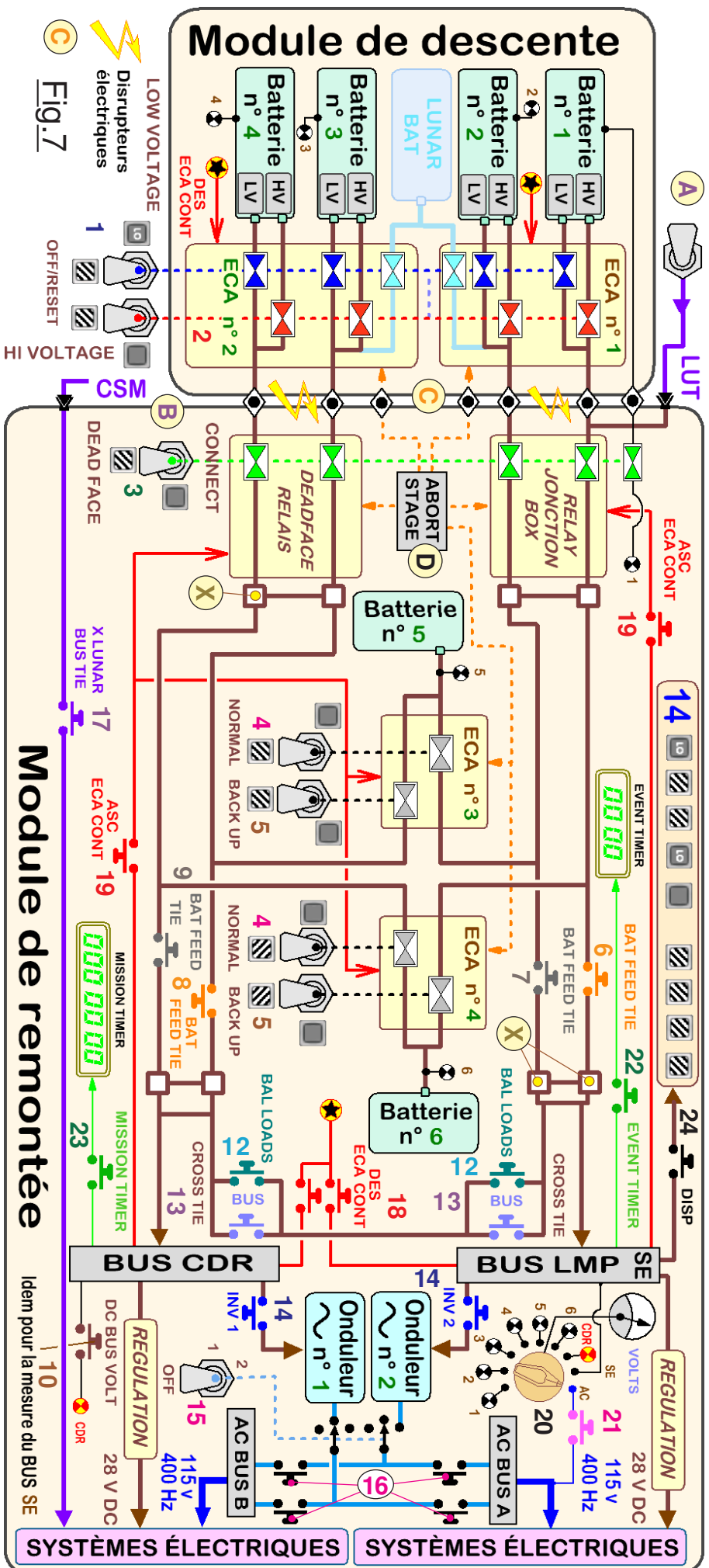


Fig.6

pratique, comme montré sur la Fig.6 ci-contre, il y a deux inverseurs en **C** pour gérer manuellement le branchement en **A** ou en **B**. (*Ou la coupure*) Connecter à la fois **A** et **B** en ligne court-circuiterait les cellules de supplément. Un circuit d'interdiction symbolisée en rouge empêche cette possibilité.



- 1 > 14 : [DESCENT POWER] LOW VOLTAGE sw SE BAT 1 à 4 sur ON ou OFF/RESET.  
2 > 14 : [DESCENT POWER] HI VOLTAGE sw SE BAT 1 à 4 sur ON ou OFF/RESET.  
3 > 14 : [DESCENT POWER] sw DES BATS sur CONNECT ou DEAD FACE.  
4 > 14 : [ASCENT POWER] [BAT 5 ou 6] sw NORMAL sur ON ou OFF/RESET.  
5 > 14 : [ASCENT POWER] [BAT 5 ou 6] sw BACK UP sur ON ou OFF/RESET.  
6 > 16 : [EPS] cb BAT FEED TIE. (cb de gauche)  
7 > 16 : [EPS] cb BAT FEED TIE. (cb de droite)  
8 > 11 : [EPS] cb BAT FEED TIE. (cb de gauche)  
9 > 19 : [EPS] cb BAT FEED TIE. (cb de droite)  
10 > 11 ou 16 : [EPS] cb DC BUS VOLT.  
12 > 11 ou 16 : [EPS] [CROSS TIE] cb BAL LOADS.  
13 > 11 ou 16 : [EPS] [CROSS TIE] cb BUS.
- X** : Simple redondance dans les lignes électrique pour en augmenter la fiabilité. (Court-circuit)
- 14 > 11 : [EPS] cb INV 1 ou 16 : [EPS] cb INV 2.  
15 > 14 : [ELECTRICAL POWER] sw INVERTER sur 1 ou 2.  
16 > 11 : [AC BUS A ou B] [BUS TIE] cb INV 1 ou INV 2.  
17 > 16 : [EPS] cb X LUNAR BUS TIE.  
18 > 11 ou 16 : [EPS] cb DES ECA CONT.  
19 > 11 ou 16 : [EPS] cb ASC ECA CONT.  
20 > 14 : [ELECTRICAL POWER] sel POWER/TEMP MON.  
21 > 11 : [AC BUS A] cb AC BUS VOLT.  
22 > 16 : [FLT DISP] cb EVENT TIMER / SE FDI.  
23 > 11 : [FLIGHT DISPLAYS] cb MISSION TIMER.  
24 > 16 : [EPS] cb DISP.

- A** : Inverseur non noté car externe au CSM et au LM. Alimentation par les cordons ombilicaux qui relient la fusée à la tour de lancement avant le décollage.
- B** : Alimentation du LM à partir du CSM par son BUS **MNB**, qui se gère depuis le CM.
- C** : Systèmes de coupure automatique à la séparation de l'étage de descente.
- D** : Systèmes de gestion automatique sur ABORT.

### Caractéristiques et contraintes d'utilisation des batteries du LM.

Initialement, la NASA avait envisagé de munir le module lunaire d'une centrale de production d'électricité avec des piles à combustibles comme pour le CSM. Mais rapidement les premières études ont montré que le bilan de poids risquait de devenir défavorable, et surtout les délais de développement se seraient avérés incompatibles pour le respect du calendrier avec la "date butoir" des dix années induites par l'annonce du Président John Kennedy le 12 Septembre 1961 devant le Congrès.

Outre des économies d'énergie drastiques, cette décision impliquait l'impératif de placer à bord une capacité suffisante pour assurer la fourniture d'électricité pendant toute la période allant de la séparation du CSM jusqu'au retour de l'arrimage. Pour ne pas alourdir le bilan de masse, il fut décidé de placer dans l'étage de descente le maximum d'éléments pour assurer globalement le séjour lunaire et de ne laisser dans l'étage de remontée que le minimum compatible avec une sécurité suffisante. Avec l'expérience acquise, le perfectionnement des matériels et l'optimisation des procédures d'exploitation des différents systèmes, la longueur des séjours lunaires a progressé au cours des missions de 35 heures à 72 heures. À partir d'Apollo 14 une batterie supplémentaire (*Nommée LUNAR BAT sur les tableaux, elle fait environ 12 kWh*) a été ajoutée dans le module de descente. (*Les batteries argent-zinc n°1 à n°6 étaient évaluées pour une capacité d'environ 400 AH*)

La section de distribution de puissance dans l'étage de remontée est essentielle pour la survie des astronautes. Par conséquent, chaque batterie de remontée peut assurer seule la charge totale pendant un retour normal ou lors d'une interruption ABORT. La capacité des batteries n°5 et n°6 double donc la disponibilité indispensable. La section de distribution de puissance dans la phase de descente est critique pour l'exécution de la mission. Les quatre piles de descente (*Cinq à partir d'Apollo 14*) sont nécessaires pour effectuer une mission complète. Mais un débarquement restreint peut être envisagé au moyen de trois piles de descente. Si deux batteries de l'étage de descente s'avèrent déficientes, la mission doit alors impérativement être interrompue.

Durant le freinage et la descente toutes les batteries sont mises en service. (*Si un ABORD est initié les n°5 et n°6 sont alors déjà en ligne, il importe juste d'isoler l'étage de descente à la séparation*) Les batteries de l'étage de remontée sont isolées durant le séjour lunaire pour en préserver l'intégrité. Elles sont remises en circuit avant la remontée. Une fois ces batteries en ligne, on doit alors isoler toutes les batteries de l'étage de descente avant de provoquer le décollage pour le retour. L'alimentation depuis le CSM était utilisée durant le transfert de l'équipage pour assurer l'éclairage et divers systèmes de réchauffage avant que les batteries de bord ne soient mises en circuit.

Chaque ensemble de contrôle électrique (*ECA*) protège et gère la mise en ligne de deux batteries de descente et leurs câblages respectifs. Des circuits de protection automatiques déconnectent une batterie dans l'éventualité d'une surintensité et visualisent l'état de fourniture des relais de jonction. La boîte de relais **RJB** (*Voir Fig.7*) offre des possibilités de jonction pour le raccordement d'alimentation externe pour le LM à partir de la tour de lancement. (*LUT*)

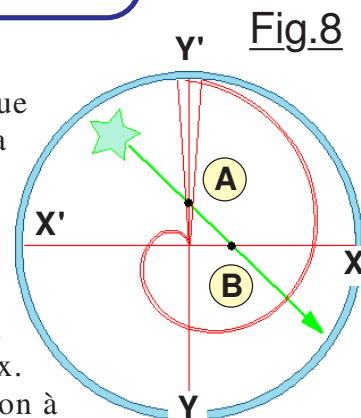
L'ensemble électronique **RJB** assure la JONCTION/ISOLEMENT pour les batteries n°1 et n°2. Pour les unités n°3 et n°4 c'est la boîte de relais **DR** (*DEADFACE RELAIS*) qui assure cette fonction. On constate sur la Fig.7 que pour des raisons de sécurité, les lignes d'alimentation filaires étaient doublées assurant une grande sécurité dans le comportement du câblage.

Pour clore ce petit descriptif rapide, notons que les ventilateurs du système de conditionnement d'air étaient des modèles fonctionnant en courant continu. De ce fait ils n'avaient pas besoin de courant alternatif. Ce choix technologique c'est traduit par des onduleurs surdimensionnés en performance. Chacun pouvait assumer la totalité des besoins. Un seul était en ligne.

- L'onduleur n°2 se met en service lors du réveil et de l'activation du LM.
- L'onduleur n°1 était prévu en secours, mais mis en ligne durant la descente.

## Recalage inertiel quand le module lunaire est en vol.

**C** oncrètement on utilise les étoiles de référence, mais la technique en vol ou posé au sol est totalement différente. En vol, la première action consiste à utiliser les RCS du LM pour avoir une étoile de référence pas trop loin de la croisée des réticules. On active sur le calculateur une procédure de recalage IMU et l'on indique le code de l'étoile de référence utilisée. Avec la molette d'ajustement ou les touches **Z** et **S** on recale le compteur à zéro, les axes X'X et Y'Y de l'alidade sont alors respectivement horizontaux et verticaux. Comme montré sur la Fig.8 on provoque une rotation du LM de façon à ce que l'étoile se déplace dans le champ visuel et le traverse. Quand elle passe derrière l'axe Y'Y on valide avec le bouton **MARK Y**. Quand elle passe derrière l'axe X'X on valide avec le bouton **MARK X**. En fonction du mouvement de l'étoile dans le champ oculaire, on peut valider les axes X'X et Y'Y dans un ordre quelconque. Le calculateur enregistre alors les angles IMU lors de la validation des deux points. *(Si l'on a validé par erreur on annule l'action avec le bouton **REJECT**)* On recommence alors toute cette procédure sur une deuxième étoile. Le calculateur dispose alors de suffisamment d'informations pour recalculer et corriger la REFSMMAT. Plusieurs passages d'une ou deux étoiles peuvent être enregistrés, la précision du réaligement sera meilleure. Le LMC recalcule l'IMU une fois la deuxième étoile validée.

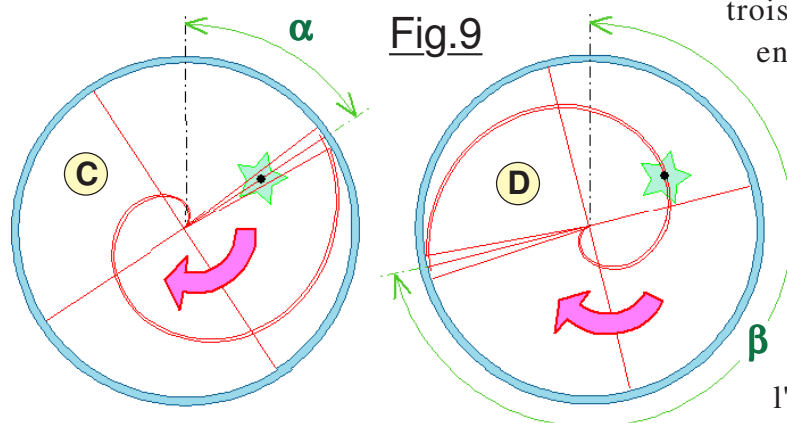


## Recalage inertiel quand le module lunaire est posé sur le sol.

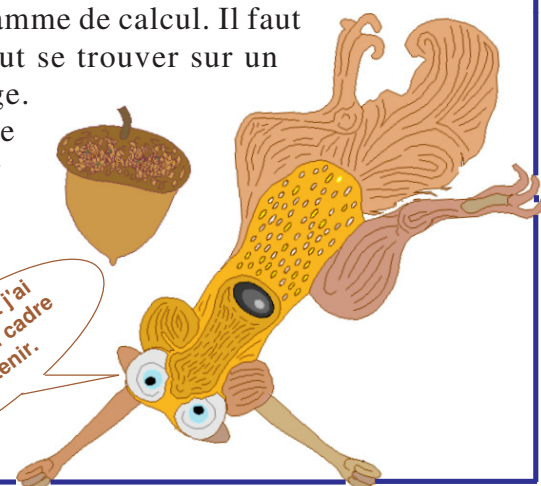
**L'** immobilité du vaisseau interdit la possibilité de placer librement une étoile de référence dans le champ visuel. Par ailleurs il n'y a plus de défilement, donc de passage derrière les deux axes puisque tout est figé. On utilise alors le commutateur d'orientation pour choisir l'un des six secteurs observables contenant une étoile de référence, un programme étant en déroulement sur le LMC. *(Six secteurs nommés **R**, **F**, **L**, **LR**, **CL** et **RR**)* Avec la molette de l'instrument ou les touches clavier **Z** et **S** faire tourner l'alidade pour placer l'étoile derrière les

trois traits rouges rectilignes. La Fig.9 met en évidence en **C** l'angle de rotation  $\alpha$  qu'il faut indiquer au LMC. Cet angle est indiqué sur le compteur numérique de l'appareil. Puis refaire tourner l'alidade dans le sens désiré jusqu'à ce que l'étoile soit derrière les deux spirales rouges comme montré en **D**. On obtient alors l'angle  $\beta$  qui se lit toujours sur le compteur numérique de l'instrument et doit également être fourni au programme de calcul. Il faut

recommencer l'opération sur une deuxième étoile, qui peut se trouver sur un autre des six secteurs, pour achever la procédure de recalage. Pour ceux qui veulent en savoir plus, sachez que cette spirale linéaire convertit directement l'éloignement de l'étoile par rapport au centre de la visée en un angle proportionnel. Finalement l'utilisation de cette spirale est plus simple et plus agréable à mettre en œuvre qu'une série de cercles concentriques qui seraient affectés à des écarts angulaires précis et dont il faudrait interpoler la position de l'étoile visée.



Frouit frouit j'ai enfin trouvé un cadre pour me tenir.

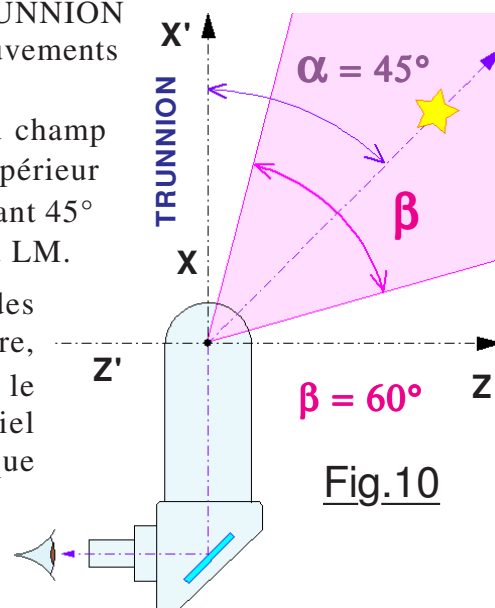




**T** rès particulier, il importe de bien comprendre le comportement de l'axe "TRUNNION" du télescope du LM si l'on ne veut pas se retrouver dans une incompréhension totale quand on utilise cet appareil bien spécifique. La Fig.10 donne une idée de la structure globale de cet instrument situé "en toiture" du LM. Ici le nom TRUNNION est utilisé par analogie avec les unités du CSM, mais les mouvements sur cet axe sont totalement différents.

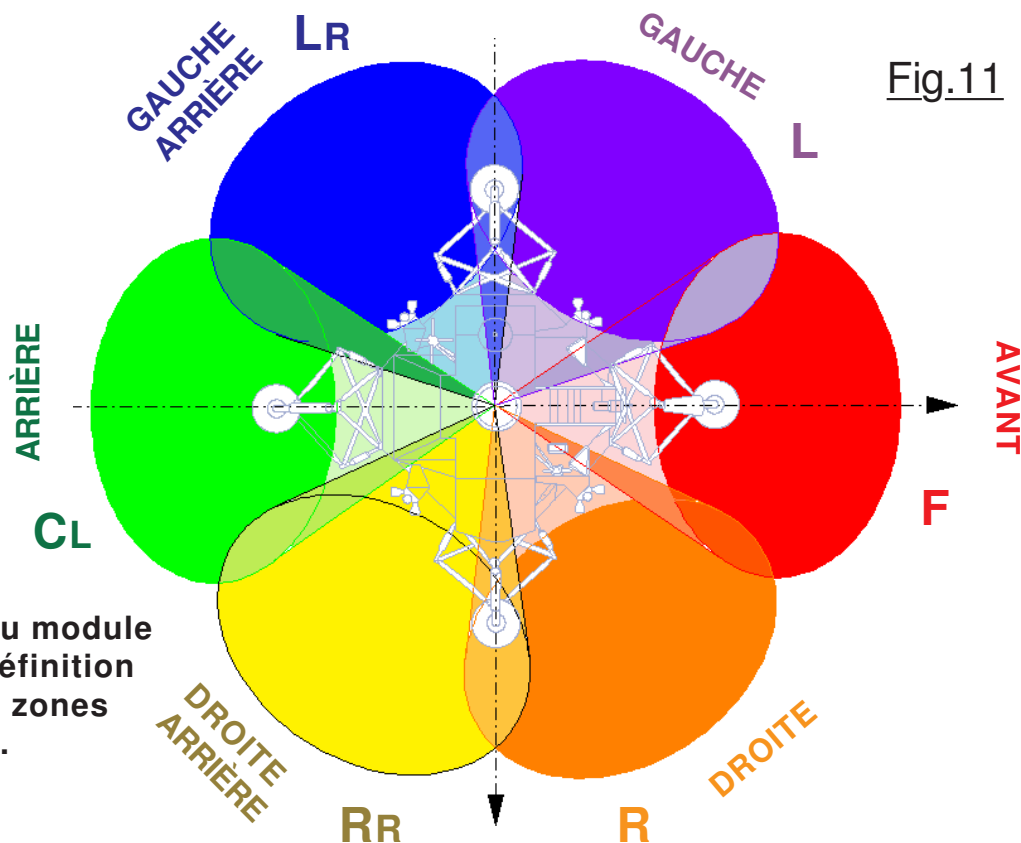
La Fig.10 met en évidence en rose clair l'ouverture  $\beta$  du champ visuel qui fait  $60^\circ$ . L'axe de visée obtenu par le prisme supérieur fait pointer en permanence l'axe de visée à un angle  $\alpha$  faisant  $45^\circ$  par rapport à l'axe X'X de la géométrie conventionnelle du LM.

**T** RUNNION pour son compte oriente l'ensemble des miroirs "périscopiques", de l'objectif et de l'oculaire, autour de l'axe X'X du LM. L'axe de visée pointe donc vers le haut et TRUNNION permet d'observer tout le tour le ciel visible, mais l'orientation du plan optique ne peut prendre que six directions indexées. Sur la Fig.11 ci-dessous le module lunaire est **vu par dessous**. (Du bas vers le haut qui correspond au sens de l'axe TRUNNION dirigée du plancher vers le plafond) Les six zones sont décalées angulairement de  $60^\circ$ , mais comme l'axe de visée est dirigé de  $45^\circ$  vers le haut, il y a un léger recouvrement des champs observables ce qui permet une recherche d'étoiles de référence sur les  $360^\circ$ . Quand on manipule le sélecteur de secteur observé qui fait tourner pas à pas l'ensemble optique, l'indexation des différentes directions se fait en permutation circulaire. Nous avons le choix du sens de rotation, le dispositif d'indexation indique par son affichage sans ambiguïté, comme précisé sur la Fig.11, la direction actuelle pointée par le dispositif en utilisant les initiales conventionnelles **F, L, LR, CL, RR** et **R**.



**Fig.10**

**F** : FORWARD  
**R** : RIGHT  
**L** : LEFT  
**CL** : CLOSE

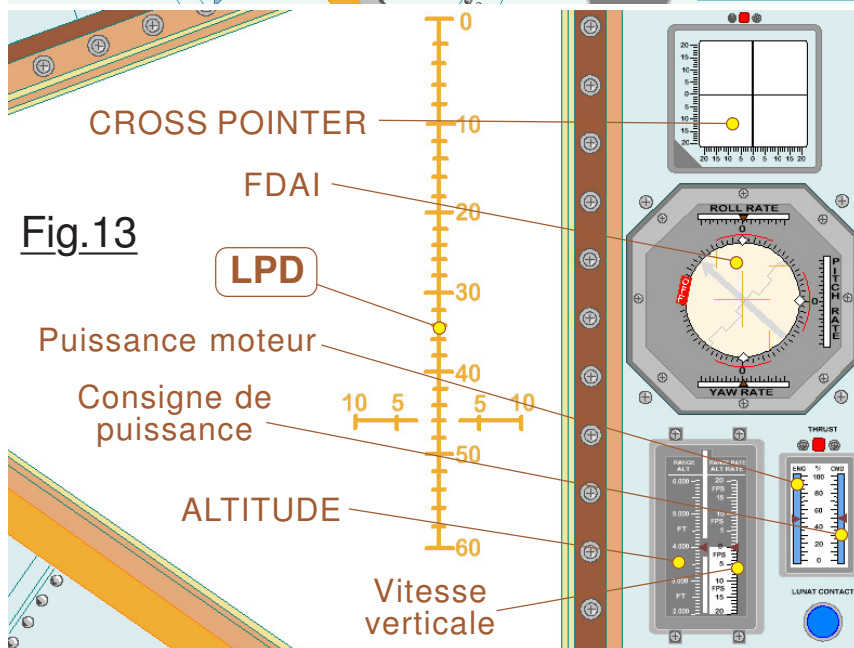
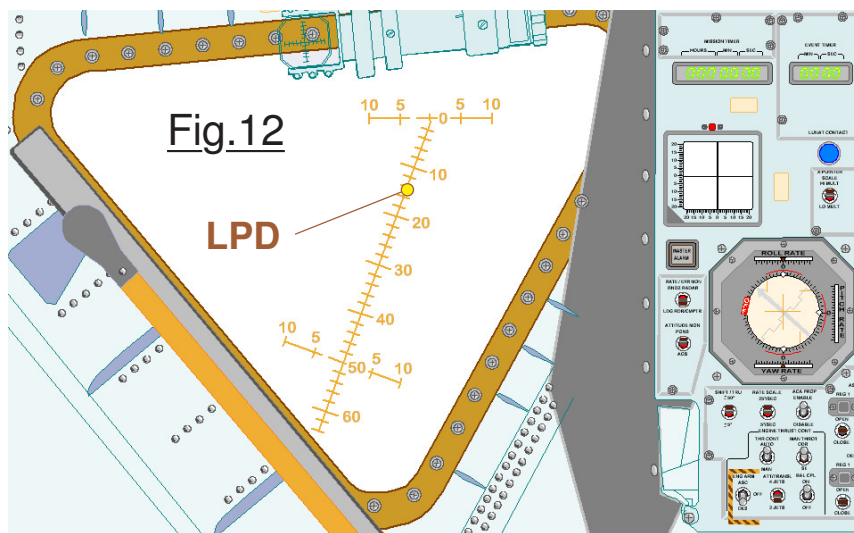


**Fig.11**

**Vue de dessous du module lunaire avec la définition des différentes zones indexées.**

## Le **LANDING POINT DÉSIGNATOR**. (LPD)

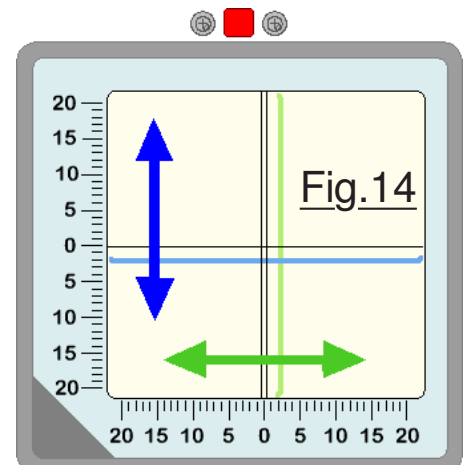
Artifice indispensable pour terminer l'alunissage, désigné par LPD dans la littérature spécialisée et par la NASA, c'est un dispositif qui associe intimement des graduations inscrites sur le hublot du commandant de bord et des informations affichées sur le DSKY. Suite aux informations issues du radar d'alunissage, le calculateur détermine et indique l'angle entre le LPD et le point où il estime que va se produire le contact avec le sol. Les graduations en hauteur vont de 0 à 60° et en latéral entre -10° et +10°. La Fig.12 représente l'apparence sur l'écran 2D du LPD quand on passe sur le hublot de gauche. Si le Commandant de bord estime que la zone n'est pas correcte, (*Présence de gros rochers ou pente trop importante*) il peut par des commandes manuelles indiquer à l'ordinateur de bord qu'il veut déplacer le point d'atterrissage vers l'avant, l'arrière ou sur les cotés. La consigne peut varier entre un demi-degré et deux degrés. Concrètement les graduations étaient inscrites à la fois sur la face intérieure et la face extérieure de la vitre du hublot. Le CDR devait se positionner de sorte que les deux ensembles de marques soient alignés et ne fassent qu'une seule trace en supprimant la parallaxe d'observation. Compte tenu de la difficulté en simulation de passer rapidement d'un



permettre d'avoir des calculs moins complexes dans l'émulation du LMC qui gère les programmes P64 / P65. Agrandi sur la Fig.14, le CROSS POINTER est un instrument qui visualise en temps réel le **dérage latéral** et le **glissement longitudinal**. Il était absolument impératif de pratiquement annuler ces deux dérives simultanément au moment de poser pour ne pas risquer de voir

**Page 10** basculer le vaisseau au moment de l'impact.

sous-tableau 2D au hublot et réciproquement, dans NASSP, quand étant sur le hublot de gauche, on frappe [CTRL] ↓, on obtient la vue représentée sur la Fig.13 qui regroupe la vue extérieure agrandie et les instruments principaux pour assister le CDR à l'alunissage. Sur cette vue sont rassemblés le CROSS POINTER, le FDAI, qui n'est pas encore fonctionnel, l'altimètre et taux de descente analogique et la jauge qui permet de gérer la poussée du moteur orbital. (*La puissance effective et celle de consigne*) Une observation attentive de la Fig.12 nous permet de constater que sur ce hublot du tableau principal, les graduations sont conformes à celles qui étaient gravées dans la réalité. La vue 2D agrandie donnée sur la Fig.13 montre que l'échelle est devenue verticale et perd le tracé horizontal du haut. C'est soit, je suppose, pour simplifier le travail de réalisation de la texture, soit pour pouvoir (*Quand ce sera effectif*)



## Système de guidage sur abandon. (AGS) (Abort Guidance System)

Développé par TRW entre 1964 et 1968 cet ensemble fonctionnel avait pour but de fournir un moyen de guidage de secours pour palier un dysfonctionnement du système principal de guidage le PGNS, (*Y compris sur un problème de LGC, l'équivalent sur le LM de l'AGC*) durant la phase de descente ou celle de remontée. L'activation de l'AGS lors d'une défaillance pendant la phase de descente induit de facto l'annulation de la mission. L'étage de descente est alors réorienté dans une attitude "verticale", puis largué si le LM est en cours d'atterrissage. Dans le cas contraire, la poussée restante est utilisée pour regagner une orbite d'attente. Dès que ses réserves sont épuisées, il est largué et le module de remontée continue vers un rendez vous avec le CSM pour effectuer l'arrimage en urgence. Le nom donné par la NASA à cet ensemble technique ne reflète pas totalement sa fonction, car il n'est pas spécialement dédié à générer un abandon, mais constitue un moyen de secours pour la navigation. Il assure les fonctions suivantes :

- Calcul de la trajectoire du LM et de la position du CSM,
- Surveillance du fonctionnement du PGNS durant les phases de descente, d'atterrissage et de remontée lors du retour d'une mission lunaire,
- Agir en tant que sauvegarde des données du PGNS dans des situations d'abandon d'atterrissage ou d'ascension, ou en orbite durant le rendez-vous avec le CSM.

Devant se substituer au PGNS en cas de défaillance de ce dernier, en tâche de fond l'AGS calcule en permanence les paramètres du vol et les compare à ceux issu du système de navigation principal. La flèche **A** sur la Fig.15 montre le flux des données surveillées. Le dessin permet de mieux situer les différentes interactions entre les entités concernées. Quand tout va bien, c'est le système de navigation

principal PGNS qui en **B** génère les signaux de pilotage des moteurs, que ce soit pour les poussées orbitales ou pour les RCS. En cas de problème, l'AGS assure la relève et prend le contrôle de l'électronique de pilotage par le truchement du canal **C**.

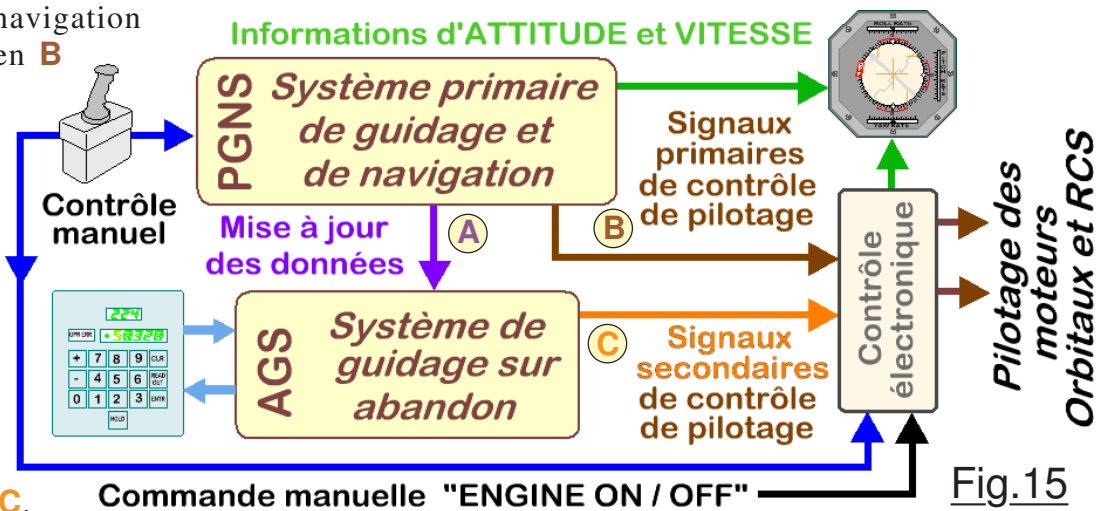


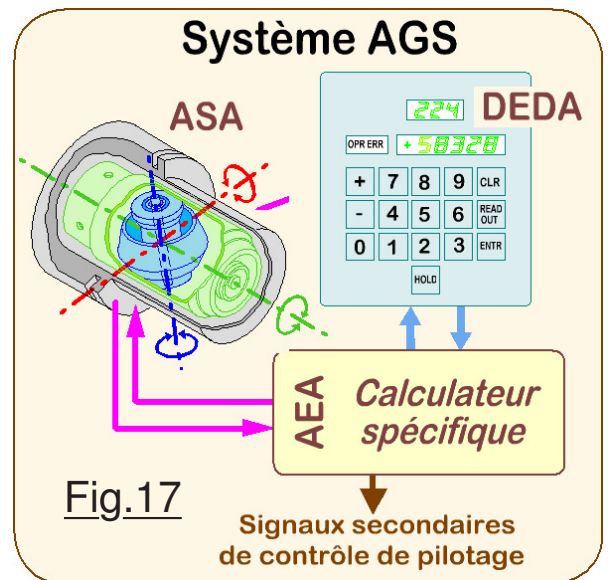
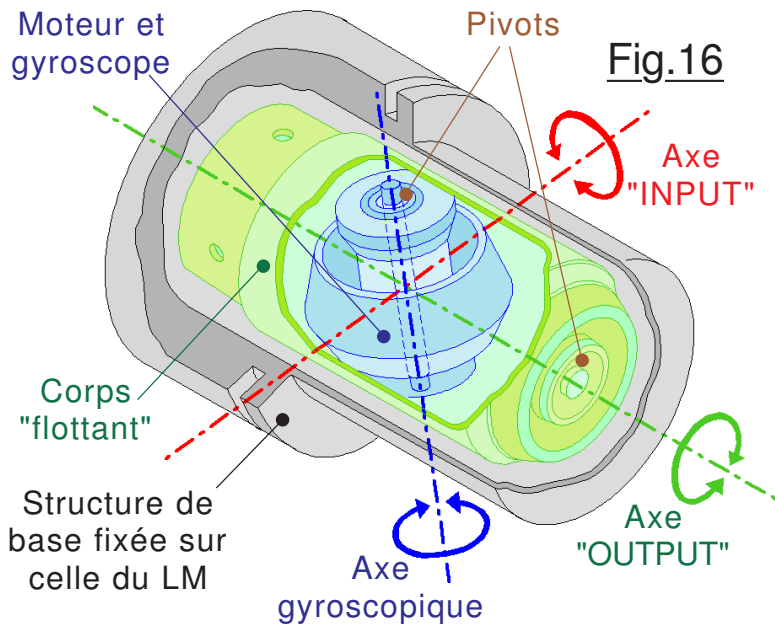
Fig.15

L'ensemble AGS est composé de trois unités fondamentales que l'on retrouve toujours sur les dispositifs d'asservissement pour la navigation : Un calculateur traitant les données, un module de capteurs pour mesurer les mouvements du vaisseau dans une référence, et une interface Homme/ Machine pour permettre aux pilotes de surveiller le déroulement des opérations et pour imposer des consignes. L'AGS n'échappe pas à ce canevas et intègre les trois entités de base :

- Un calculateur dédié, (**AEA** : Abort Electronics Assembly)
- Une unité inertielle indépendante, (**ASA** : Abort Sensor Assembly)
- Un pupitre d'affichage et de saisie des données. (**DEDA** : Data Entry and Display Assembly)

**L'AEA** : L'ordinateur de l'AGS fut conçu par TRW totalement indépendamment du développement de l'AGC. L'exemplaire réalisé pour servir l'AGS était le MARCO 4418 dont la mémoire utilisait comme pour l'AGC des tores magnétiques et présentait une masse légèrement inférieure à 15 kg imposant toutefois une consommation électrique de 90W pour fonctionner.

**L'ASA** : Cet ensemble technique comporte 3 accéléromètres de type oscillants, 3 gyroscopes dont la Fig.16 présente l'architecture et des circuits électroniques associés. Situé dans la zone du télescope d'alignement, l'ASA fournit au calculateur AEA des informations sur les changements angulaires d'attitude autour des axes X, Y, Z du vaisseau et les valeurs des accélérations le long de



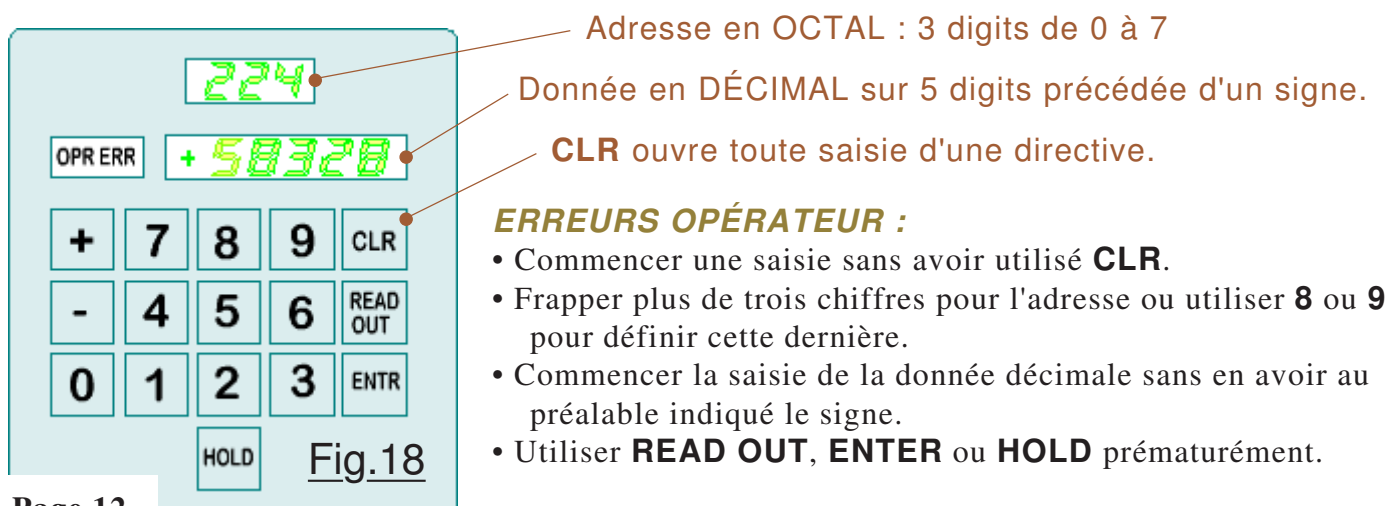
ces axes. Les mouvements captés génèrent des impulsions "incrémentales" qui sont utilisées dans les programmes de l'AEA pour calculer et mémoriser l'attitude, la position et la vitesse du LM.

**LE DEDA :** C'est l'interface avec laquelle les astronautes pouvaient communiquer avec l'ordinateur. Plus rudimentaire et moins convivial que le pupitre du DSKY, sa fonction était de permettre la saisie et la lecture des données mémorisées dans l'AGS. Beaucoup plus petit et moins polyvalent que le DSKY il mesurait 14 cm x 15 cm x 13 cm.

**RÉSUMÉ :** L'AGS est un système complètement distinct de l'AGC, avec une architecture différente, des capteurs différents, une électronique spécifique et un jeu d'instructions différent, pour palier une indisponibilité de l'PGNS en phase de descente ou de remontée.

### Utilisation de base du DEDA. (*DEDA : Data Entry and Display Assembly*)

Présenté sur la Fig.18, le pupitre de l'AGS reste d'une utilisation assez élémentaire qui s'apparente un peu à l'exploitation du DSKY. Toute fausse manipulation (*Erreur de saisie*) allume le témoin d'avertissement **OPR ERR**. Chaque intervention commence par la touche **CLR** qui efface l'écran des saisies et éteint éventuellement **OPR ERR** s'il est allumé. Puis on indique une adresse en OCTAL. (*Donc pas de signe et les chiffres compris entre 0 et 7*) Il faut exactement trois chiffres. On clique sur **+** ou sur **-** pour préciser le signe de la donnée, suivi de 5 chiffre décimaux pour la donnée. **ENTER** pour valider la mémorisation de la donnée à l'adresse indiquée. Si on ne donne qu'une adresse suivie de **READ OUT**, il y a lecture du contenu mémoire pour l'adresse indiquée avec rafraîchissement deux fois par seconde. **HOLD**, stoppe le rafraîchissement de la donnée.



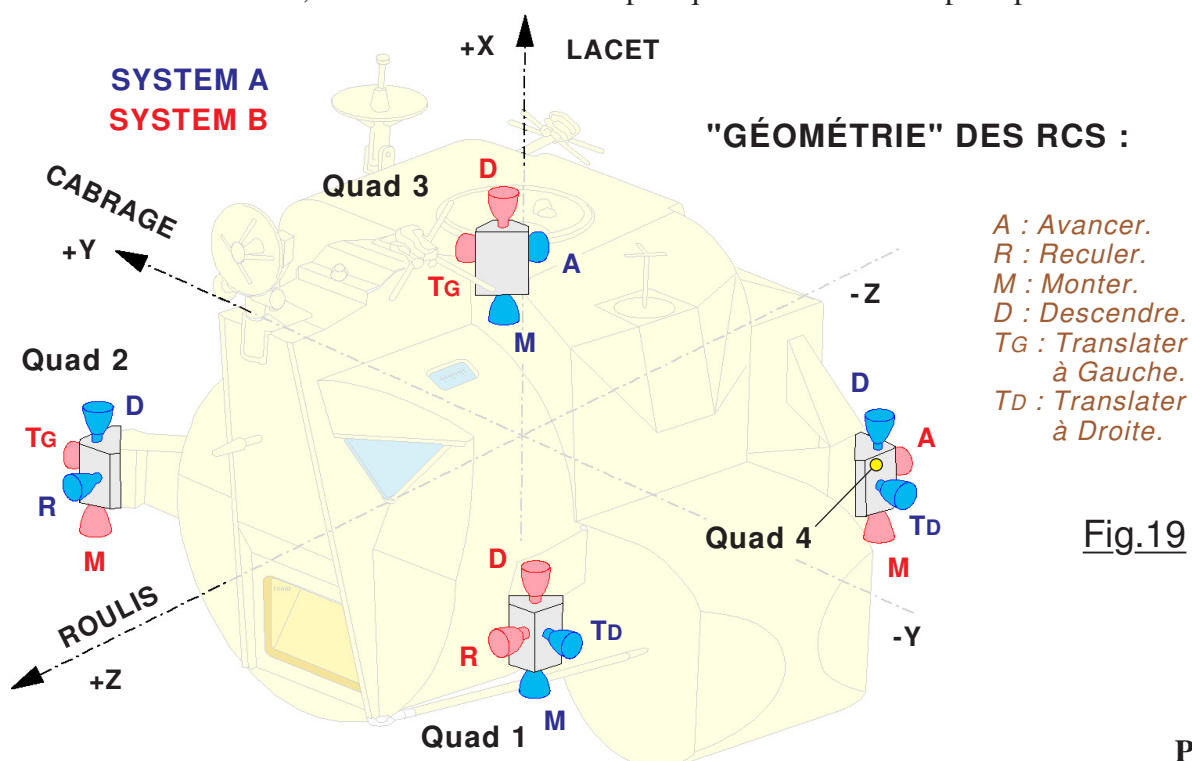


## Les circuits des moteurs RCS du module lunaire.

**R**echerche permanente de la fiabilité et de la sécurité en cas de dysfonctionnement, comme pour le CSM, le LM dispose de deux circuits totalement indépendants pour les RCS. Ces deux circuits nommés **SYS A** et **SYS B** sur les tableaux de bord, sont différenciés sur la Fig.19 et sur la Fig.20 par les couleurs respectivement bleues et rouges. Sur la Fig.19 les divers moteurs sont repérés par l'effet qu'ils engendreraient individuellement. Bien que l'allumage d'un seul moteur provoque intrinsèquement de la rotation, ceux qui sont utilisés pour générer les translations ont été repérés par cette affectation. Pour certains mouvements, il est possible d'utiliser soit deux moteurs, soit quatre moteurs en fonction de l'efficacité souhaitée durant la manœuvre. En ouvrant à la page 18 le manuel de pilotage **PROCÉDURES du LM.pdf** on trouve le tableau qui résume les utilisations standard des moteurs d'attitude et de translations fines. Toutefois, il suffit d'observer la Fig.19 pour comprendre que la perte complète de l'ensemble A ou de l'ensemble B compromet autant les rotations que les translations. Par exemple il n'est plus possible de reculer ou d'avancer, le vaisseau partirait en rotation. Descendre et monter serait possible mais uniquement sur deux moteurs. Enfin glisser latéralement ne deviendrait possible que d'un seul côté. C'est la raison pour laquelle, comme montré en **1** sur la Fig.20 des vannes permettent de "croiser" les lignes **SYS A** et **SYS B**.

**P**armi les problèmes potentiels, (*Et ce cas s'est déjà produit, notamment durant un vol GÉMINI*) il y a le cas de blocage en configuration ouverte d'une vanne d'alimentation. C'est un aléas épineux car rapidement le vaisseau prend une vitesse de rotation qui incommode dans un premier temps les passagers, et peut aller jusqu'à leur évanouissement. Il faut donc réagir promptement en passant sur fermées les deux vannes primaires **SOV** montrées en **2**. Ensuite, dans l'inconfort, donc sans trop lambiner, on recherche le Quad en cause. Il suffit alors d'isoler en **3** ce groupement, de rapidement établir "CROSS FEED" en **1** et de stopper la rotation parasite ... OUF !

**Q**uand l'étage de remontée à effectué sont rendez-vous et se trouve dans les parages du CSM, et la vitesse relative pratiquement annulée, le moteur d'ascension est devenu totalement inutile. Pour éviter tout incident de réallumage intempestif avec collision à la clef, il est alors complètement annihilé. Les ergols utilisés pour ce gros moteurs sont strictement les mêmes que ceux des RCS, alors pourquoi ne pas consommer dans ses réserves ? Toutes les manœuvres effectuées par le LM seront autant d'économies réalisées sur les carburants du CSM qui n'a pas terminé sa mission, alors que le LM va être abandonné. C'est la raison pour laquelle en **4** sont installées des vannes d'interconnexions. Dans le cas d'une remontée catastrophique qui épuiserait totalement les réserves du moteur orbital, il ne faudrait surtout pas que les réservoirs plus petits des RCS soient



**Fig.19**

dilapidés par inadvertance. Les vannes d'interconnexions sont donc fermées en standard et ne sont ouvertes qu'en fin de retour, et uniquement si nécessaire. Notez aussi que durant le rapprochement

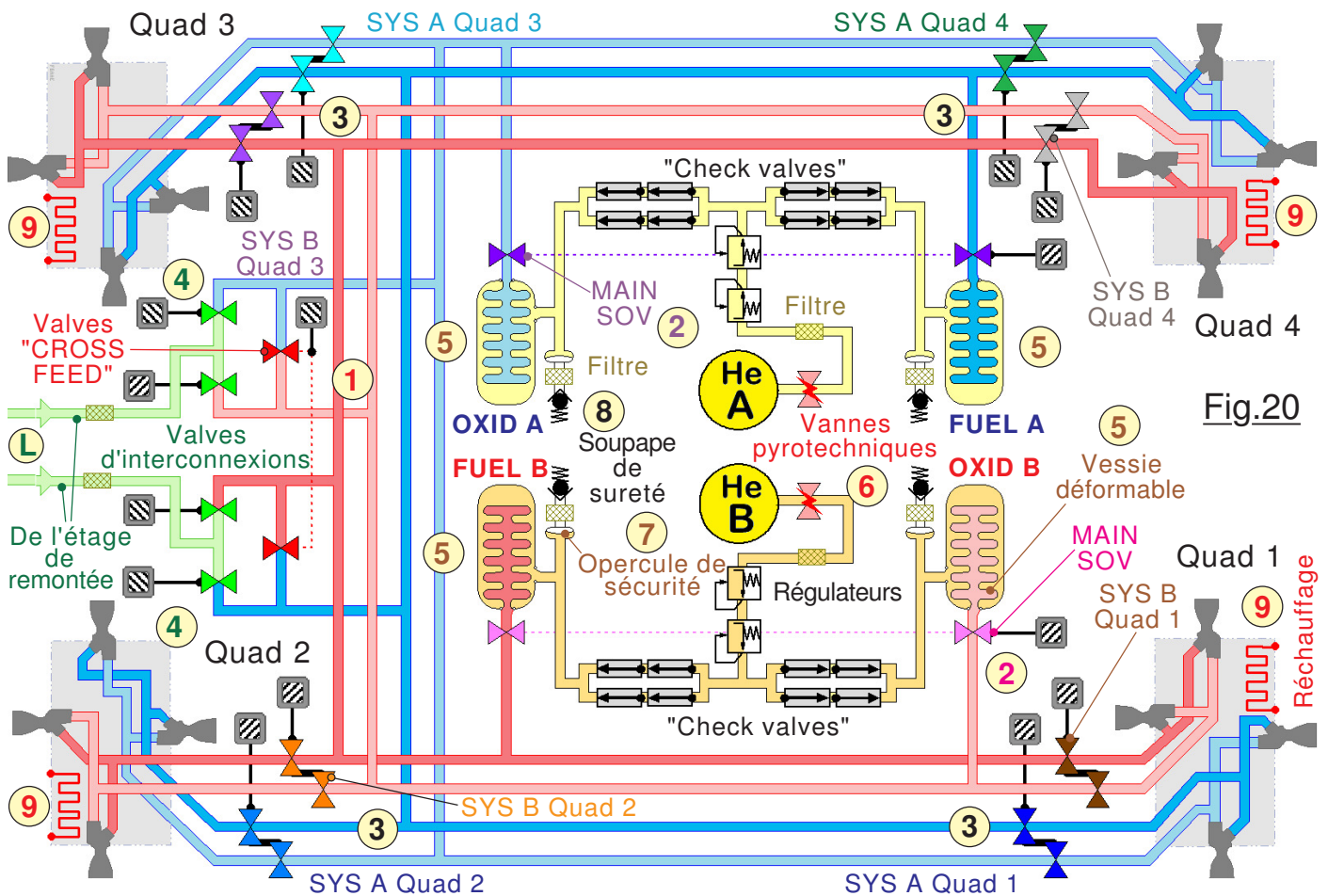


Fig.20

final, le freinage reste effectif y compris si durant cette translation vers le CSM on perd la totalité de **SYS A** ou de **SYS B**. Le freinage se faisant sur deux moteurs reste moins efficace, mais les pilotes ne seront pas pris totalement au dépourvu.

**R**emarquons au passage que les réservoirs d'ergols sont réalisés par des vessies déformables représentés en 5 qui se rétractent au fur et à mesure qu'elles se vident, étant mises en pression par l'hélium qui reste emprisonné dans un réservoir externe bien rigide. Les lignes de mise en pression des réservoirs d'ergols ne sont pressurisées qu'une fois prise la décision d'alunir, par l'intermédiaire des vannes à déclenchement pyrotechniques 6. Si pour une quelconque raison la pressurisation en hélium devenait trop importante, un opercule 7 se percerait livrant le gaz à une soupape de sûreté 8 libérant ainsi hors du vaisseau l'excédant de contrainte. L'hélium transite vers les canalisations de pressurisation à travers deux régulateurs placés en cascade. Ils ne sont pas représentés tous sur le schéma, mais sur pratiquement chaque point stratégique des canalisations sont intercalés des filtres pour protéger les organes vitaux de toute pollution. Enfin, le maintien à température convenable des groupements RCS est réalisé par des résistances électriques 9 par le biais de sectionneurs d'isolement. La Fig.21 ci-contre permet d'établir un lien direct entre les éléments de contrôle des circuits RCS et les divers inverseurs généralement monostables situés sur le sous-tableau de bord 2.

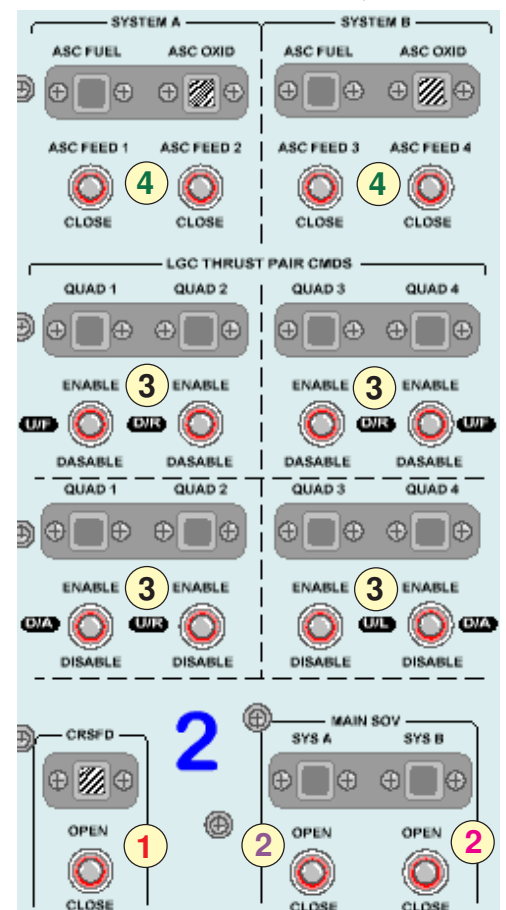


Fig.21

## Le moteur orbital de l'étage de remontée.

Contrairement au moteur de l'étage de descente, sa poussée est constante et il n'est pas orientable. La prise d'azimut de tir se fait au moment du décollage par un mouvement de lacet durant la courte phase où le module lunaire conserve un axe vertical. Puis la gestion de l'orbite se fait par modification en lacet ou en cabrage. Comme pour les RCS, les lignes de mise en pression des réservoirs d'ergols ne sont pressurisées par l'intermédiaire des vannes à déclenchement pyrotechniques **1**, qu'une fois obtenue l'autorisation d'alunir. On retrouve également en **2** la chaîne des deux régulateurs placés sur chaque ligne d'alimentation. Si pour une quelconque raison la pressurisation en hélium devenait trop importante, (*Manque de ventilation avant le lancement, ensoleillement local trop long durant le vol ou sur le sol lunaire et cætera*) un opercule **3** se percerait

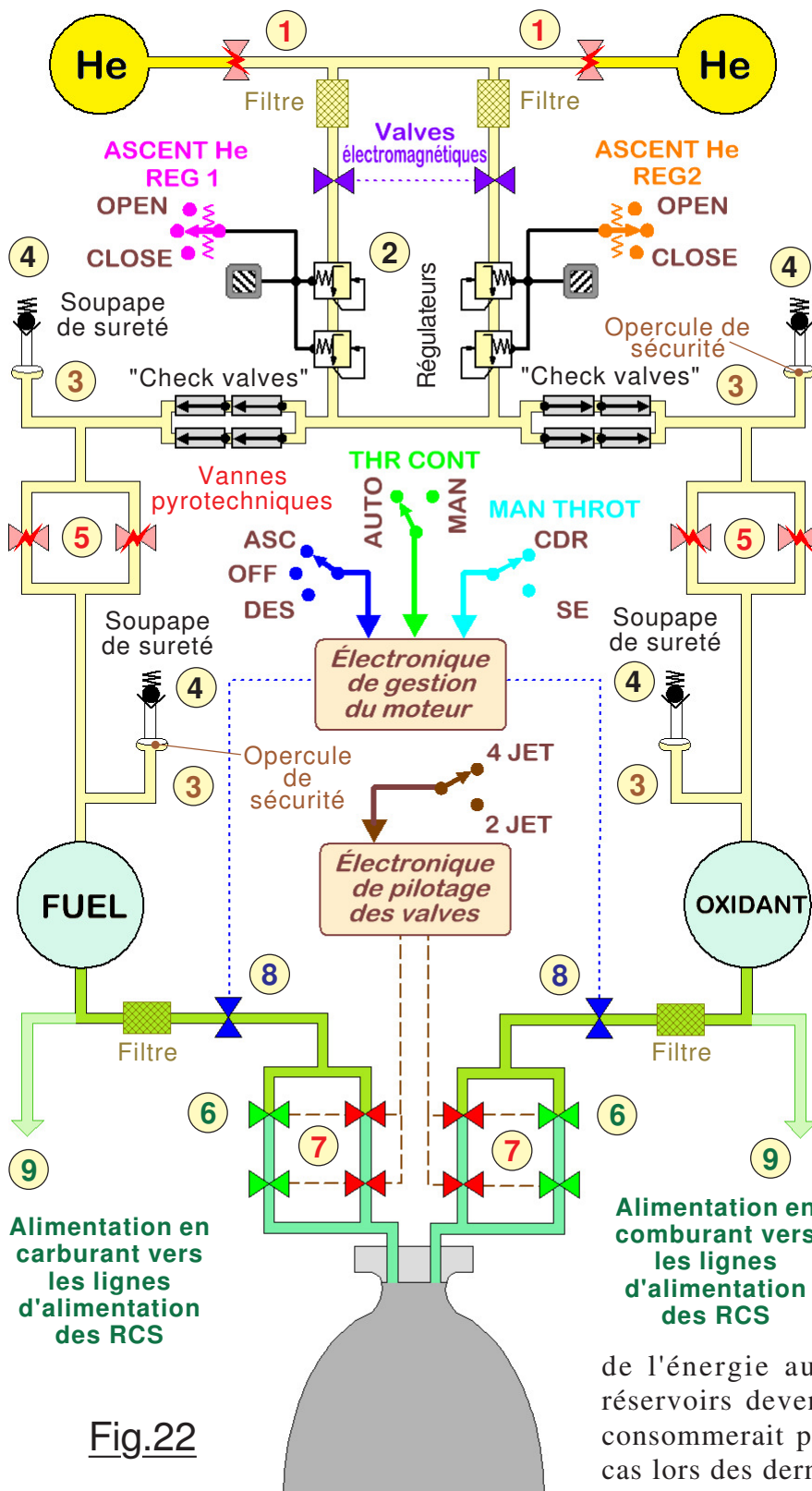


Fig.22

délivrant le gaz à une soupape de sûreté **4** libérant ainsi un peu d'hélium hors du vaisseau. L'hélium transite vers les canalisations de pressurisation à travers les "check valves" avant d'arriver dans les réservoirs d'ergols. Comme c'est le cas sur le schéma des RCS, tous les filtres ne sont pas représentés, mais dans la pratique on en retrouve à chaque point stratégique des canalisations pour protéger les organes vitaux de toute pollution interne éventuelle. On constate sur la Fig.22 en **5** la présence de deux autres vannes à déclenchement pyrotechniques, et surtout on observe qu'un peu partout les canalisations sont doublées. Sur le schéma cette précaution semble bien inutile, mais vu la complexité des cheminements dans le réel cet artifice participe à augmenter la fiabilité du moteur de remontée. Il est le plus important pour la survie de l'équipage, car il conditionne intégralement la possibilité d'un retour. Comme c'est également le cas pour le moteur de descente, on trouve en **6** et **7** les électrovannes qui configurent un fonctionnement en **4 JET** ou **2 JET**. En **8** se trouvent les vannes qui pilotent en tout ou rien l'allumage du moteur en fonction des consignes issues de la logique électronique. En **9** sont représentées les canalisations qui vont en L de la Fig.20 pour fournir

de l'énergie aux RCS si les réserves dans leurs réservoirs devenait critique, et que la remontée ne consommerait pas tout, ce qui était généralement le cas lors des dernières missions.



## LES RELAIS ÉLECTROMÉCANIQUES À COMMANDE FUGITIVE.

N'auré cher lecteur de revenir sur des développements "électriques". Ce chapitre n'est pas à sa place, il aurait été bien plus logique de le situer en page 8 pour faire suite aux chapitres sur les énergies électrique. Franchement je pensais pouvoir m'en passer. Mais dès que l'on cherche à comprendre ce que l'on fait quand on bascule des inverseurs sur les tableaux de bord, on n'y échappe pas. Comme quoi, reculer c'est pour mieux sauter. Si ce thème est égaré dans cette page 16, c'est que tout ce qui précède était déjà écrit. J'aurais alors été obligé de tout bousculer, changer la numérotation des figures etc. La paresse aidant, j'ai renoncé, et ce d'autant plus que déjà, nombreux sont les documents qui font références aux divers dessins et aux pages actuelles de ce document. Alors pour éviter d'inévitables "effets boule de neige" on va faire avec. C'est d'autant moins pénalisant que dans le tutoriel on ne fait appel à ce chapitre que ponctuellement.

### **Fonctionnement de base d'un relais électromagnétique.**

Typiquement mécanique, ces composant "du passé" sont actuellement remplacés par des systèmes entièrement électroniques et statiques. Ce propos est donc relatif à des technologies que l'on rencontrera de moins en moins. Quand on désire laisser passer du courant électrique ou l'interrompre, on utilise un "contact" qui autrefois était purement mécanique. C'est toujours vrai dans le bâtiment. Lorsque vous coupez ou rétablissez la lumière par exemple, vous vous doutez que le contact électrique sera dimensionné d'autant plus "gros" que le courant à gérer est important. Hors, sur les tableaux du LM, on ne peut pas disposer de gros inverseurs par faute de place disponible. Vu la consommation de certains systèmes, les petits inverseurs se souderaient ou fondraient en quelques manipulations. Pour résoudre ce problème, l'inverseur ne fait que piloter un **RELAIS**. Le relais est un dispositif, qui recevant une petite énergie, peut en commuter une bien plus considérable. La Fig.23 permet de se faire une idée de sa constitution et du principe de fonctionnement. Au repos, la palette mécanique est tirée dans le sens **R** par le ressort de rappel. La lame souple prend sa forme naturelle et s'écarte du contact fixe disposé sur la lame rigide. Quand on bascule l'inverseur sur ON, un petit courant parfaitement compatible avec sa "faible corpulence" alimente la bobine électrique. Le noyau se magnétise et attire la palette mobile qui passe au travail **T** et pousse la lame souple qui se déforme vers le bas. Elle vient en contact avec le grain de la lame rigide et le **COURANT IMPORTANT** est établi. L'inconvénient de ce type de matériel c'est que la bobine consomme en permanence.

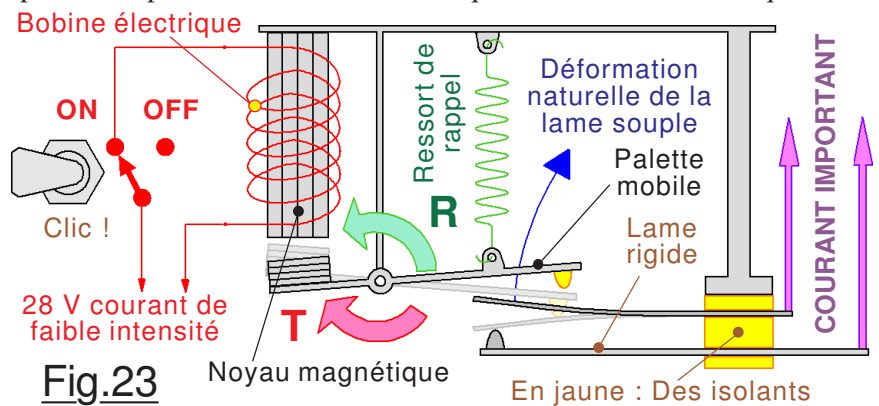



Fig.23

### **Les relais bistables à encliquetage.**

Fondamentalement ils sont basés sur des principes tout à fait analogues, avec palette mobile, contacts avec lame souple et lame rigide etc. Alimenter en permanence une bobine magnétique d'électro-aimant présente deux inconvénients majeurs : Elle chauffe, et l'on consomme inutilement de l'énergie. Hors dans le LM, toute consommation électrique est à proscrire, surtout si la source se trouve dans des zones qu'il est délicat de ventiler. (*Boîtiers fermés en l'occurrence*) Pour de tels cas d'utilisation la technologie a développé des **RELAIS BISTABLES À IMPULSIONS**. Ces matériels disposent de deux bobines et d'un mécanisme à encliquetage. Quand on alimente la bobine "travail" **durant un court instant**, l'équipage mobile se déforme à la configuration travail. Quand la bobine n'est plus alimentée, il conserve sa morphologie car un dispositif d'encliquetage verrouille la configuration. Quand on alimente la bobine "repos", l'encliquetage est libéré, le mécanisme se déforme en configuration repos et un dispositif de maintien le verrouille dans cet état. Ces relais sont plus complexes que leurs homologues standards, mais ils ont l'immense avantage de ne pratiquement rien consommer en énergie, et surtout de conserver leur état en absence de courant. **C'est notamment très important pour des cas de disjonctions intempestives de certains circuits.**

**NOTE :** Sur mes schémas ces relais bistables sont représentés par . Ce symbole n'a rien à voir avec la représentation normalisée. Il ressemble beaucoup plus à celui d'une vanne dans les circuits fluides. Comme un relais n'est pas autre chose qu'une vanne mais pour de l'électricité, je crois plus



## LA PHASE DE DESCENTE ET D'ALUNISSAGE.

Compte tenu de la complexité du pilotage, qui à partir de l'orbite circulaire conduit à se poser avec une marge d'erreur que l'on désirerait inférieure à celle d'un terrain de foot, qu'aucun humain n'est capable de la performance exigée, il faut impérativement une assistance automatisée. Les contraintes sont considérables. Partant d'une vitesse d'environ 1630 m/s soit dans l'atmosphère plus de cinq fois la vitesse du son, il faut entièrement résorber cette dernière tout en respectant une trajectoire de descente parfaitement calibrée. La quantité de carburant est tellement calculée juste, qu'à 10 secondes

près c'était l'échec pour Apollo 11. Sans automatisme il serait totalement illusoire de risquer en manuel une telle entreprise. Pour effectuer cette phase de la mission, le calculateur de bord brassait une foule d'informations, issues de la centrale inertielle et des radars avec pour la finale un complément LASER. La Fig.24 synthétise les diverses étapes du débarquement. Naturellement ce dessin n'est pas du tout à l'échelle, en comparaison du diamètre de la Lune les orbites sont bien trop écartées de la surface. En 1, c'est la phase de séparation entre le CSM et le LM. La Terre est dans la direction de la flèche 12, le train spatial est caché par la Lune et en silence radio. C'est donc bien avant cette opération que l'autorisation a été donnée par CAP COM. En 2 c'est le rétablissement des télémesures et des échanges radio avec la couverture hertzienne terrestre. (AOS :

*Acquisition Of Signal*) À ce stade, la couverture radar de poursuite recalcule la trajectoire et les télémesures informent de l'état des deux vaisseaux. Si tout est conforme, l'autorisation pour le la LOI est donnée. Compte

tenu de la direction du Soleil en 10, nous avoisinons le premier quartier. La ligne 11 repère le terminateur, c'est à dire la frontière entre coté éclairé et coté sombre dans lequel figurent les zones de pénombre en 13 (*Hachures simples*) et d'ombre en 14. (*Hachures croisées*) On constate que le site d'alunissage prévu 9 n'est pas très éloigné du terminateur. La lumière solaire est donc rasante ce qui explique les ombres portées particulièrement allongées durant le séjour au sol. En 3 on réalise la phase d'écartement cruciale pour éviter tout risque de collision entre les deux mobiles.

Accélérant légèrement, le CSM va s'éloigner du LM "en prenant de l'avance". Il continue sur la trajectoire bleue 5 qui en 8 sera plus haute en altitude. Le dessin montre clairement que durant la même orbite on sépare les deux astronefs puis le module de débarquement engage le freinage qui conduit à l'alunissage. Juste après avoir effectué l'écartement de sécurité, les deux machines survolent le site et peuvent vérifier la bonne inclinaison du plan orbital. C'est vital, car pour minimiser les consommations sur l'étage de descente il ne faut pas avoir de correction importante à effectuer. Quelques secondes sont tolérées, mais pas plus. Le survol doit se faire à moins de 15 km d'écart latéral. Une nouvelle circularisation sera nécessaire en vue de la procédure de RDV au retour. Pour son compte, le LM poursuit en 4 sur la trajectoire verte. Arrivé en 6 il y a perte des radiocommunications, et l'équipage se retrouve seul pour gérer la descente dont le freinage de DOI ne débute qu'en 7. (LOS : *Loss Of Signal*) Cette manœuvre initiale dont la trajectoire est représentée en rouge sur la Fig.24 consiste à modifier l'orbite pour obtenir un périégée qui se situe environ 500 km avant le site d'alunissage et dont l'altitude fait environ 15 km. Si un incident quelconque interdisait la phase finale d'alunissage, le module lunaire ne percuterait pas le sol, il remonterait sur sa lancée, laissant à Houston le temps d'analyser la situation pour éventuellement résoudre le problème. (*Et retenter éventuellement une descente quelques orbites plus tard*) Le vaisseau se place en RETROGRADE et effectue un freinage avec le moteur orbital. Cette manœuvre s'effectue à poussée très réduite et n'exige que quelques secondes. Elle peut s'achever avec les RCS en mode TRANSLATION. Si tout va bien, les pilotes valident le programme LMC de freinage qui doit

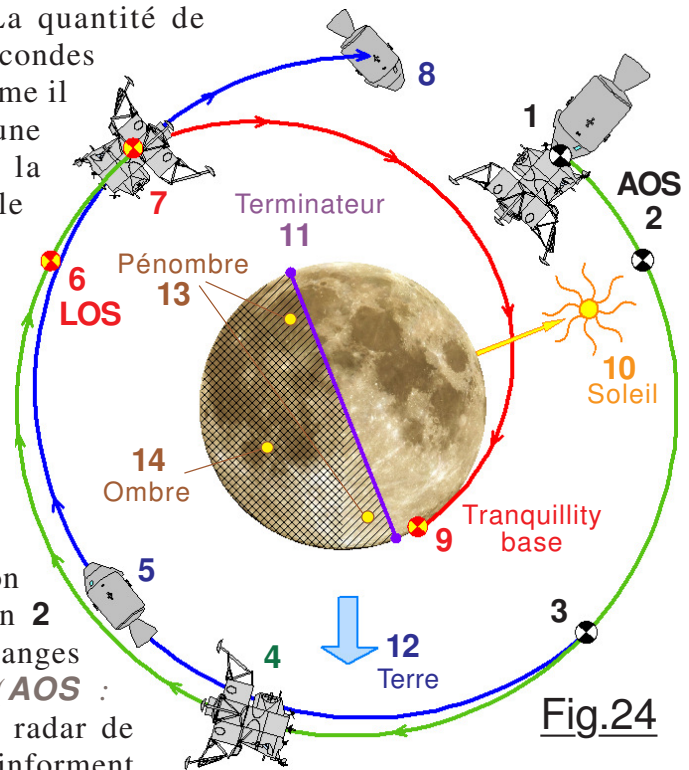


Fig.24

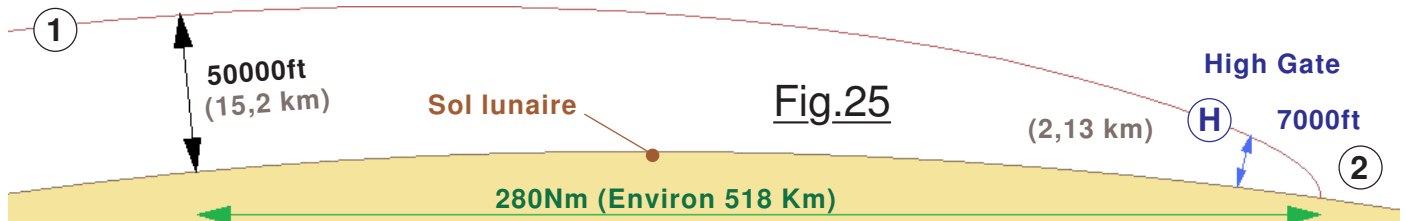
amener l'appareil exactement au point d'alunissage précis avec une vitesse dérisoire, une orientation qui permet d'observer le sol et une hauteur très faible à partir de laquelle le commandant de bord passe en manuel pour éviter les nombreux rochers éparpillés. Nous savons que cette phase ultime est assistée par le **LANDING POINT DESIGNATOR** dont il est question en page 10.

### Les procédures Apollo pour la descente.

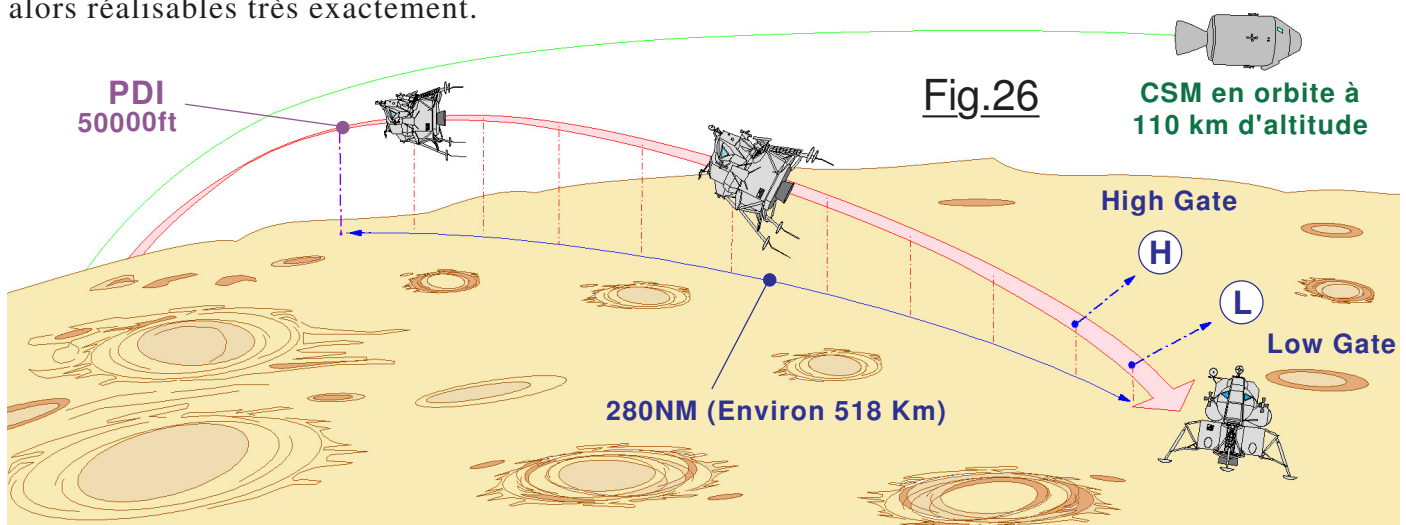
Elles ont été conçues pour se montrer économes en combustible, et pour fournir aux astronautes une visibilité aussi bonne que possible sur le secteur d'atterrissage en finale, et permettre ainsi de parer les nombreux risques créés par le relief. Elle sont globalement organisées en trois phases :

#### La phase de freinage.

À partir d'une orbite circulaire d'environ 110 kilomètres d'altitude, le LM (*Sur des missions postérieures, le LM et le CSM*) réalise une poussée en **RÉTROGRADE** pour diminuer le périastre d'orbite à environ quinze kilomètres en un point situé environ 500 kilomètres avant l'emplacement prévu pour l'alunissage. Aproximativement dix minutes avant ce point, les astronautes activent le programme P63 qui oriente le moteur orbital du LM en **RÉTROGRADE**. Une poussée initiale positive des RCS réalise **ULLAGE** pour forcer un déplacement des ergols vers les nourrices. Puis le moteur de descente est allumé à 10% pendant 26 secondes avant d'être poussé à sa pleine puissance. L'objet de la phase de freinage consiste à ralentir la vitesse orbitale en la faisant passer de 1700 m/s à environ 160 m/s, la procédure visant une cible appelée "**High Gate**". (Voir Fig.25) Cette "Porte



haute" était située entre huit kilomètres et cinq kilomètres en amont de l'emplacement d'alunissage, et environ 2,5 kilomètres d'altitude. Arrivé à ce point de passage initial, P63 enchaîne automatiquement P64 et la phase d'approche commence. Le moteur de descente était pilotable en puissance, mais des modifications de consigne (*Entre 60% et 100%*) restaient impraticables par la présence d'un phénomène d'instabilité de combustion. Une procédure de descente dans laquelle la commande de puissance était laissée à puissance maximale jusqu'à ce que la poussée théorique désirée soit égale ou inférieure à 58% s'est alors imposée. Cette valeur devenait nécessaire environ deux minutes avant la fin de la phase de freinage. Une fois que le programme de pilotage pouvait compter sur une puissance conforme aux consignes, les objectifs de position et de vitesse devenaient alors réalisables très exactement.



La manœuvre de freinage consiste à amener le LM sur la zone d'approche et d'alunissage **H**, point nommé "**High Gate**" situé à environ 7000ft du sol. La vitesse en ce point doit avoir été réduite aux environs de 500 ft/s avec une composante verticale de l'ordre de -200 ft/s. La Fig.27 est relative à la phase finale comprise entre la "**High Gate**" et l'alunissage. Arrivé au point **L** nommé "**Low Gate**", le LM est pratiquement en attitude verticale et sa vitesse horizontale par rapport au sol est pratiquement annulée.

### La phase d'approche.

L'objet de la phase d'approche consiste à poursuivre la descente vers le point prévu tout en permettant aux astronautes de voir le secteur d'alunissage, et d'ajuster avec précision l'emplacement. Cette transition entre la phase de freinage et la phase d'alunissage impose de modifier l'angle de cabrage vers le bas d'environ 60 degrés à environ 30 degrés. L'ordinateur du LM indique les valeurs pour utiliser le LPD. (*Voir explications en page 10*)

Le commandant regarde et évalue la position indiquée par ce réticule et estime l'emplacement d'atterrissage. Il peut éventuellement imposer des déplacements fins vers la droite ou vers la gauche en donnant des impulsions sur le mini-manche de l'ACA. La cible peut être modifiée jusqu'à 15 secondes avant la fin de la phase d'approche.

### La phase d'atterrissage.

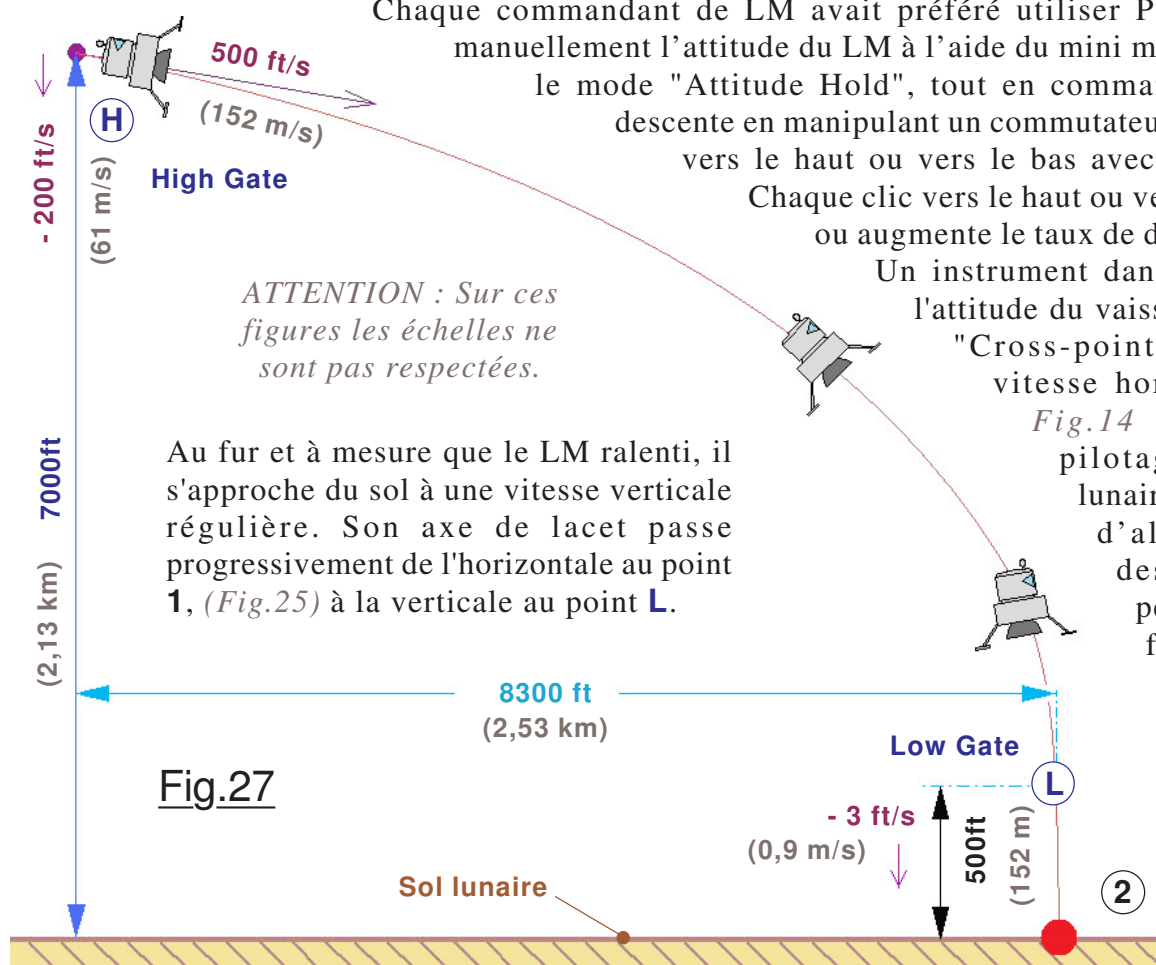
Elle vise à annuler la vitesse horizontale, puis de descendre à un taux d'environ trois pieds par seconde jusqu'à ce que le contact avec le sol soit détecté. Le moteur orbital est immédiatement stoppé, et le LM pose alors ses coupelles sur la surface lunaire. L'ordinateur du LM dispose d'un programme spécifique pour réaliser cette opération automatiquement, mais il n'a jamais été employé.

Chaque commandant de LM avait préféré utiliser P66 pour asservir manuellement l'attitude du LM à l'aide du mini manche ACA, dans le mode "Attitude Hold", tout en commandant le taux de descente en manipulant un commutateur à trois positions vers le haut ou vers le bas avec la main gauche.

Chaque clic vers le haut ou vers le bas diminue ou augmente le taux de descente de 1 fp/s.

Un instrument dans le LM indique l'attitude du vaisseau, alors que le "Cross-pointer" indique la vitesse horizontale. (*Voir*

*Fig.14 page 10*) Le pilotage du module lunaire exige des taux d'altitude et de descente précis pendant cette phase finale d'alunissage.



### Abandon de la mission.

Comme on peut s'en douter, la descente peut être interrompue à tout moment. Ceci se fait en appuyant sur l'un ou l'autre de deux boutons spécifiques bien en vue sur le tableau principal. Le bouton de "ARRÊT" engage le programme P70 qui utilise le moteur de descente pour effectuer cette remontée. Le bouton "ABANDON AVEC SÉPARATION" valide P71 qui commence par séparer l'étage de descente et utilise intégralement le moteur de remontée pour effectuer l'abandon de mission. L'un ou l'autre des deux programmes place le véhicule sur une orbite d'attente alignée avec le plan de l'orbite du CSM. Des interruptions en urgence de la mission peuvent également être réalisés à tout moment, le module lunaire étant posé, en cas de fuites de carburant ou d'oxygène, ou d'autres incidents sérieux. Le LM doit alors se placer sur une orbite provisoire, puis effectuer le rendez-vous avec le CSM avec des manœuvres concertées réalisées entre les deux vaisseaux spatiaux.

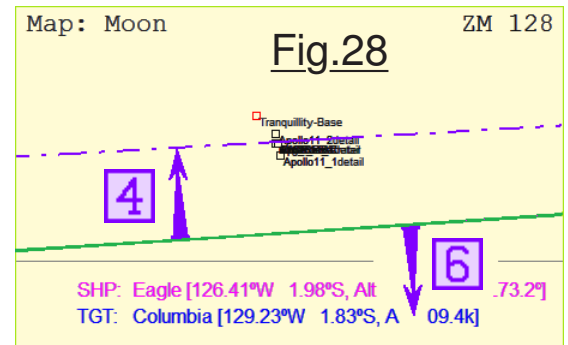


## PILOTAGE DURANT LA DESCENTE.

Fondamentalement il faut gérer les trois axes d'attitude et la puissance moteur. Au début de la descente le moteur sera poussé au maximum de sa puissance, donc on ne s'occupe que de l'ALTITUDE en fonction de la distance à la cible, et du CAP pour ne pas s'écarter latéralement du site. La façon de gérer ces paramètres avec Orbiter est détaillée ci-dessous.

### ➤ Gestion du CAP.

Le compas du HUD n'est pas opérationnel durant le vol car notre attitude couchée le rend globalement inutilisable. C'est la trace au sol sur Map MFD qui va nous permettre facilement de maintenir la trajectoire sur Tranquillity Base. Si la trace s'est décalée vers le bas comme sur la Fig.28, la faire évoluer vers le haut comme symbolisé par la flèche violette se fait par un ROULIS à droite avec **4 num**. Trace trop haute sur la carte, ROULIS à gauche avec **6 num**.



### ➤ Gestion de l'altitude en fonction de la distance qui nous sépare de la cible.

**C'est une priorité forte qui doit mobiliser toute notre attention** jusqu'à l'atterrissage. Ce paramètre se gère par le CABRAGE **en surveillant LA VITESSE VERTICALE**, mais en fonction de l'attitude du vaisseau il va y avoir inversion du comportement durant la descente.

#### • Début du freinage HUBLOTS VERS LE BAS.

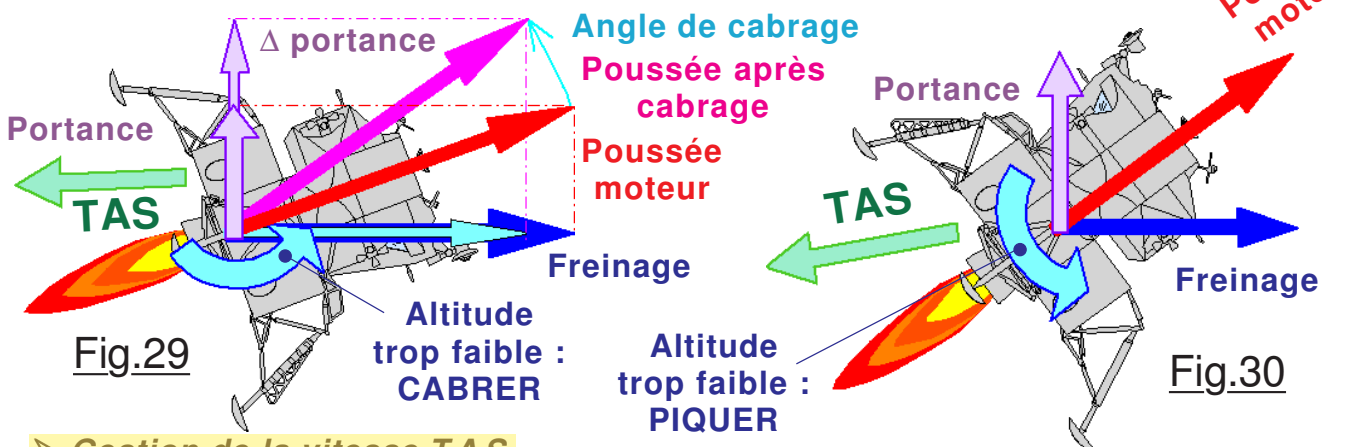
ALTITUDE trop faible : CABRER pour diriger la **Poussée** vers le haut. (Voir Fig.29)

ALTITUDE trop importante : PIQUER pour diriger la **Poussée** vers le bas.

#### • Fin de la phase de freinage HUBLOTS VERS LE HAUT.

ALTITUDE trop faible : PIQUER pour diriger la **Poussée** vers le haut. (Voir Fig.30)

ALTITUDE trop importante : CABRER pour diriger la **Poussée** vers le bas.



### ➤ Gestion de la vitesse TAS.

On commence par une faible poussée ULLAGE durant 7 à 8 secondes aux RCS en mode linéaire. (Penser simultanément à bloquer l'attitude avec **5 num**) Puis, **après avoir imposé le mode ROTATION** on augmente la poussée vers 4,5 kN jusqu'à ce que la distance se réduise à 450 km. Ensuite, comme précisé en page 18, des instabilités de combustion imposent de maintenir le moteur à pleine puissance, mais sur Orbiter on doit limiter à  $\approx 42$  kN. Il sera maintenu à ce régime jusqu'à ce que l'on soit obligé d'en diminuer la poussée, qu'il faudra moduler en fonction de la vitesse verticale souhaitée. **Continuer à surveiller la vitesse verticale, car l'évolution de l'altitude en dépend directement.** Tout en maintenant le paramètre altitude en fonction de la distance qui nous sépare du but, on va progressivement réduire la puissance, et la doser pour respecter les vitesses sol en fonction de la hauteur. Quand la distance devient inférieure à 5 km, c'est le respect de la vitesse TAS qui devient prépondérante, sans toutefois laissez s'effondrer l'altitude. Il vaut mieux poser trop loin que de risquer de percuter le sol. En phase terminale engager l'option **HORZ LVL**, et diriger aux RCS avec alternance des modes TRANSLATION et ROTATION, tout en gérant simultanément la vitesse verticale au moteur.



## LA PHASE DE REMONTÉE EN ORBITE.

Capitale pour la survie de l'équipage, le retour en orbite suivi du rendez-vous avec le vaisseau resté en altitude est impérative puisque seul le CSM est capable de revenir vers la Terre. Cette phase comporte plusieurs étapes toutes primordiales. En tout premier lieu il faut que le CSM soit sur une orbite circulaire dont le plan doit passer à proximité du site d'alunissage. Cet impératif fondamental pour effectuer le rendez-vous avec un minimum de consommation de carburant des deux cotés conditionne au départ l'autorisation de débarquer. Le LM utilise des procédures linéaires simples pour respecter des vitesses verticales et horizontales préétablies dans le plan de l'orbite du CSM. Ce processus dans la réalité est complètement automatique, confié au programme P12 du LMC. Les abandons à divers stades possibles de la mission emploient les mêmes procédures que celles de remontée.

Les deux premières missions lunaires avec alunissage ont employé un procédé plus prudent (*Connu sous le vocable de rendez-vous Coelliptic*) pour effectuer le rendez-vous que pour les missions qui suivirent : Apollo 14 à Apollo 17 utilisaient une procédure différente conduisant à un rendez-vous direct. Pour toutes les missions, la première étape implique un lancement sur une orbite elliptique de périapogée en 4 de 18 km d'altitude et d'un apoastre en 3 d'environ 87 km d'altitude. La montée est chronométrée par rapport au passage du CSM qui circule au-dessus du LM (*À une altitude de 109 km*) qui peut être surveillé par le radar de rendez-vous. La Fig.31 donne les caractéristiques de l'orbite elliptique avec l'angle de  $8^\circ$  entre la base et le périapogée. La phase entre 1 et 2 constitue la première étape, celle du lancement. Elle impose globalement un balayage angulaire de  $10^\circ$  pour le rayon position. En 2 l'altitude pour l'apogée est atteinte et l'on coupe le moteur. La trajectoire à ce stade du vol présente le périapogée de 18 km. C'est en 3 une fois atteinte l'altitude désirée qu'est remonté le périapogée pour circulariser l'orbite. (*Manœuvre nommée CSI*)

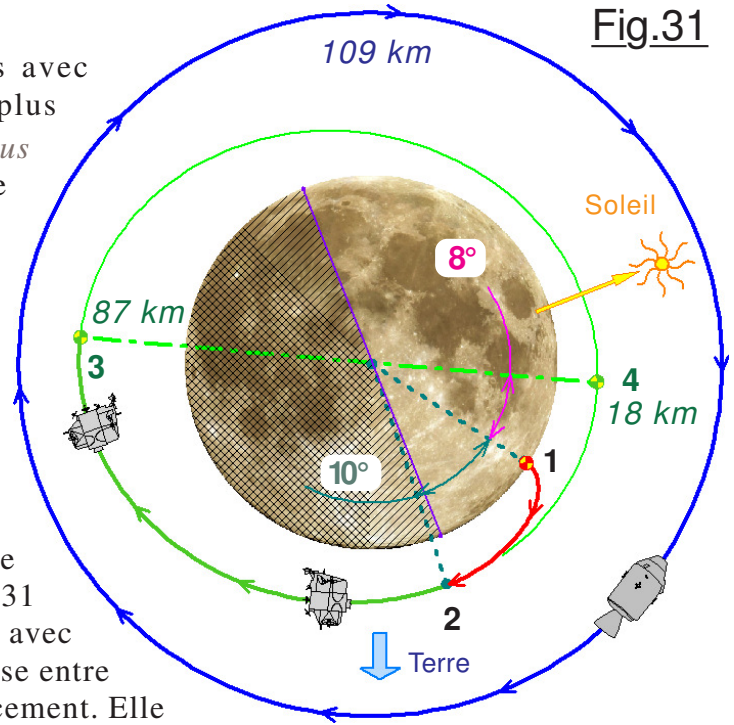
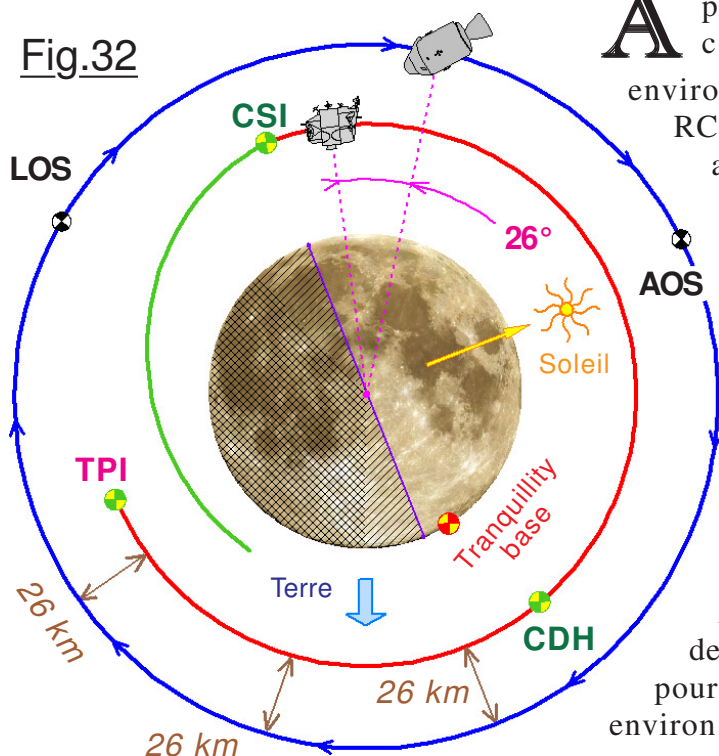


Fig.31

Fig.32



Après l'insertion en orbite achevée, la procédure consiste alors à circulariser l'orbite du LM à environ 87 kilomètres en utilisant la propulsion des RCS. Les calculs pour cette manœuvre sont confiés au programme P32. L'orbite du LM est ensuite modifiée (*Toujours avec les RCS*) pour positionner l'apoastre au même endroit que celui du CSM. Cette manœuvre, appelée le **CDH** (*Constant Delta Height*) a pour conséquence de placer le LM toujours très près, à environ 26 kilomètres au-dessous du CSM. Les calculs pour la manœuvre de **CDH** sont faits par le programme P33. (*Voir Fig.32*) Quand le module lunaire se trouve à  $26^\circ$  "horizontalement" au-dessous du CSM, la manœuvre suivante de **TPI** (*Transfer Phase Initiation*) est exécutée. Le calcul des allumages de **TPI** (*Exécuté par P34*) ajustent l'orbite du LM pour aboutir à la même position que celle du CSM en environ 45 minutes. (*Ou  $130^\circ$  de balayage*)

angulaire pour le rayon position) La manœuvre de **TPI** se fait également en utilisant les RCS. Pendant la phase de transfert, deux corrections à mi-course (*Toujours avec les RCS*) sont accomplies en invoquant P35. Le freinage final est conduit manuellement en utilisant les RCS, avec pour but d'aboutir à l'immobilité relative entre le LM et le CSM. Le LM oriente alors son sas d'amarrage vers le CSM, puis devient passif pendant que le CSM effectue la manœuvre de capture et d'amarrage.

**A**pollo 14 à Apollo 17 emploient une stratégie améliorée conduisant à un rendez-vous direct. Les différences principales sont que le décollage est réalisé avant que le CSM ne soit passé au-dessus du LM, P32 et P33 ne sont plus employés. Après insertion en orbite, P34 calcule un transfert vers le CSM, et la mise à feu est exécutée à l'aide du moteur de remontée au lieu des RCS. Le reste du rendez-vous est réalisé de façon similaire, avec des corrections à mi-course automatisées par P35 et le freinage final réalisé manuellement. Le rendez-vous direct permet la jonction en moins d'une orbite après le décollage, alors que le rendez-vous "coelliptic" exige environ deux orbites pour aboutir à l'amarrage.

**D**écollant à la verticale, après une prise d'azimut de lancement effectuée en Lacet durant les dix premières secondes de l'ascension, l'étage de remontée bascule rapidement en piqué comme le montre la Fig.33, car vaincre la pesanteur lunaire n'est plus difficile vu que la masse en jeu devient relativement faible. Par contre, la vitesse orbitale doit être atteinte impérativement pour écarter tout risque de retour au sol. Il faut donc orienter la poussée "vers l'avant" le plus rapidement possible. Comme montré en Fig.33 l'étage de remontée est très incliné, hublots vers le bas. À 200m d'altitude, à peine 16 s après l'allumage, le cabrage est déjà de  $-52^\circ$ .

### Rendez-vous en orbite lunaire :

**L**a capacité pour le LM et le CSM à effectuer un rendez-vous en orbite lunaire est à la base de l'agencement des missions Apollo. La source des informations concernant la distance et les angles par rapport au LM est le radar de rendez-vous. Il renseigne directement l'ordinateur ou l'équipage,

(*Par le truchement d'un affichage sur la console du commandant de bord*) en indiquant la distance à 180 mètres près et l'angle à  $0,01^\circ$  près. Travaillant de conserve, le radar et l'ordinateur sont capables de calculer la position précise du CSM par rapport au LM. Le radar enregistre une fois par minute, et avec chacun de ces marquages, déduit les différents angles de son antenne pour déterminer la direction vers le CSM. Ces données de distance et d'angle relatif sont ensuite transmises à l'ordinateur, qui calcule la position et la vitesse du LM à partir des vecteurs connus. Puis partant de là, indique la bonne direction aux automatismes. Une véritable stratégie de "défense en profondeur" est organisée pour s'assurer qu'un RDV soit possible, y compris en manuel, en dépit de multiples défaillances toujours envisageables. L'information sur la distance par rapport au LM est aussi obtenue en doublon à partir d'une télémétrie VHF envoyée par le LM et reçue sur le transpondeur du CSM. Les données d'angles sont possibles en localisant l'étage de remonté grâce à la forte lumière stroboscopique placée sur l'avant du vaisseau, et observée par l'intermédiaire du sextant du module de commande. Grâce aux déterminations de la distance et de la position du LM, l'ordinateur du CSM peut calculer les mêmes données (*Moment et durée de combustion*) que celles de l'ordinateur du LM qui, lui, utilise ses données du radar de rendez-vous. Des diagrammes et abaque de calculs sont également disponibles à bord du CSM et du LM pour permettre une détermination manuelle des paramètres de RDV par l'équipage, en complément à l'ordinateur de bord. Enfin, des données calculées sur Terre sont envoyées vers les deux vaisseaux, et quoique moins précises que celles des systèmes embarqués,

