

SYSTÈMES DE GUIDAGE ET DE NAVIGATION. (PGNCS)

Intégrant un grand nombre de systèmes en interactions fortes, et présentant de multiples facettes d'utilisation, les ensembles qui permettent d'effectuer la navigation et le guidage d'Apollo sont très complexes, et par voie de conséquences assez délicats à appréhender. Plusieurs sigles y font référence et en particulier **PGNCS** pour Primary Guidance Navigation and Control System. Cet ensemble est fondamentalement chargé de mesurer l'attitude et la vitesse du vaisseau, déterminer sa trajectoire et sa position, contrôler son attitude ainsi que le vecteur de poussée du moteur du SIV-B ou du SPS.

Les paramètres à fournir aux automatismes sont généralement calculés par l'assistance au sol et téléchargés à bord du vaisseau spatial par le truchement des télémesures, puis stockés pour une utilisation par le PGNCS. Toutefois, dans le cas d'une perte éventuelle ou prévue des communications, l'ensemble PGNCS peut aussi servir de mode principal de guidage. Le PGNCS gère également le contrôle automatique des systèmes du vaisseau via l'ordinateur de bord du module de commande.

Composition globale du PNGC : (Voir Fig.47 page 33)

Trois unités fondamentales étroitement imbriquées vont permettre d'assurer le guidage et la navigation :

- La centrale inertielle **IMU** intégrant une plate-forme de plusieurs gyroscopes et accéléromètres.
- Un calculateur de bord **CMC** avec son interface de "dialogue Homme / Machine" le **DSKY**.
- Un ensemble de télescopes optiques motorisés **OSS** composé du **SCT** et du **SXT**. L'ensemble optique astronomique est utilisé pour recalibrer périodiquement la centrale inertielle qui dérive lentement.

L'OSS peut être indépendant du CMC pour prévenir la défaillance du système de navigation.

- Le sous-système inertiel (ISS : Inertial SubSystem) intégrant l'IMU mesure l'orientation et la vitesse du vaisseau en fournissant une plate-forme de référence stable REFSMMAT : l'unité de mesure inertielle.
- Le sous-système informatique (CSS : Computer SubSystem) intégrant le CMC utilise ces informations pour établir la position actuelle du vaisseau et calcule une nouvelle estimation appelée "**vecteur d'état**". Le CSS se comporte aussi comme un autopilote intégré. Le CSS peut également gérer l'**OSS** pour pointer les télescopes vers une cible qui permet d'établir une relation entre l'Univers et la navigation.

Le PGNCS permet plusieurs choses :

- * Détermination de la vitesse inertielle et de la position. (*Vitesse sur la trajectoire*)
- * Mesures de navigation par système optique ou inertiel.
- * Détermination et contrôle de l'attitude du vaisseau.
- * Commandes de guidage automatique pour les manœuvres du CSM ou de la rentrée atmosphérique du CM.

Pendant les périodes de repos, on peut placer l'**IMU** en stand-by pour économiser de l'électricité et faire de même avec le **CMC**. Quand ils sont réactivés, on doit prendre des mesures de positions par la méthode optique sur des étoiles ou par télémétrie pour les remettre à jour. Le système optique permet de mesurer un angle entre deux objets repères terrestres, entre un repère terrestre et une étoile, entre une étoile et l'horizon, entre deux étoiles. Les informations de positions ainsi récupérées sont

utilisées avec celles de vitesses pour déterminer une trajectoire et peut-être calculer une correction de route si on en a besoin. Les mesures optiques

servent aussi à aligner l'**IMU** dans une orientation de référence spécifique. (*REFSMMAT*)

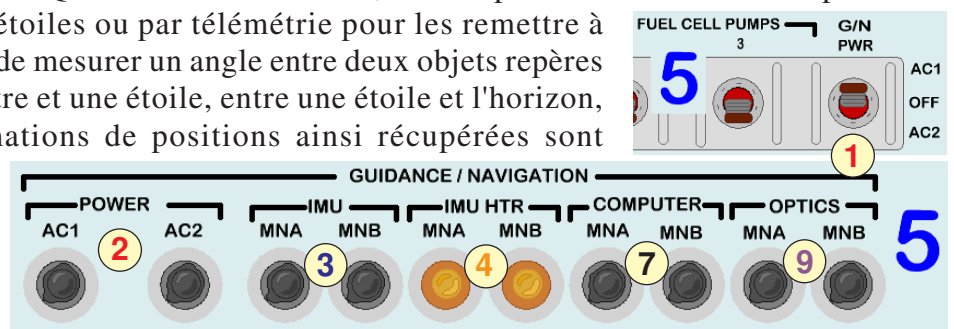
L'**IMU** peut servir à stabiliser le vaisseau dans une attitude précise, recevant des informations de variation de vitesse et d'attitude des divers ensembles gyroscopiques de bord et des accéléromètres.

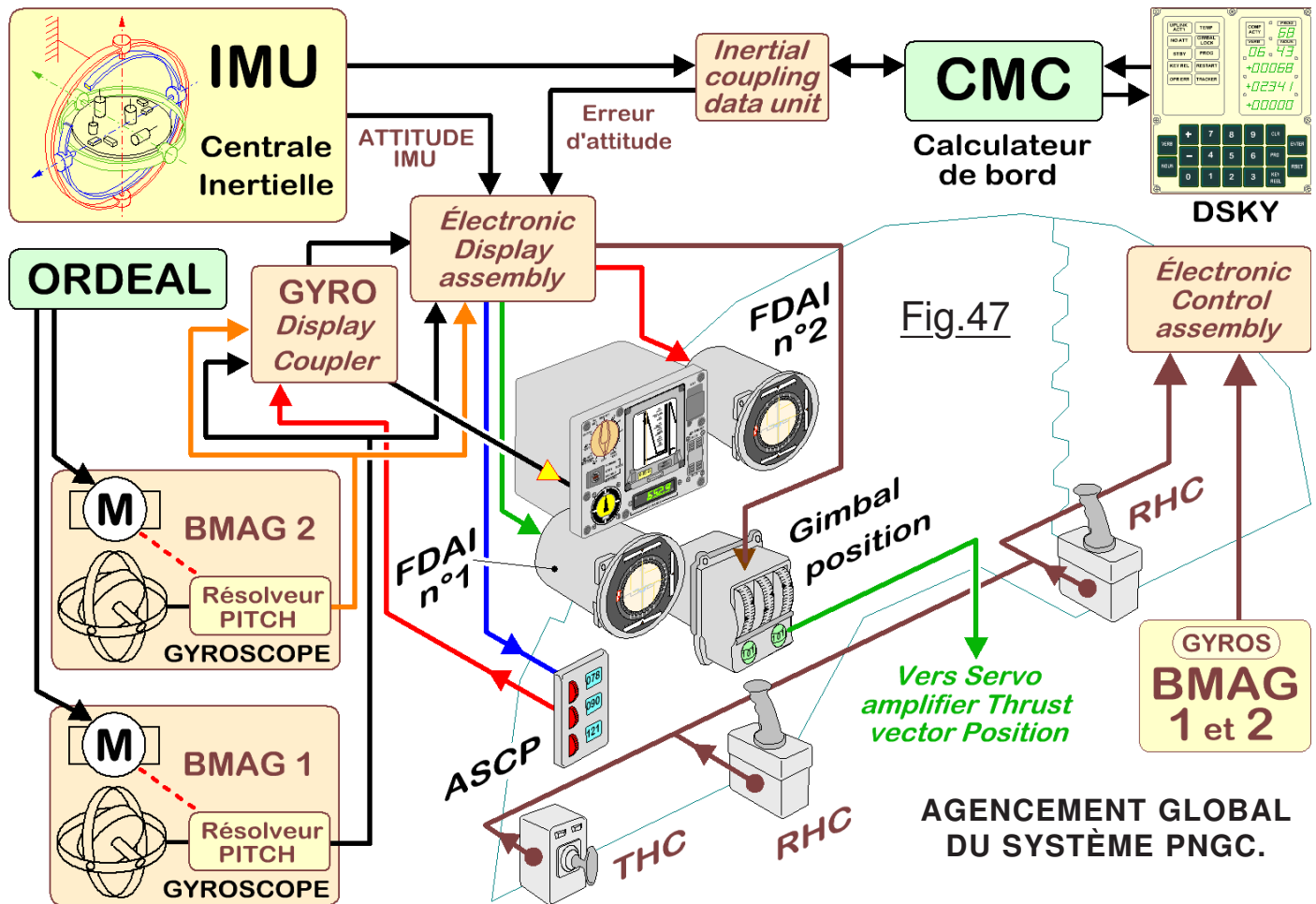
Le système de guidage et de navigation peut être alimenté en courant alternatif soit par le bus AC1 soit par le bus AC2 par sélection avec l'inverseur **1** via les deux sectionneurs **2**.

Sous-système inertiel.

Contrairement à un vaisseau spatial classique qui typiquement en orbite utilise l'astre attracteur local comme référence pour définir son attitude, les vaisseaux Apollo utilisent un repère fixe par rapport aux étoiles servant de référence. Différents repères peuvent être choisis en fonction des phases de la mission. Ces repères sont considérés comme des matrices de référence stables. (*REFSMMAT*) Il y a un certain

Page 32 nombre de REFSMMAT différents au cours d'une mission.

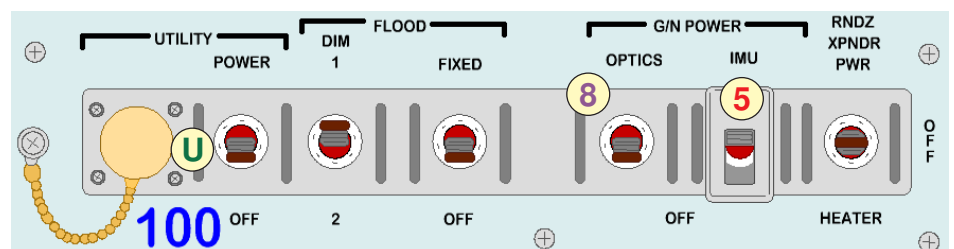




Le principe de la navigation inertielle est décrit en page 28, la structure et la conception de l'IMU d'Apollo sont détaillées en page 30. Les taux de variations angulaires des trois "gyroscopes inertiels intégrateurs" (IRIG) mesurent les rotations du train spatial pour maintenir la stabilité de l'IMU par rapport à la REFSMMAT validée. Les IRIG détectent les variations d'attitude du vaisseau et génèrent des signaux d'erreur qui sont interprétés par l'électronique des boucles d'asservissement. L'IMU contient également trois accéléromètres pendulaires à impulsions intégrateurs (PIPA) qui mesurent les accélérations du vaisseau dans trois directions orthogonales. Lorsqu'une accélération positive ou négative est détectée par un ou plusieurs PIPA, un train d'impulsions est envoyé au CMC pour qu'il la prenne en compte et **mette à jour le vecteur d'état**. Une fois la variation traitée, le CMC replace le PIPA à zéro.

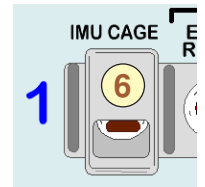
L'IMU est enfermée dans une coque étanche dont la température est contrôlée par convection normale quand la centrale est en mode stand-by. Dans des conditions normales d'exploitation, l'IMU, les IRIGs et les PIPAs sont réchauffés si nécessaire. En outre un système de refroidissement par système eau-glycol empêche l'IMU de surchauffer.

Le sous-système inertielle ISS reçoit le courant continu de l'un des deux bus principaux en armant en 3 l'un des deux sectionneurs du groupe [IMU]. L'énergie pour le réchauffage transite par l'un des deux sectionneurs [IMU HTR] en 4. L'inverseur sécurisé 5 permet l'alimentation de la centrale inertielle IMU.



NOTE : Un peu partout dans le vaisseau vous allez observer des [UTILITY] comme représenté en U. C'est l'électricité dans la maison, un grand nombre de prises standards réparties sur les tableaux de bord pour y brancher divers accessoires tels que rasoirs électriques, aspirateurs, baladeurs pour écouter de la musique etc. Ces prises sont fermées (*Sécurisées*) par des bouchons vissés et sont généralement alimentées ou coupées au moyen d'un inverseur associé. On peut "les oublier" en termes de simulation, car évidemment elles ne sont pas émulées ... par nature.

Une fois activée, durant la phase de pré-lancement la centrale inertielle doit être alignée sur la référence REFSMMAT par utilisation du programme P01. Si suite à un incident ou un dysfonctionnement durant la mission la plate-forme inertielle doit être réactivée il faut la réaligner en utilisant les étoiles. L'inverseur **IMU CAGE** en **6** en position haute permet de ramener et verrouiller les trois axes de la plate-forme inertielle à zéro. Repasser l'inverseur **6** en position basse libère les mouvements des cardans de l'IMU mais elle ne revient pas à sa position précédente devenue non crédible. Un réalignement sur les étoiles sera alors incontournable. Au cours du temps une très légère erreur d'alignement de la plate-forme inertielle par rapport au repère de référence engendre une petite dérive d'attitude qui généralement n'est pas pénalisante. Cependant, ces petites erreurs d'orientation peuvent s'avérer catastrophiques en balistique lors des phases propulsées raison pour laquelle elles sont périodiquement corrigées par un réalignement en utilisant les étoiles.



L'assistance au sol pour la navigation.

La Terre est également mise à contribution pour recaler la navigation par le truchement du réseau d'antennes disposées tout le tour du globe pour réaliser les communications tant vocales que numériques pour les données. Lorsque le CSM ou le SM émettent des ondes électromagnétiques, la fréquence de ces dernières se décale en fonction de leur vitesse par effet Doppler. La mesure à la réception de ce décalage permet de connaître la vitesse relative du mobile. En réalisant plusieurs mesures on peut reconstituer la trajectoire et calculer les données pour une éventuelle manœuvre de correction. En standard tous les calculs sont effectués à Terre, la logistique y étant bien plus développée. L'autonomie du vaisseau ne sera de mise que dans des cas particuliers, par exemple par indisponibilité des communications VHF.

Le sous-système informatique.

Ce calculateur du module de commande est souvent comparé à tort à un ordinateur moderne. Contrairement à ce dernier il n'est pas destiné à un usage général comme un P.C, et dispose de bien moins de mémoire et de puissance de fonctionnement. (*La NASA vient juste de passer de composants discrets à des circuits intégrés. L'informatique en est à ses balbutiements*) Les fonctions du **CMC** sont relativement peu nombreuses et étroitement définies, mais réalisées avec une remarquable précision. Il est optimisé pour déterminer **le vecteur d'état** actuel et pour déterminer les paramètres pertinents pour les manœuvres du vaisseau spatial. Le **CMC** est plus assimilable à un GPS qu'à un ordinateur ordinaire. Le CSS (*Computer SubSystem*) se compose du **CMC** et des moyens d'interface avec l'équipage, c'est à dire du **DSKY** qui se résume à un affichage rudimentaire et à un clavier sommaire ne comportant que quelques touches. L'interaction entre les astronautes et l'AGC se fait principalement par le biais du **DSKY** qui permet à l'AGC d'afficher des informations et aux astronautes de fournir de nouvelles consignes. Deux claviers DSKY sont disponibles, l'un sur le tableau 2 et l'autre dans la baie des équipements inférieurs. Les deux DSKY ne sont pas capables de fonctionner séparément et fournissent les mêmes informations. Le calculateur de bord CMC reçoit son énergie par le biais de l'un des deux sectionneurs **7**. Les ensembles optiques sont mis en service par l'inverseur **8**, à condition que l'un au moins des deux sectionneurs **9** soit armé.

Interactions entre les différents systèmes.

Fortement imbriqués, les divers systèmes de contrôle et de navigation présentent de nombreux modes d'utilisation dont les nuances ne sont pas faciles à cerner pour le bétien. Un petit résumé peut vous aider en présentant une synthèse volontairement épurée d'autant plus que plusieurs sigles désignent globalement les mêmes ensembles ce qui ajoute à la confusion.

Le SCS. (Stabilization & Control System)

Il est chargé de détecter tous les changements en vitesse et en angle de l'orientation du vaisseau et transmet par interface électronique ces informations à l'ordinateur de bord. Le CMC utilise alors ces données dans ses programmes pour envoyer les consignes de pilotage aux automatismes de gestion des moteurs SPS et RCS du vaisseau pour que ce dernier conserve une trajectoire pré calculée.

Le bloc optique. (OSS)

Son principe d'utilisation est le suivant : Un membre d'équipage observe l'une des 52 étoiles de référence en manœuvrant le télescope ainsi que le sextant. Une fois satisfait des images obtenues, il envoie ensuite un signal à l'ordinateur de navigation d'Apollo. (*AGC : Guidance Computer*) Il observe cette même étoile quelques instants plus tard et la valide. (*Commande MARK*) Puis, une telle observation astronomique

L'AGC : Ordinateur de bord d'Apollo. (Apollo Guidance Computer)

L'AGC mesure la différence d'angle observée entre l'OCDU (*Optical Coupling Data Units*) et les capteurs angulaires de motorisation du télescope et du sextant. Le calculateur compare les résultats pour finalement rétablir l'orientation de la plate-forme, ou mesurer la vitesse et la position exacte du vaisseau dans la référence stable REFSMMAT. L'AGC affiche également l'attitude en temps réel du vaisseau Apollo sur les FDAI. L'AGC affiche les mouvements du vaisseau sur ses 3 axes, (Roulis, tangage et lacet) et simultanément les corrections d'attitudes nécessaires sur les "aiguilles de tendance". L'attitude affichée correspond au brassage par les programmes du calculateur, des données venant des paramètres issus de l'IMU ou bien du mode de fonctionnement GDC. (*Gyro Display Coupler*)

Le GNCS : Guidage, navigation et contrôle. (Guidance, Navigation & Control System)

Le système **GNCS** qui regroupe les gyroscopes, la plate-forme inertielle, les RCS et l'ordinateur de bord AGC est en relation avec un autre système : Le **SCS** : Stabilization and Control System. C'est ce système qui gère les opérations relatives au déplacement du vaisseau, simplifié en 2 modes : Rotation et translation. En cas de défaillance du GNCS, le SCS sert éventuellement de système de guidage auxiliaire. Lors de la rentrée dans l'atmosphère, un accéléromètre envoie un signal à l'ordinateur lorsque l'accélération dépasse 0,05G. L'AGC charge automatiquement le programme P64 qui gère le guidage lors de la rentrée dans l'atmosphère et choisit le meilleur couloir de pénétration. Si une erreur est détectée ou suspectée sur l'ordinateur (*Erreur de calcul*), un astronaute peut contourner le GNCS qui gère la rentrée en automatique, basculer en SCS, et piloter lui-même le module de commande. Le pilotage en manuel par l'entremise du SCS est une opération qui peut-être effectuée à n'importe quel moment de la mission, car un astronaute peut contrôler à tout moment le vaisseau en cas de force majeure, mais en standard c'est l'AGC qui gère toutes les étapes de la navigation et du pilotage.

Le mode GDC : (Gyro Display Coupler)

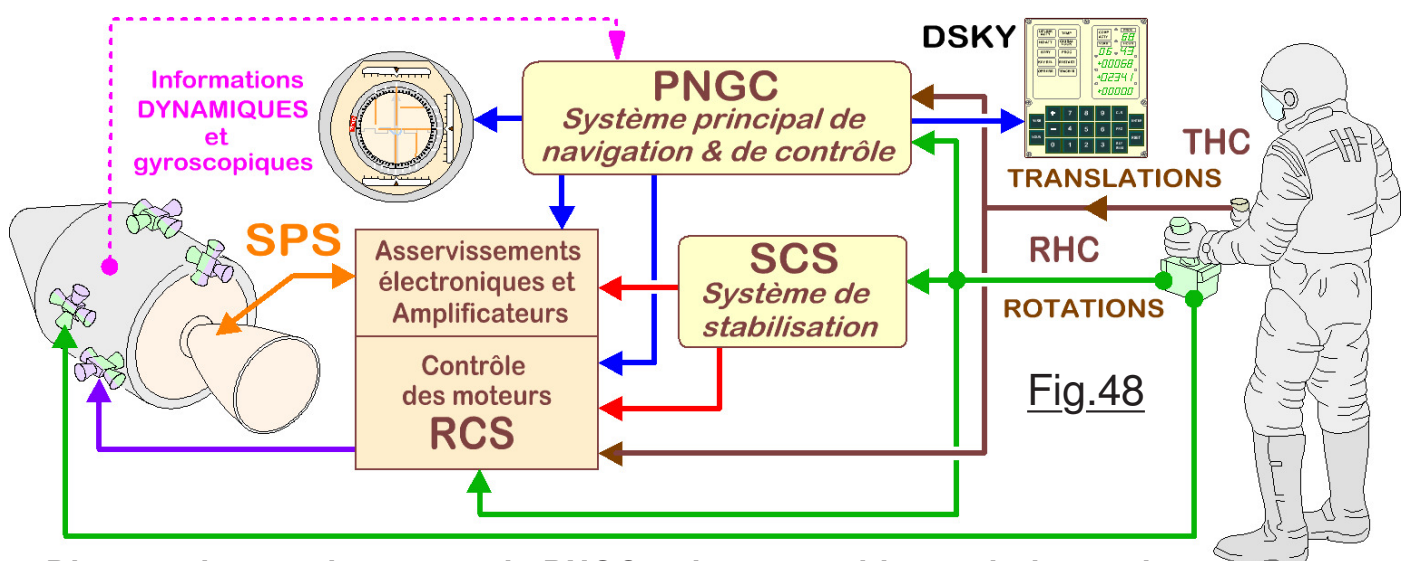
Ce mode GDC permet d'afficher l'attitude du vaisseau par rapport à une attitude choisie par l'équipage et consignée par le biais de molettes et de compteurs numériques disponibles sur le tableau de bord principal. Lorsque les capteurs détectent une variation dans l'attitude du vaisseau, un signal de divergence est envoyé à L'AGC, qui active les moteurs RCS qui permettent de maintenir l'attitude désirée.

Le SCS. (Stabilization and Control System) Il est constitué de 3 sous-systèmes :

- Référence d'attitude
- Contrôle d'attitude
- Contrôle du vecteur de poussée.

Les indicateurs FDAI font partie intégrante des instruments du SCS

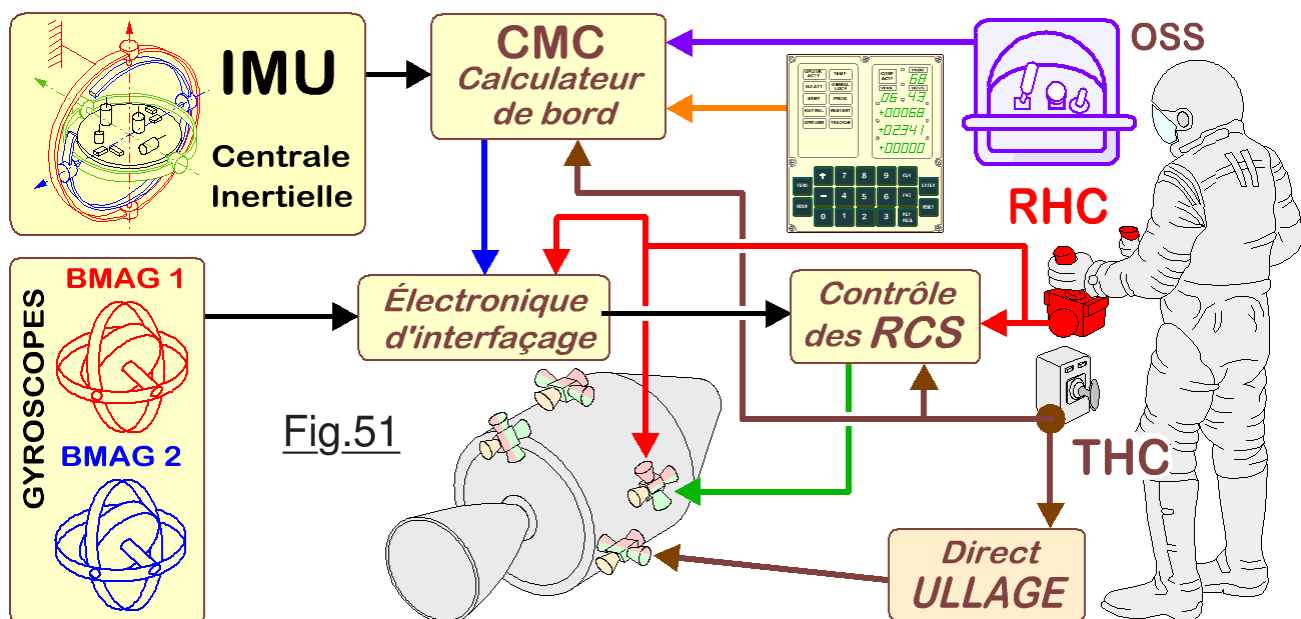
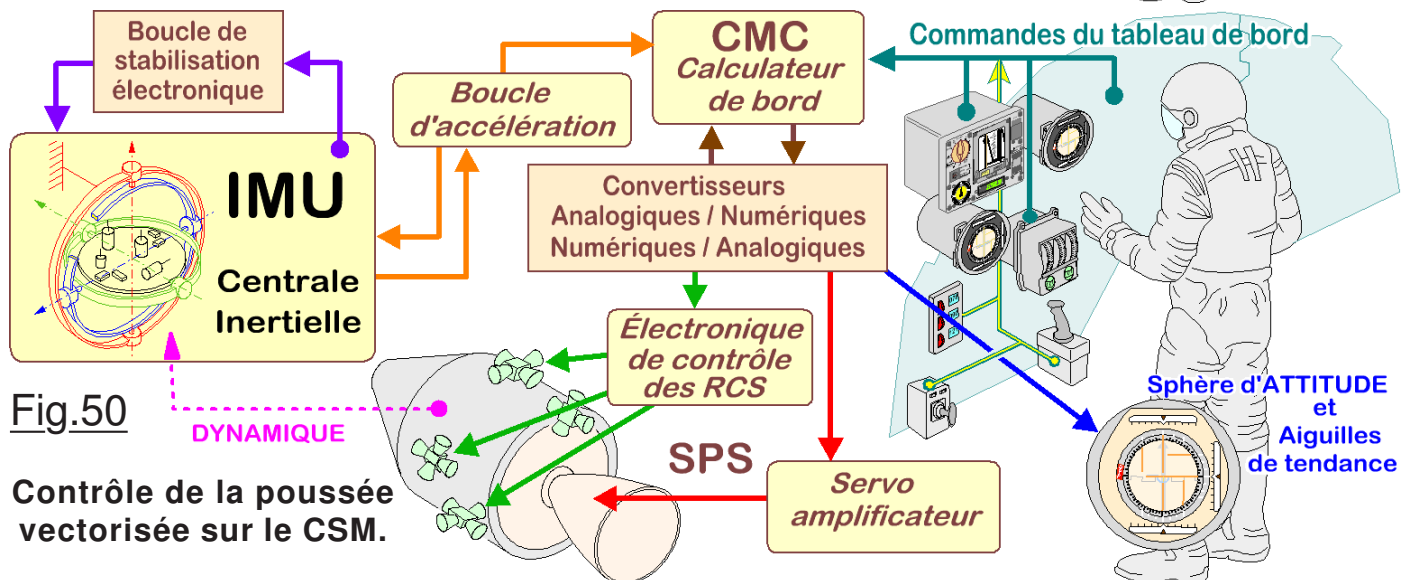
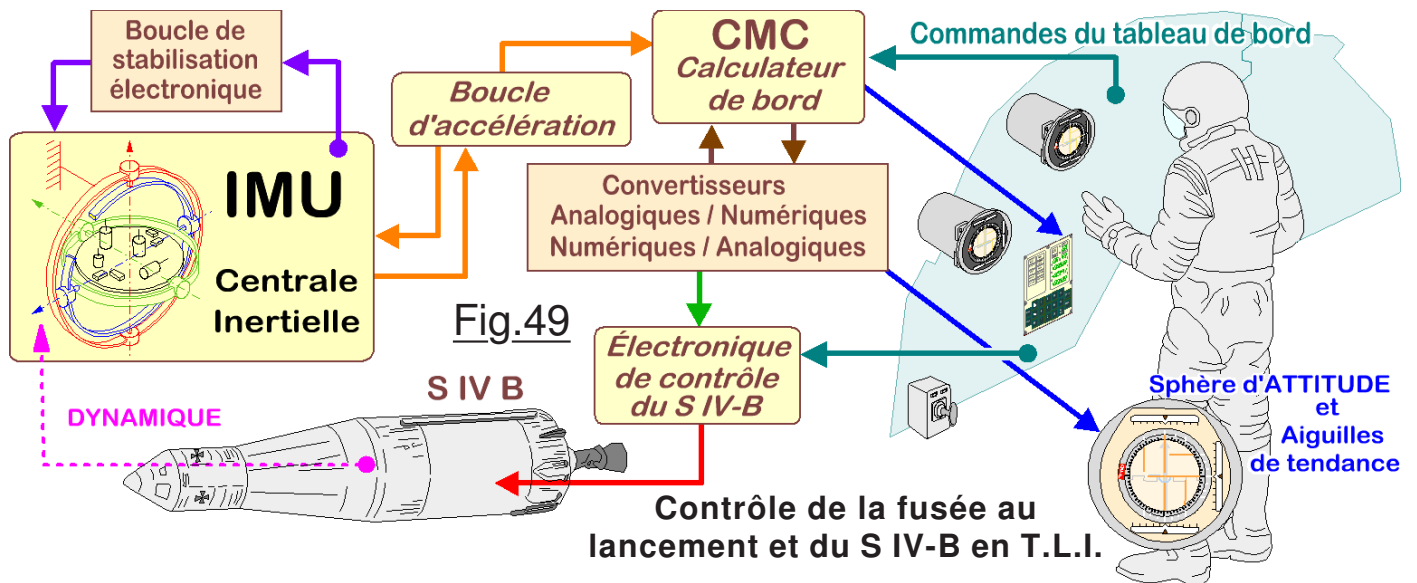
Le SCS comprend deux mini-manches pour la rotation et un pour la translation, qui permettent aux astronautes de piloter manuellement le vaisseau. (*Par exemple pour l'extraction du LEM sachant qu'au retour de la lune pour le second amarrage le CSM est en standard le véhicule passif*)



Diverses interactions entre le PNGC et les ensembles techniques du CSM dans le cas d'un pilotage manuel.

L'AGC est l'ensemble informatique de base. Il reçoit les signaux numériques d'un grand nombre de systèmes de bord, mais également les informations numériques de la télémétrie issus du réseau de communication avec la Terre. Le CMC est l'ordinateur de bord du module de commande alors que son équivalent sur le module lunaire est noté LMC. (*Lunar Module Computer*) La principale différence entre

les deux réside dans les programmes spécifiques qui leur sont propres. En résumé, l'AGC représente l'ordinateur en général, son fonctionnement sous contrôle de logiciels (VERB et NOUN), sa constitution avec horloge de cadencement des instructions, ses registres de mémoire, les instructions binaires du logiciel. Une autre raison poussait à l'époque à utiliser CMC et LMC : Ils étaient considérablement différents physiquement, bien qu'aux yeux des astronautes rien ne les différençait si ce n'est leurs programmes.

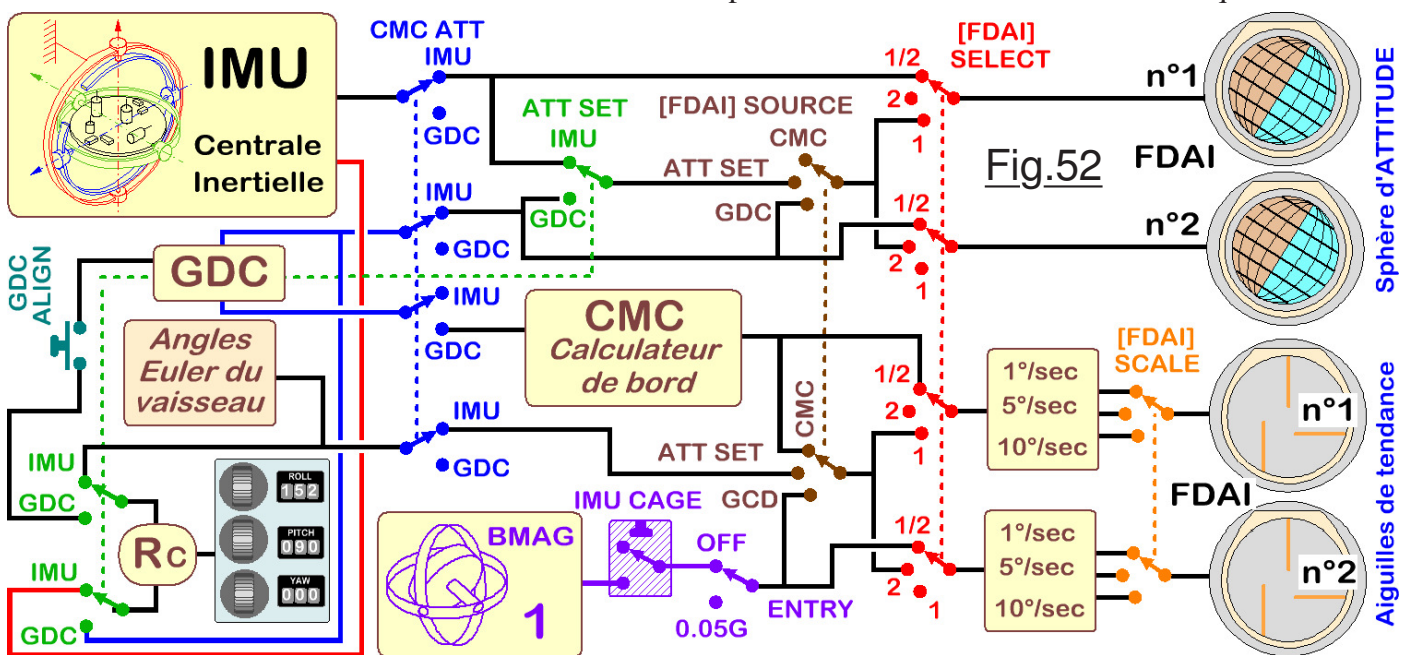


LE FDAI. (*Flight Director Attitude Indicator*)

Sa mission consiste prioritairement à afficher l'assiette de vol sur les sphères d'attitude. En standard cette orientation est donnée par rapport à la direction de la **TRAJECTOIRE DE VOL**, donc en standard le tangage et de lacet sont donnés par rapport à la direction de la trajectoire et le roulis par rapport au plan orbital. Mais à tout moment il sera possible d'imposer une orientation initiale quelconque aux sphères d'attitude. Par exemple une remise à zéro sur les trois axes avant d'effectuer la séparation du CSM avec le S IV-B pour avoir une référence locale facilitant l'extraction du LM. Le FDAI peut aussi servir d'horizon artificiel quand le vaisseau est en orbite autour de la Terre ou autour de la Lune et que l'orbite est circulaire. Dans ce cas on peut compenser avec le système ORDEAL. Le CMC agit uniquement sur les aiguilles d'erreurs. Avec le programme V49 par exemple il indique la différence entre l'attitude désirée et l'attitude courante. L'IMU et le GDC influent sur l'orientation des sphères de représentation d'orientation. En standard, on laisse les FDAI indiquer l'attitude de l'IMU car c'est la plate-forme qui constitue la référence la plus précise. En cas de problème sur cette dernière on peut changer la source pour le GDC. Apollo possède deux FDAI identiques et de deux sous-systèmes pour donner la référence :

- La principale source est l'unité de mesure inertielle. (*IMU: Plate-forme inertielle*)
- La 2^{ème} source est constituée des unités gyroscopiques BMAG 1 et BMAG 2 et du module de calcul GDC.

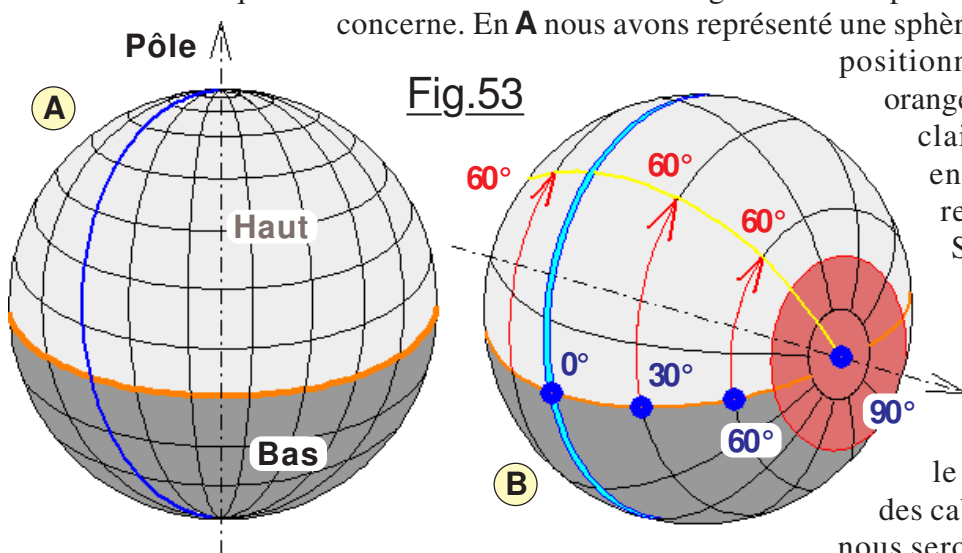
Chaque FDAI peut être référencé soit sur l'IMU, soit sur les données du GDC. Le mode standard consiste à référencer le FDAI n°1 sur l'IMU, et le FDAI n°2 sur les références fournies par le GDC. En fonction des phases de la mission les données pertinentes ne sont pas les mêmes. Un vaisseau spatial en général ne vole pas comme un avion proche de la surface. Aussi les références zéro correspondant aux ailes à plat avec un cabrage et un lacet nuls ne correspondent pas à une information très utile quand on se trouve entre deux planètes. Les astronautes étaient avant tout des pilotes de Jets et désiraient avoir un affichage assez proche de celui qu'ils avaient sur leurs avions. On a donc conçu un FDAI analogue à un horizon artificiel nommé "Inertial Stellar" qui n'utilisait plus le sol terrestre comme référence, mais un système de coordonnées 3D fixe par rapport aux étoiles. Ce système de référence était propre à chaque phase d'une mission. Certains étant réutilisés à plusieurs reprises durant le vol étaient stockés dans les programmes de l'ordinateur de bord et désignés "REFSMMAT". Avec l'AGC virtuel on peut activer ces REFSMMAT en invoquant le programme P52 ou P54 de réaligement de la plate-forme inertielle IMU en Option 3 "REFSMMAT". D'autres systèmes de référence ne sont utilisés qu'une seule fois pour des manœuvres précises et uniques. Ils sont calculés en temps réel par l'ordinateur lors des programmes de poussée (P40) et peuvent être activés par les programmes P52 ou P54 en Option 1 "preferred". Le but consiste à avoir la sphère orientée sur le "trois zéros" quand le vaisseau est correctement orienté pour la manœuvre considérée. Si durant cette phase de la mission, alors que la poussée est amorcée, l'orientation maintenue par le pilote automatique diverge, il est plus facile pour l'astronaute de contrôler manuellement le vaisseau et de le ramener à la bonne attitude correspondante au 0° de déviation sur chaque axe.



Rc : Roues codeuses

Structure de la sphère du FDAI.

D'apparence assez "classique" il faut se méfier comme de la peste d'une interprétation immédiate pour la sphère d'ATTITUDE. Elle ressemble à s'y méprendre à celle d'un globe terrestre, mais si l'on fait un parallèle trop direct avec cette dernière nous risquons fort la confusion. La tentation est d'autant plus grande que cet instrument a précisément été élaboré en lui donnant l'apparence des horizons artificiels présents entre autre sur les jets militaires. Si l'on ne veut pas risquer une désorientation accompagnée d'une perturbation mentale, il importe de bien saisir les différences entre l'apparence d'un FDAI et les instruments auxquels nous sommes habitués. La Fig.53 va nous permettre d'étayer le propos qui nous



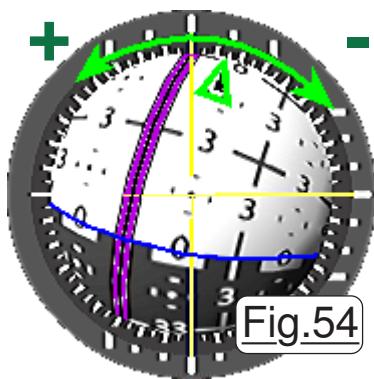
haut et de bas devient relative, virtuelle et sans lien direct avec le vide qui entoure le vaisseau. Pour la boule terrestre, (*Ou lunaire ...*) le plus haut et le plus bas n'ont de réalité que parce que l'on focalise sur l'axe de rotation de la planète par rapport au reste de l'univers. Les systèmes de coordonnées arbitraires que l'humain plaque sur la sphère convergent donc sur cet axe de rotation. On aboutit à la notion de pôles qui psychologiquement seraient les points les plus hauts et les plus bas.

Sur une sphère d'attitude, il n'en est strictement rien. La convergence des tracés se fait sur "l'équateur", c'est à dire dans le plan de cabrage nul. Oubliez totalement les zones rouges, car fondamentalement elles n'existent pas. C'est uniquement parce-que la NASA a opté pour du matériel "simplifié" que le risque de blocage de l'IMU par alignement des cardans existe. Ce phénomène n'est pas du tout lié aux problèmes de la représentation sphérique des attitudes, mais par l'adoption "d'une technologie simplifiée".

Comme pour le méridien zéro repéré en bleu sur **A**, on retrouve un "**méridien de lacet nul**" également colorié en bleu sur le dessin **B**. Mais si pour un globe astral les divers méridiens sont convergents aux pôles, sur une sphère d'attitude les "méridiens" de lacet sont des cercles parallèles. Ils sont repérés pour les angles de **0°**, **30°**, **60°** et **90°** sur le dessin **B**. Inversement, si pour la Terre les "cercles de hauteur" sont parallèles (*Et nommés ainsi dans la littérature*) sur une sphère d'attitude les lignes d'égal cabrage sont au contraire convergentes dans le plan des cabrages nuls. Par exemple sur le dessin **B** le cercle des cabrages de **60°** est colorié en jaune. On constate que pour des angles de lacet différents les vecteurs curvilignes qui conduisent à cette valeur du PITCH sont parallèles et tracés en rouge sur le dessin.

Seule façon d'aboutir à une interprétation naturelle de cet instrument : L'apprentissage. Il faut arriver à oublier notre bon vieux globe terrestre et raisonner autrement. Le noir et le clair séparent les cabrages vers le haut des cabrages vers le bas. Cette notion de haut et de bas étant relative et valable uniquement à l'instant T. C'est notre mental qui décidera où se trouve le haut et qui sera le bas. Pour faciliter l'interprétation de ces orientations "fugitives", on peut à tout moment ramener la sphère à zéro, et ce quelle que soit l'orientation du vaisseau dans l'univers. Du reste, il suffit de faire effectuer un demi-tour en roulis pour que le haut et le bas échangent leurs rôles. L'étape suivante va consister à raisonner "univers". Le système de navigation travaille par rapport à une REFSMMAT, il serait recommandé de situer notre vaisseau par rapport à cette dernière quand on se préoccupe de la trajectoire. Avouez que ce n'est pas spécifiquement simple. Quoi qu'il en soit, ce n'est que par de nombreuses observations du FDAI quand

INTERPRÉTATION DE LA SPHÈRE FDAI.



Le dessin de la Fig.54 montre la sphère du FDAI quand les trois axes d'orientation du vaisseau font respectivement 15° , le roulis étant négatif. Le cercle violet correspond à un LACET 0° ou 180° . (Symétrie du vol) le cercle bleu matérialise un CABRAGE nul. La demi sphère claire peut correspondre au ciel quand on orbite à proximité de la Terre ou de la Lune. La moitié noire peut représenter le sol. (*Choix arbitraire effectué à l'initialisation du FDAI*) Si le vaisseau passe en 0 références orbitales, durant la TLI par exemple, la zone claire peut

définir le "haut", la zone noire le "bas" cette notion également arbitraire comme montré sur la Fig.56 étant liée au sens de déplacement du vaisseau sur sa trajectoire d'éjection.

Sur l'exemple de la Fig.55 la copie d'écran est relative à un ROULIS de $+25^\circ$, un CABRAGE de $+30^\circ$ et un LACET de $+60^\circ$. La ligne des lacets nuls n'est plus visible pour cette attitude du vaisseau. Quand l'orientation du vaisseau présente un cabrage nul et un lacet de $+90^\circ$ ou de -90° les axes des cardans de la plate-forme inertielle sont alignés et cette dernière se fige perdant la référence REFSMMAT immobile dans l'espace. Pour avertir visuellement les pilotes un disque à -15° du point critique est colorié en rouge des deux cotés de la sphère. Par contre, quand on réalise un alignement de la plate-forme inertielle avec la commande V41 N20 la marge est plus importante. Dès que l'attitude s'approche à 20° du blocage le témoin **GIMBAL LOCK** du DSKY s'allume.

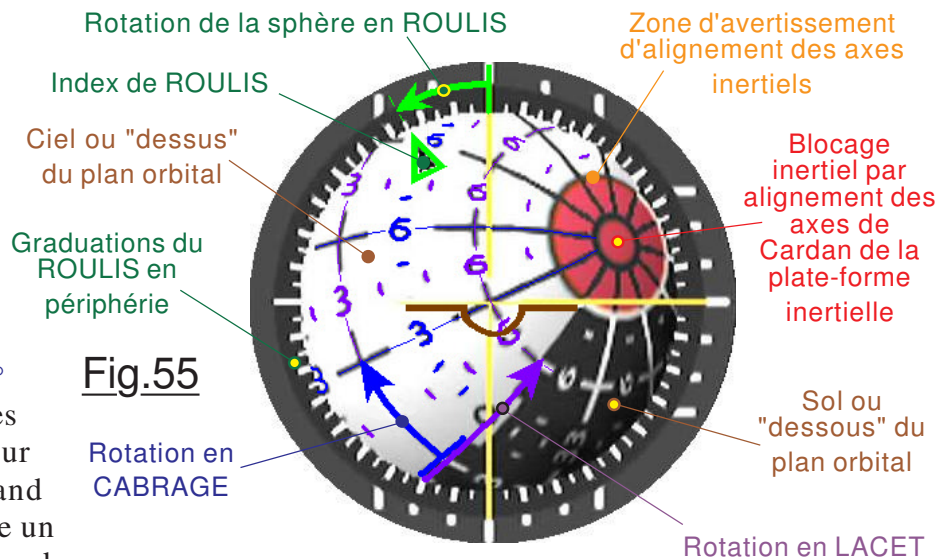


Fig.55

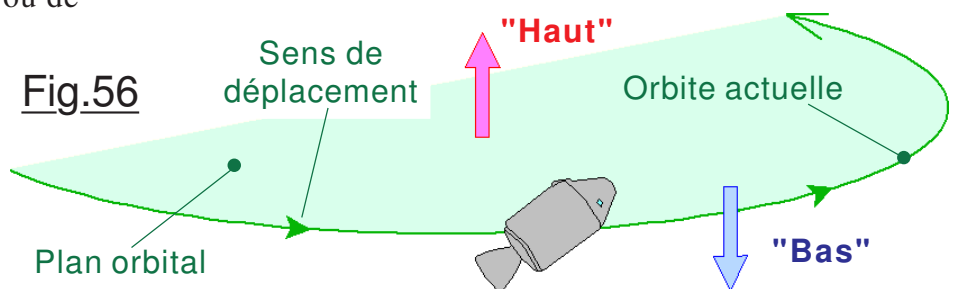


Fig.56

RELATION ENTRE FDAI ET IMU.

Les angles d'alignement en situation de blocage de la plate-forme inertielle sont fonction de l'agencement de l'IMU dans le CM. La Fig.57 proposée ci-contre donne une idée de l'agencement du FDAI et des relations angulaires qu'il entretient avec les axes principaux de la plate-forme inertielle. Les angles critiques de blocage en découlent.

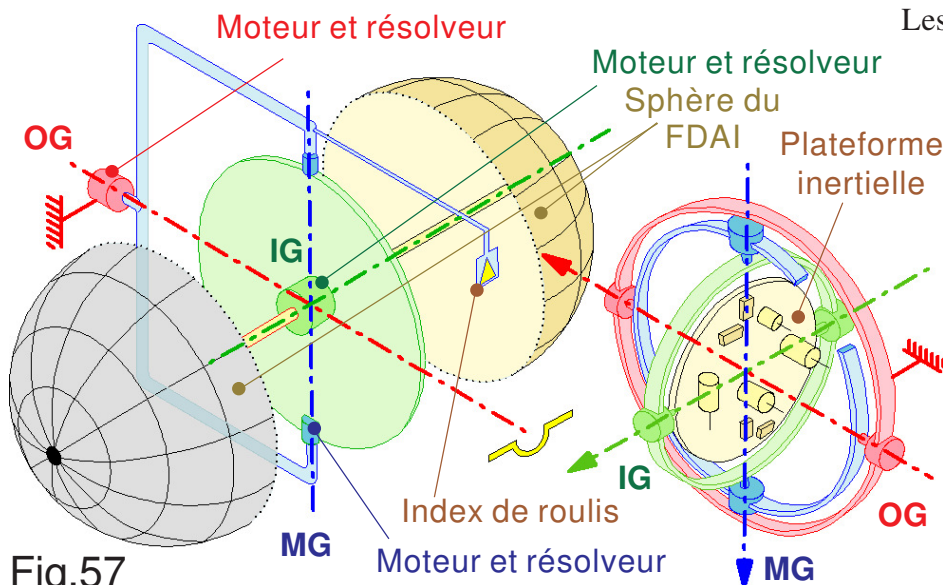


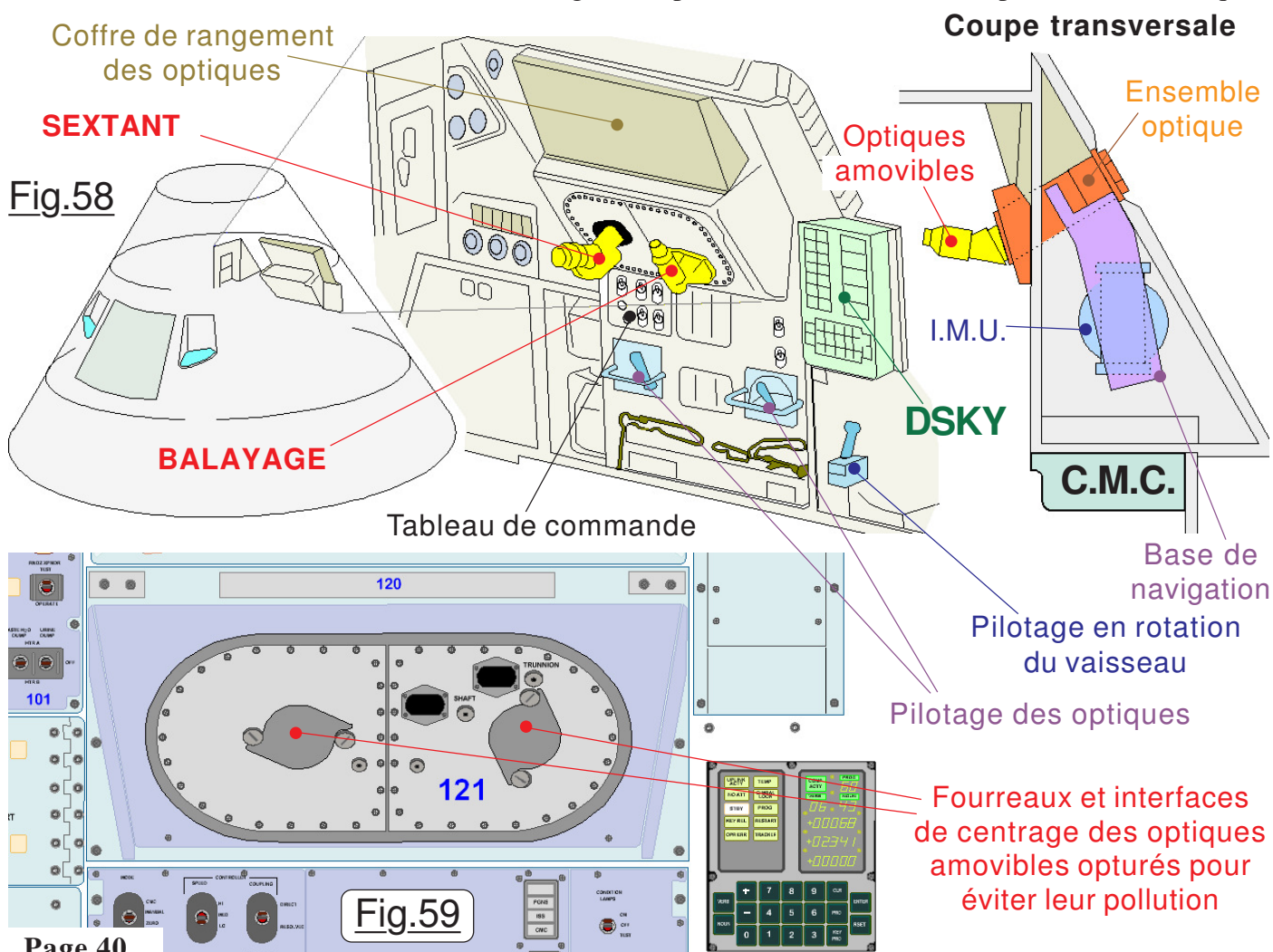
Fig.57

(OG : Outer Gimbal, MG : Middle Gimbal, IG : Inner Gimbal)

LES OPTIQUES ASTRONOMIQUES D'APOLLO. (OSS)

L'OSS est pourvu d'un télescope pour effectuer les recherches par balayage (SCT), d'un télescope de précision sextant (SXT), de diverses commandes, d'affichages sur le DSKY et de deux CDU situées dans la baie d'équipements inférieure. (Coupling Data Units) L'OSS est également associé à une base de données de navigation comportant cinquante deux étoiles majeures servant de référence et dispersées un peu dans toutes les directions du ciel profond. Cet ensemble technique est utilisé pour effectuer des relevés de navigation en utilisant les étoiles et trouver des repères pour aider l'ordinateur à affiner le vecteur d'état courant, ainsi que pour réaligner la plate-forme à inertie. Les optiques SXT et SCT peuvent également être gérées par l'ordinateur pour pointer des étoiles de repérage, ainsi que suivre un point de repère au sol lorsque le CSM passe au-dessus, étant en orbite. Le télescope de balayage est asservi à l'optique du sextant, ce qui signifie qu'ils sont pointés en permanence vers la même cible. Le sextant présente un grossissement de 28x et une ouverture de 1,8°. Le télescope à balayage présente un champ de 60° avec un grossissement de 1x. Il permet d'obtenir une vision globale vers la cible pointée par le sextant pour permettre à l'astronaute de s'orienter. Comme montré sur la Fig.60 les deux peuvent effectuer une observation "en hauteur" dans un arc compris entre - 50° et +50° par rapport à l'axe central.

Comme toute pièce optique de précision, les accessoires des télescopes d'Apollo sont des ensembles fragiles. Pour aider à les situer exactement dans la cabine du CM, la Fig.58 permet de constater qu'une fois en place ces optiques sont proéminentes sur le tableau 121. C'est la raison pour laquelle elles sont préservées en permanence dans un coffre de rangement situé juste au dessus. Ce n'est que durant les opérations d'alignement de la centrale inertielle qu'elles sont introduites dans les fourreaux optiques. La Fig.59 montre le tableau 121 quand les optiques sont rangées, seules les interfaces de centrage (*Manchons de centrage devant être obturés*) restent visibles. Quand depuis le tableau 121 on "descend" avec les flèches de déplacement sur les tableaux de bord 2D, on reste en fait sur le même tableau, mais cette fois les deux dispositifs d'oculaires sont supposés mis en place. Notons au passage que le système est situé vers le bas de l'habitacle comme montré en Fig.61, imposant à l'observateur des postures acrobatiques



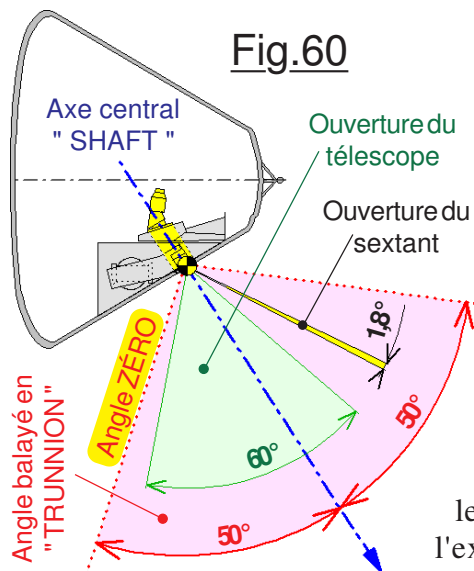


Fig.60

pas vraiment ergonomiques à adopter et à maintenir durant les manipulations. Sans compter qu'il faut titiller toute cette technologie avec des gants de boxe. On comprend pourquoi ce n'était pas spécialement une sinécure sans compter qu'il fallait dégager le siège pour pouvoir s'allonger. Placer l'axe principal des optiques vers l'avant et les manchons de centrage disposés sur le tableau de bord principal semblerait une option plus naturelle.

De plus, disposés ainsi les corrections d'attitude avec les RCS donnent des défilements d'étoile totalement inhabituels engendrant des difficultés importantes si l'on veut orienter le vaisseau en manuel en observant l'extérieur avec ces appareils. Deux raisons principales ont présidé à adopter

cet agencement "saugrenu": Il faut pouvoir utiliser ces systèmes en permanence, ce qui ne serait pas possible quand le LM est arrimé. Par ailleurs, compte tenu de la qualité de ces optiques et du grossissement disponible sur le sextant, ce sont des outils incomparables pour effectuer des repérages au sol, notamment une fois en orbite lunaire. Comme le montre la Fig.62, cet ensemble est mis à contribution

pour l'observation au sol quand le vaisseau est en attitude "classique", c'est à dire "ailes à plat et plafond vers le haut". Allez faire un petit

tour sur <http://www.youtube.com/watch?v=uvP45EeyNck>

vous comprendrez facilement la pertinence de cette implantation géométrique en apparence curieuse adoptée dans le CM.

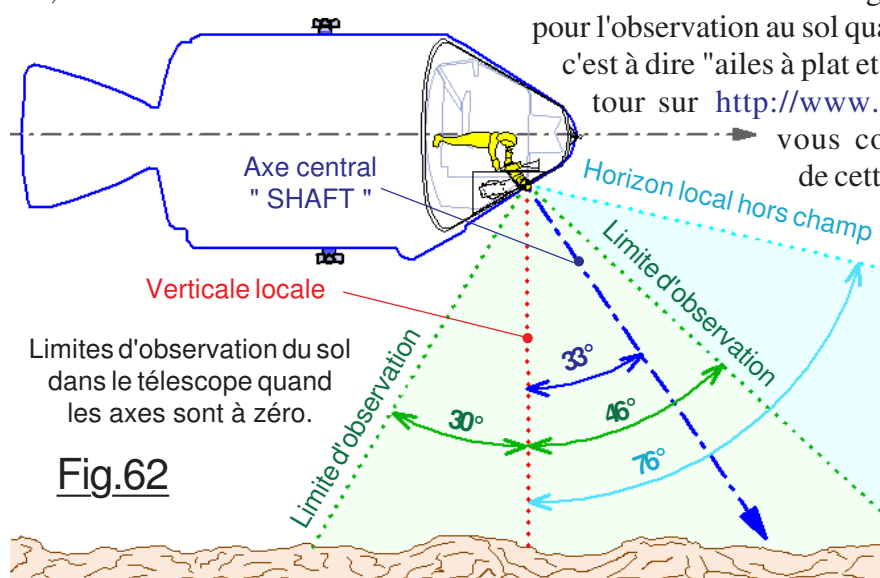


Fig.62

check-lists. Il permet de dévier le flux optique "en hauteur" que l'on pourrait presque assimiler à une orientation en tangage. Le deuxième axe de rotation nommé SHAFT, fait tourner pour son compte tout l'ensemble optique autour de son axe central. Il donne au mouvement du ciel observé un déplacement qui ressemble à du roulis. Ce ne sont que des apparences visuelles quand on se place en observateur, car la Fig.62 et la Fig.64 montrent bien que l'axe longitudinal de ces télescopes ne correspond pas du tout aux axes principaux de manœuvre du vaisseau.

Rassurez-vous, cette géométrie particulière n'aura pas d'incidence sur la façon d'utiliser ces télescopes. On se contentera de les commander avec le clavier ou leur mini manche de façon à centrer l'étoile de référence, le CMC se chargera d'utiliser les informations des codeurs angulaires pour effectuer l'alignement de la centrale à inertie IMU par rapport au repère de référence REFSMMAT. Vous pouvez observer du reste que les optiques, l'IMU et le CMC constituent des concentrations de technologie regroupées dans la même zone du vaisseau. Compte tenu de la géométrie particulière adoptée pour ces systèmes optiques, il en résulte une disparité des mouvements du ciel observés dans l'oculaire en fonction de sa configuration, engendrant des déplacements apparents qui peuvent rendre dubitatif les observateurs non informés de la conception de ces instruments. La Fig.64, sur laquelle l'optique est représentée avec des dimensions exagérées pour mieux la situer, résume un certain nombre de points importants concernant le CM. En rouge sont représentés les axes principaux du vaisseau vu

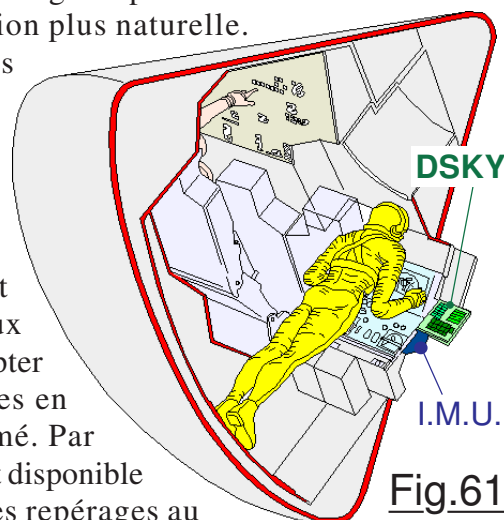


Fig.61

Contrairement aux télescopes terrestres pour lesquels on utilise des montures équatoriales ou azimutales, sur le CM d'Apollo on utilise deux axes de rotation particuliers. La Fig.63 permet de se faire une idée de leur agencement. Le premier axe est nommé TRUNNION (Tourillon) dans les documents de la NASA, tout particulièrement dans les

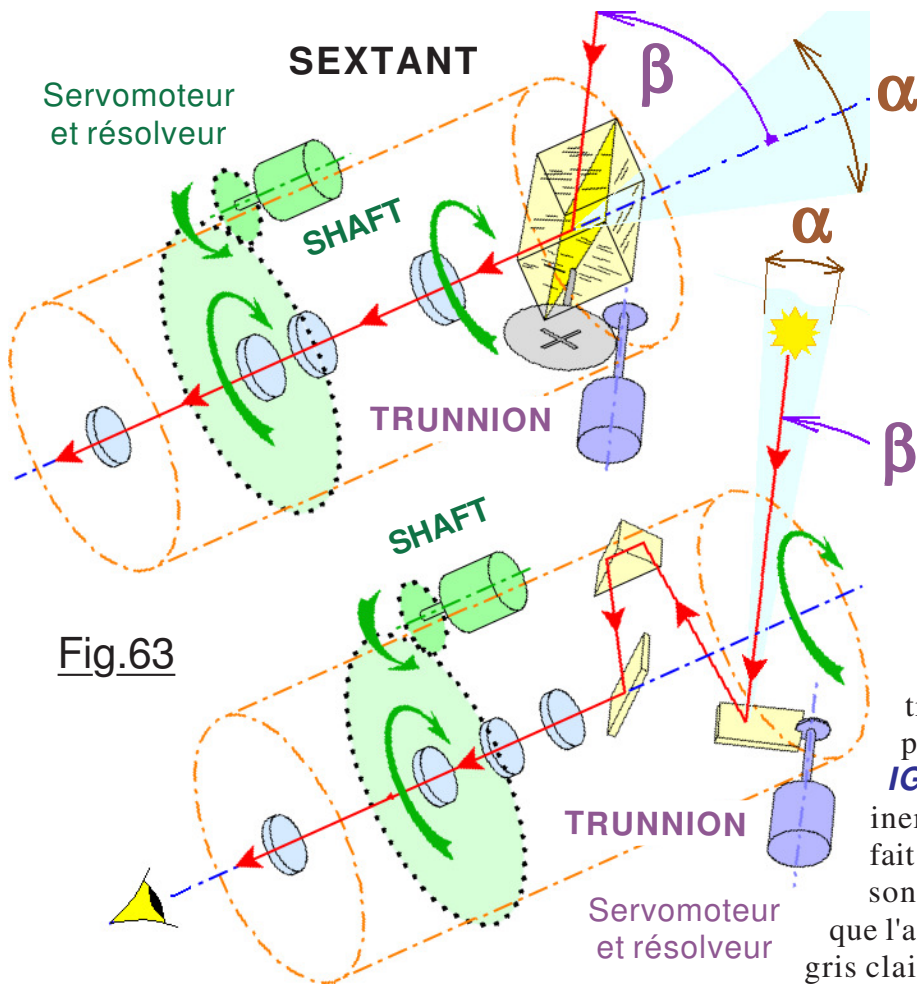


Fig.63

L'optique de balayage présente un grossissement unitaire qui permet une ouverture angulaire α de 60° . L'optique du sextant présente un grossissement de $28 \times$ qui limite l'ouverture angulaire α à $1,8^\circ$. L'amplitude de la rotation "TRUNNION" fait un tour et demi. L'angle d'orientation en "hauteur" β peut varier entre 0° (Optique à zéro) à $+ 60^\circ$. Les deux optiques peuvent être couplées pour pointer exactement dans la même direction en permanence.

de côté, la tête des astronautes se trouve vers le haut. L'axe $Z'Z$ est perpendiculaire à la figure, ainsi que IG l'articulation interne de la centrale inertielle. On retrouve sur ce dessin le fait que lorsque le CM est séparé du SM, son centre de gravité G est plus "bas" que l'axe géométrique du vaisseau tracé en gris clair sur le dessin. De ce fait la rentrée

Télescope pour le BALAYAGE

atmosphérique se fait avec un angle d'incidence de 21° et le contrôle de la trajectoire est réalisé par des manœuvres en roulis. On voit immédiatement que l'axe central des télescopes est complètement incliné par rapport aux axes de rotation du vaisseau quand il utilise ses RCS. C'est la raison pour laquelle chercher à orienter le vaisseau en utilisant les optiques de bord n'est pas naturel. Elles sont principalement conçues pour effectuer les opérations de réalignement de la plateforme inertielle. Par contre pour centrer une étoile de référence dans le réticule

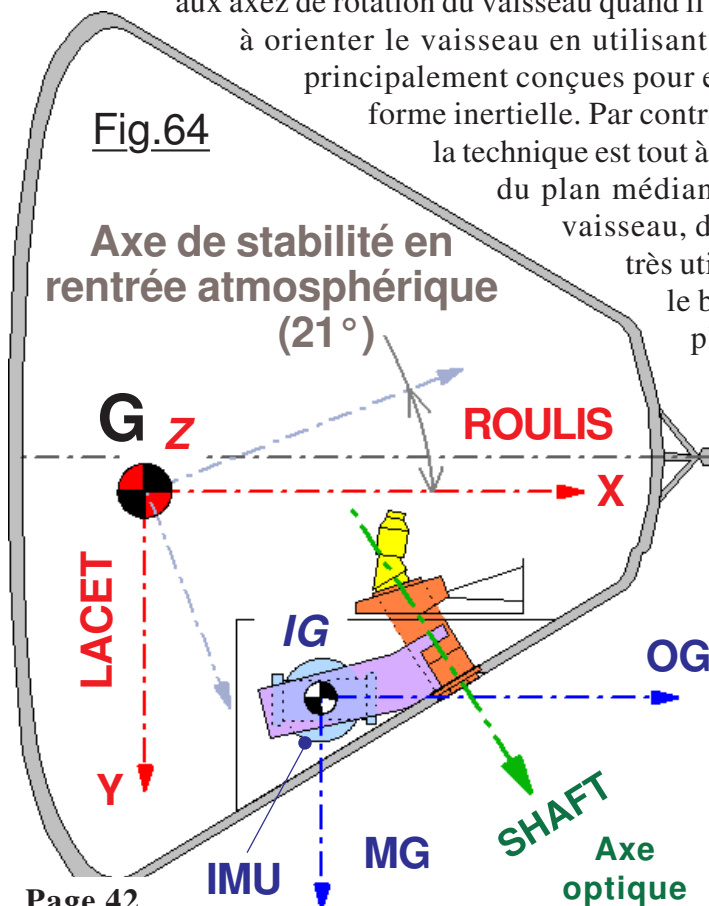


Fig.64

Axe de stabilité en
rentrée atmosphérique
(21°)

G Z

X **ROULIS**

LACET
 Y

IG

OG

MG

SHAFT

Axe
optique

IMU

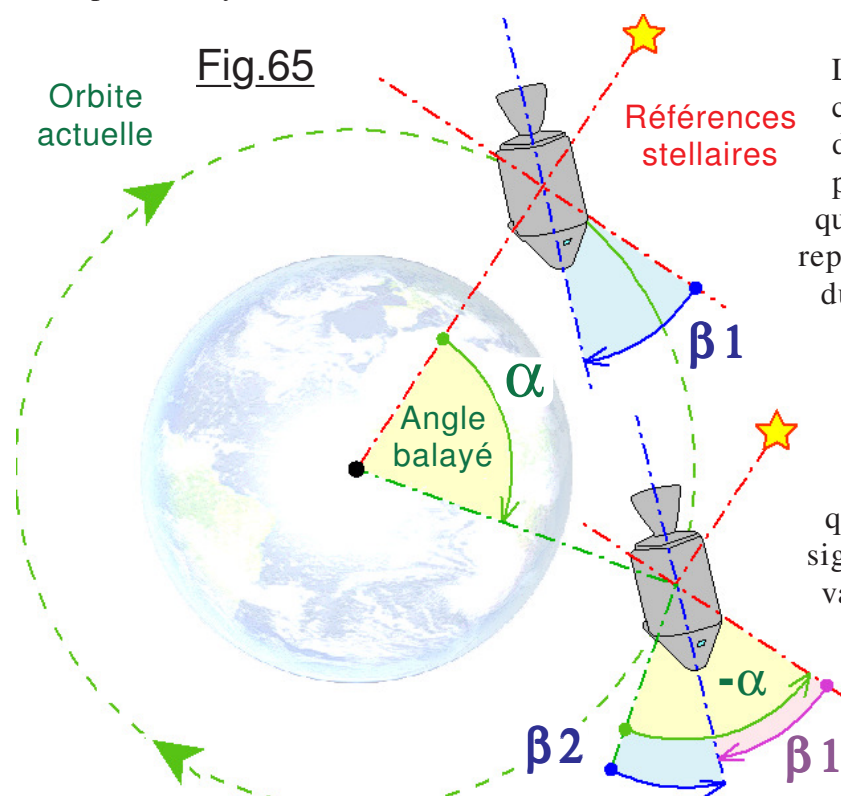
la technique est tout à fait commode. Compte tenu de la position symétrique du plan médian des optiques par rapport au plan de symétrie du vaisseau, dirigé vers le haut ailes à plat l'optique est vraiment très utile pour placer le vaisseau "ailes à plat". Dirigées vers le bas à la verticale, le télescope est un outil précis pour placer visuellement le vaisseau en prograde ou rétrograde, il suffit que le défilement du sol dans l'optique soit parfaitement vertical. L'usage de ces optiques est donc bien plus général que le simple recalage de la centrale inertielle.

Méthode pour collimater une étoile :

En rapide la placer sur la verticale du télescope à **balayage** en utilisant **SHAFT**. Puis la ramener au centre par déplacement apparent vertical en utilisant **TRUNNION**. Affiner en vitesse moyenne puis lente. Parfaire avec les mêmes rotations sur le sextant.

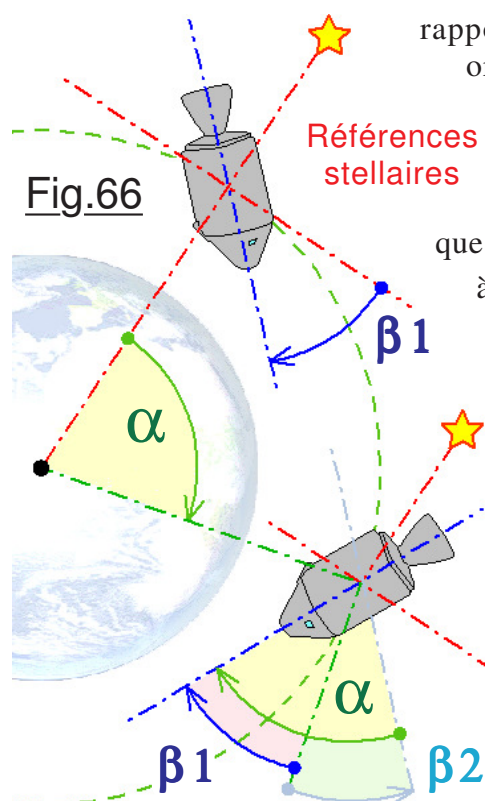
(OG : Outer Gimbal, MG : Middle Gimbal, IG : Inner Gimbal)

L'affichage de l'attitude est une préoccupation permanente. La valeur de cette attitude est utilisée pour tous les modes de guidage avec les systèmes primaires et les systèmes de sauvegarde. Cette information capitale est confiée à l'indicateur d'assiette complété par le directeur de vol FDAI. Des consultations préliminaires avec les membres d'équipage ont abouti au fait qu'une représentation de la verticale locale serait suffisante car le vaisseau serait pointé manuellement vers la cible. Il ressort de ces réflexions initiales que lors d'un rendez-vous typique, le pilote chercherait à pointer manuellement son vaisseau vers la cible tout en surveillant sur le FDAI l'angle entre la ligne de visée et la verticale locale. La conception du système ORDEAL dérive de ces conclusions.



La plupart des manœuvres de rendez-vous consistent en des rotations d'attitude autour de l'axe de tangage. (PITCH) L'information pertinente se résume à la variation de l'angle qui situe l'horizon local sur l'angle de tangage représentées par le mouvement du résolveur du cardan de "PITCH" informant le FDAI.

Une simple superposition de correction angulaire calibrée sur ce résolveur serait suffisante. Mais cette simplification n'est possible que si les angles de roulis et de lacet n'interfèrent pas dans la mesure. Pour que l'information sur le FDAI soit significative il faut impérativement que le vaisseau spatial soit orienté de telle sorte que l'axe de lacet et l'axe de roulis soient en permanence confondus dans le plan orbital **P**. (Voir Fig.67)



On voit sur la Fig.65 le cas où le vaisseau étant immobile par rapport à la référence inertielle stellaire conserve dans l'espace une orientation constante. À l'instant T1 l'angle de cabrage par rapport à la référence locale est β_1 . Quand le vaisseau s'est déplacé sur l'orbite d'un angle α , le cabrage est devenu β_2 . L'orientation du vaisseau a changé de β_1 moins α et devient β_2 . On constate sur la Fig.66 que si durant le vol on modifie en permanence de cabrage β en appliquant à la **Référence stellaire** une variation de "moins α " le vaisseau conserve par rapport à la référence locale une orientation β_1 constante. Il suffit de n'agir que sur l'axe de tangage que si le vaisseau maintient simultanément son axe de **Roulis** et son axe de **Lacet** dans le plan orbital. La facilité d'aboutir à une attitude permanente par rapport à la verticale locale est détaillée sur la Fig.67 dans laquelle (*Comme sur les Fig.65 et Fig.66 du reste*) le CSM est représenté "ailes à plat" comme pour le vol d'un avion classique. La compensation sur l'axe de Tangage consiste à simplement superposer à la vitesse de rotation de la sphère du FDAI une vitesse angulaire correspondant à un tour réalisé durant une orbite. Elle conserve alors une orientation constante par rapport à la verticale locale. Cette méthode fonctionne quel que soit l'angle que fait l'axe longitudinal (Celui de Roulis) avec la verticale locale. Ainsi au départ le vaisseau

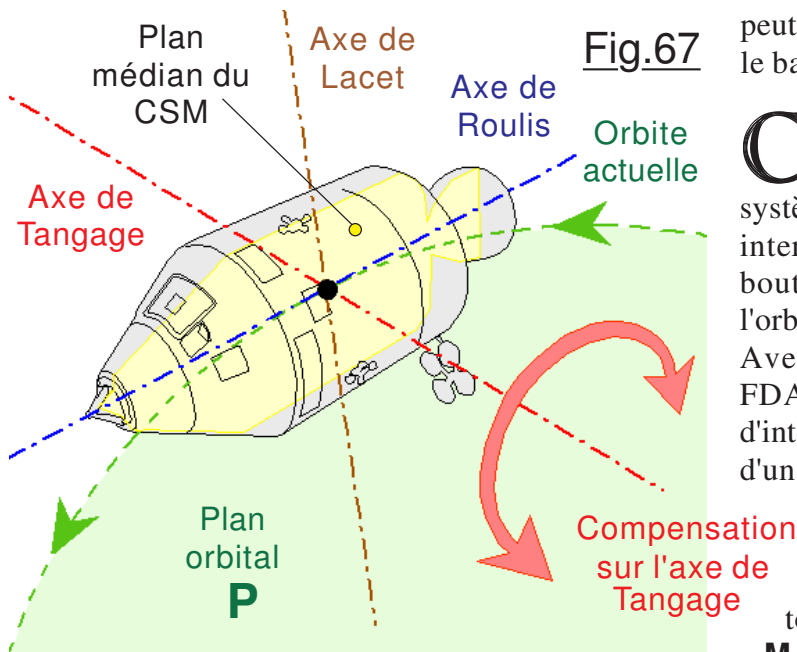


Fig.67

Si l'axe de roulis et l'axe de lacet qui sont situés dans le plan médian du vaisseau sont confondus avec le plan orbital, il suffit de faire tourner le vaisseau en tangage pour maintenir une attitude constante par rapport au sol survolé.

rotation fictive sur le capteur de cabrage. La logique va donc naturellement superposer cette correction à l'axe **PITCH** à condition toutefois que l'inverseur **2** soit positionné sur **ORB RATE**. Ainsi, grâce aux informations du FDAI n°2 en **F2** on peut utiliser la sphère comme une référence terrestre de type HORIZON ARTIFICIEL et maintenir une attitude constante par rapport au sol. Sur la Fig.68 le FDAI n°1 montré en **F1** n'est pas influencé par la correction PITCH car son inverseur **1** est resté sur **INRTL**.

peut fort bien adopter un vol "inversé" hublots vers le bas ou pointer directement le sol.

Considérons le schéma Fig.68 épuré par rapport à celui donné dans le document des systèmes de bord pour ne montrer que les éléments intervenant dans le processus ORDEAL. Avec le bouton rotatif **4** le pilote introduit l'altitude de l'orbite circulaire sur laquelle se trouve le vaisseau. Avec **5** et **6** l'astronaute a positionné la sphère du FDAI dans une attitude qui permet facilement d'interpréter ses informations. Elle joue alors le rôle d'un horizon artificiel classique utilisé en aviation.

Puis, basculant **5** sur la position **SLOW** la logique de calcul recevant l'information de **4** et sachant par **3** autour de quelle planète tourne le CSM va fournir au pilotage du moteur **M** les consignes pour le faire tourner de un tour

par période orbitale. Le gyroscope **G** pour son compte ignore totalement l'existence du système ORDEAL, il continue à pointer une étoile fixe dans l'univers. Ainsi toute rotation du vaisseau par rapport au vide sidéral sera détectée par ses capteurs et transmis à la logique de gestion des FDAI chargés de visualiser l'orientation "gyroscopique". Mais le moteur **M** vient ajouter une

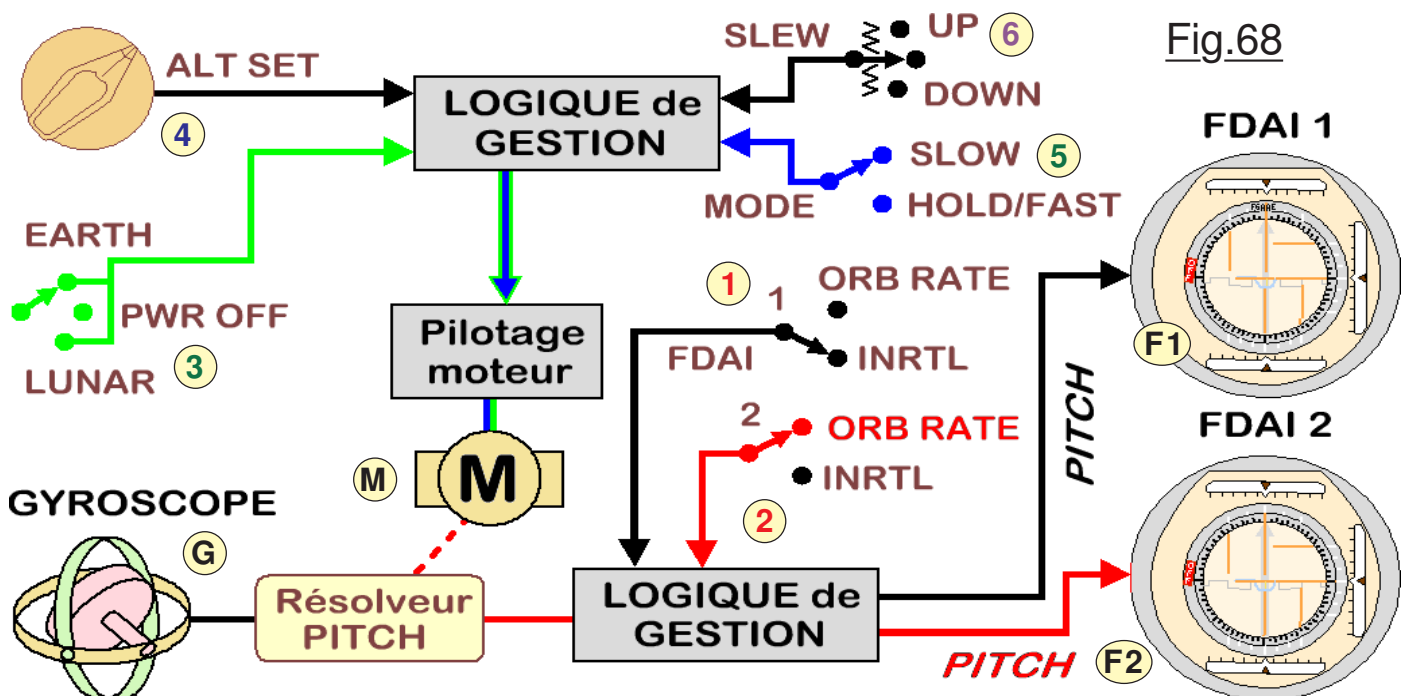


Fig.68

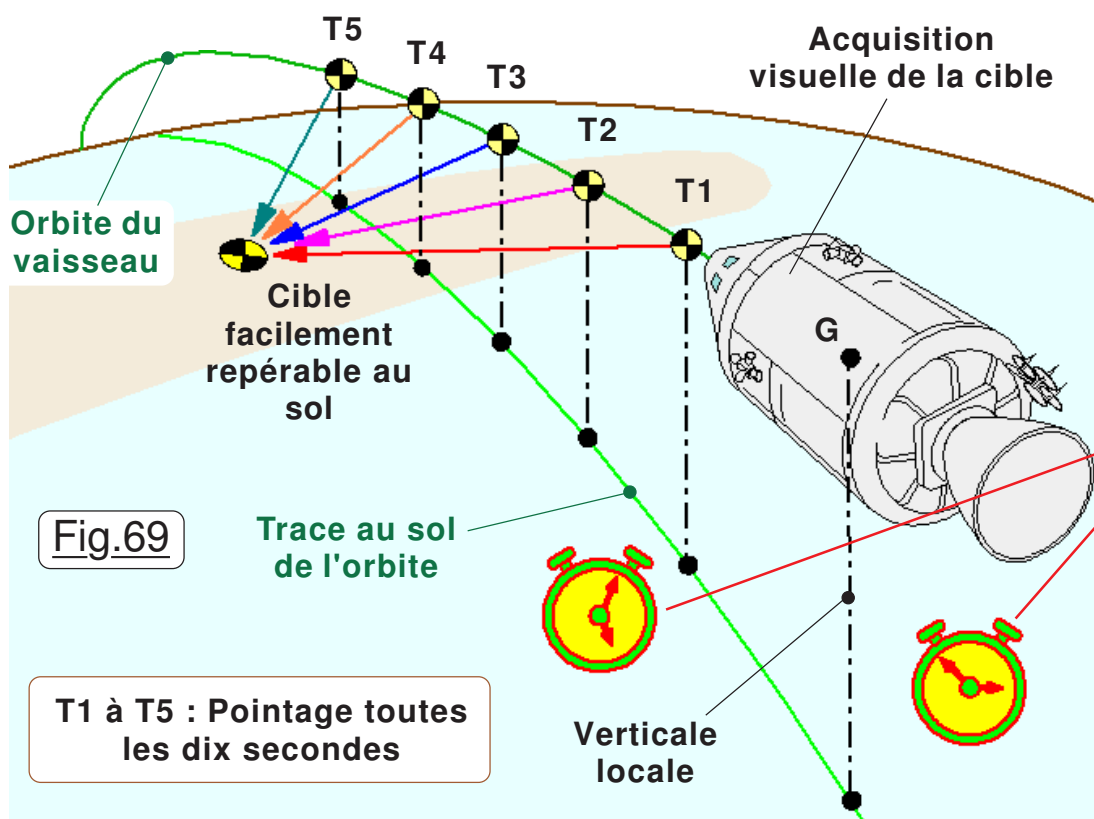
Tout ce qui précède est volontairement très vulgarisé, il ne s'agit en aucun cas d'une soutenance de thèse, mais ceux qui désirent en savoir plus sur la mise en œuvre de ce système relativement complexe, vous trouverez des schémas, des équations et des informations très précises, issues de la NASA à l'adresse :

NAVIGATION PAR OBSERVATION DU SOL :

N ombreuses sont les techniques pour faire feu de tous bois et ainsi pouvoir recalculer la navigation. D'une façon générale, en utilisant la valeur de la vitesse et celle du cap, on peut tracer sur la carte le chemin parcouru. C'est ce que font les marins depuis toujours. Cette technique se nomme la "navigation à l'estime" car divers phénomènes viennent entacher d'imprécisions la position supposée. Par exemple pour les marins la dérive de leur voilier, l'imprécision des instruments de mesure, les courants marins ... C'est la raison pour laquelle il faut régulièrement **recaler la navigation**. Dans ce but, le marin peut utiliser des repères sur la côte, ce qu'il nomme des amers. Si autour de lui il ne voit que de l'eau, alors il utilise le Soleil, la Lune, les étoiles. Les calculs sont compliqués et assortis de pointages à l'aide d'un sextant associé à l'utilisation d'une horloge car il faut avoir l'heure des relevés. Bref, c'est laborieux et seuls de rares marins sur les vaisseaux étaient capables de gérer autrefois les calculs d'une navigation stellaire.

L es vols interplanétaires n'échappent en rien à ce canevas. À bord, une navigation à l'estime est réalisée en temps réel. Elle associe la centrale inertielle pour les mesures "de cap" et de vitesse à un ordinateur qui digère en permanence des équations complexes. Mais toute estime, quelle que soit la technologie utilisée dérive, et en particulier dans notre cas l'IMU qui lentement voit ses axes de cardan se décaler dans le repère de référence. De plus l'orbite suivie elle-même subit de menues "tortures" suite à des phénomènes tels que la gravitation non sphérique, les variations du vecteur vitesse issues des corrections en orientation ou de la vidange de divers fluides du bord. Il faut donc recalculer périodiquement l'AGC pour qu'il puisse guider avec précision notre vaisseau dans le vide sidéral. À l'instar des marins il est parfaitement concevable d'utiliser des cibles repérables au sol pour peu que le CSM n'en soit pas trop éloigné.

L a méthode de "triangulation" va consister à relever la position relative d'un unique jalon au sol mais par plusieurs pointages espacés entre eux d'environ dix secondes. La grande différence avec notre marin, c'est que pour lui les deux amers situés sur le rivage sont "immobiles", car situé loin alors que son navire avance lentement. Pour Apollo, il n'y a qu'un seul lieu pointé au sol qui se sauve en permanence par le fait d'une grande vitesse orbitale du vaisseau et son altitude relativement faible. Pour permettre au CMC de triturer ses équations et reconstituer "la vérité géométrique", on va pointer cette cible cinq fois de suite à dix secondes d'intervalles. Les mathématiques se chargeront du reste. La Fig.69 illustre les éléments de base de ce type de triangulation que les marins nomment **Faire le point par déplacement d'amer**. C'est par enregistrement des valeurs angulaires de SHAFT et TRUNNION, associé aux chronométrages et à l'introduction des coordonnées de la cible que le calculateur déterminera les éléments pertinents de la navigation.



Noter que pour surveiller le bon comportement des automatismes lors de l'alunissage, des relevés précis de passage au dessus de points repérables (Avec chronométrage comparé au plan de vol) permettait de savoir si le plan de vol était suivi avec rigueur. Ainsi sur Apollo 11 on savait que le LM allait "poser long" mais dans la zone elliptique d'incertitude prévue.

ARRIMAGE CSM / LM.

Complexe intrinsèquement, le système d'arrimage doit assumer plusieurs fonctions vitales. En approche initiale il doit pouvoir faciliter la capture et amortir les inerties à l'impact. Dans ce but il utilise une sonde (*Probe*) qui doit être déployée avant d'effectuer l'approche. Puis, une fois l'accrochage initial réalisé, un mécanisme rétracte la sonde pour aboutir à une liaison rigide, verrouillée mécaniquement et étanche entre le LM et le CM. La jonction devient alors hermétique et les liaisons électriques sont établies. L'équipage sera alors en mesure d'effectuer des déplacements entre les deux modules. Mais pour pouvoir transiter dans le tunnel, il faut enlever manuellement ce mécanisme d'arrimage et ainsi libérer le passage.

Le système d'arrimage utilise de l'air comprimé. Une mission Apollo standard impose deux accostages : L'un pour extraire le LM de l'étage SIVB, l'autre lorsque l'étage de remontée du LM revient de l'exploration lunaire. Pour assurer une redondance, **quatre charges de gaz sont prévues, ce qui permet deux échecs sans compromettre la mission.** La Fig.70 image **A** montre la sonde rétractée. La copie d'écran **B** la présente quand elle est déployée, elle s'allonge d'environ vingt-cinq centimètres.

Une fois devenue inutile, l'interface de verrouillage entre LM et CM doit être larguée comme le montre la Fig.71 pour libérer le cône de protection des parachutes et des systèmes prévus pour l'amerrissage. La Fig.72 montre l'éjection du cône de protection (*APEX COVER*) qui ne peut se faire qu'au moment de la rentrée atmosphérique **une fois que le CM s'est séparé du SM.**

Procédure pour arrimer : (*Procédure complète manuel P32*)

- 1) 8 : **[DOCK PROBE]** cb **MNA** et **MNB** armés.
- 2) Déployer la sonde en plaçant **1** sur **EXTD/REL.**
(Transition : **A** et **B** ☒ puis pleine extension confirmée par ☒)
- 3) Libérer les vérins en plaçant **1** sur **OFF.**
- 4) Effectuer la capture. (Confirmée par le bruit et **A** et **B** sur ☒)
- 5) Placer **2** dans l'une des combinaisons du tableau ci-dessous.
- 6) Rétracter et verrouiller en plaçant **1** sur **RETRACT.**
(Accouplement et verrous engagés confirmé par **A** et **B** ☒)
- 7) Repasser **1** sur **OFF** et les deux **sw 2** en position centrale.
- 8) Sécuriser avec 8 : **[DOCK PROBE]** cb **MNA** et **MNB** coupés.

Procédure pour libérer le LM : (*Procédure complète manuel P32*)

- 1) Couper l'alimentation du LM par le CM.
- 2) 8 : **[DOCK PROBE]** cb **MNA** et **MNB** armés.
- 3) Vérifier que les deux **sw 2** sont en position centrale **OFF.**
- 4) Déployer la sonde en plaçant **1** sur **EXTD/REL.**
Le LM se sépare du CM. **Un arrimage reste possible.**
- 5) Replacer **1** sur **OFF** et refermer son cabochon de sécurité.
- 6) Sécuriser avec 8 : **[DOCK PROBE]** cb **MNA** et **MNB** coupés.

Tentative	[RETRACT]	
n°1		
n°2		
n°3		
n°4		

Combinaisons à adopter pour les inverseurs **2** en fonction de l'ordre des tentatives.

Fig.70

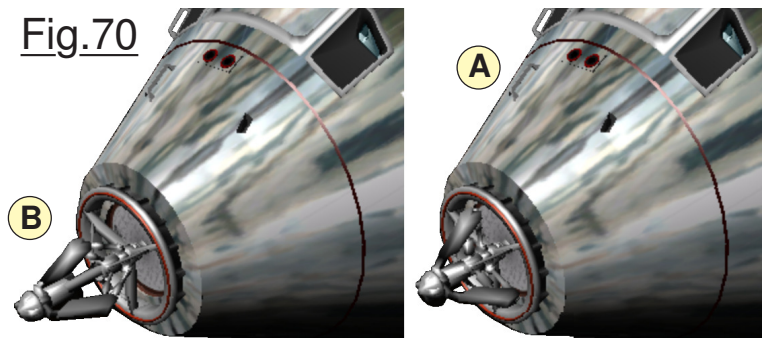
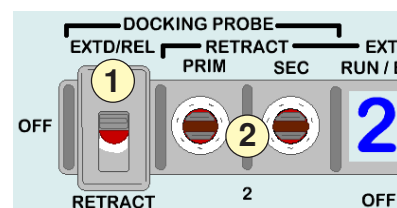
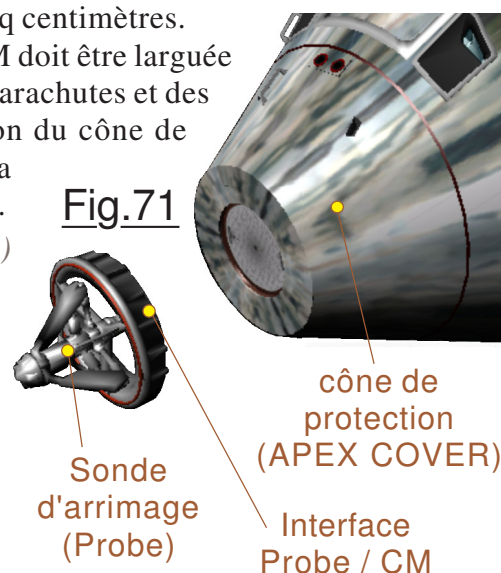


Fig.71



Systèmes pour l'amerrissage

Tunnel de transfert obstrué

cône de protection (APEX COVER)

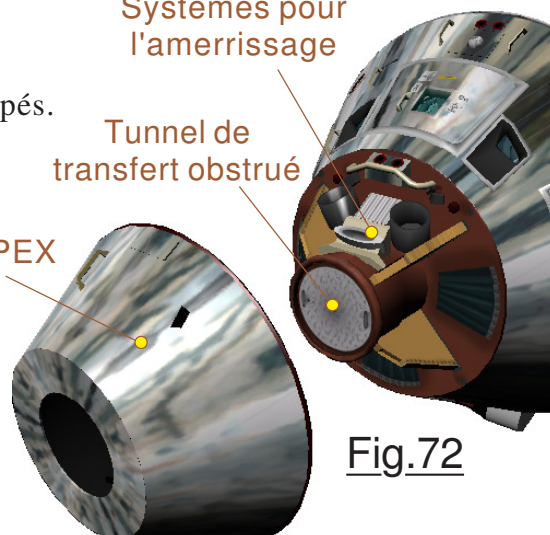


Fig.72

RETOUR ET RENTRÉE ATMOSPHÉRIQUE.

Avec le lancement, c'est l'une des phases les plus critiques d'un vol spatial. Tout d'abord, le véhicule doit pénétrer dans l'atmosphère avec un angle extrêmement précis. Si l'angle est trop aigu, la vitesse de l'appareil ne sera pas assez réduite et le bouclier thermique devant le protéger ne pourra pas résister aux températures extrêmes provoquées par les frottements de l'air. Si l'angle est trop plat la capsule "ricoché" sur les couches denses de l'atmosphère et peut repartir définitivement en orbite, n'ayant plus de moteur pour effectuer le décrochage. Un ajustement très précis au centième de degré près est nécessaire. L'angle nominal était de $6,6^\circ$ en-dessous de l'horizon local avec un azimut de $52,21^\circ$. Lorsque le vaisseau spatial arrive à proximité de la Terre il pénètre dans les couches denses de l'atmosphère à une vitesse considérable. La compression importante et l'écartement de l'air présentant une viscosité engendrent un échauffement considérable. Les molécules d'air se dissocient et passent à l'état de plasma, c'est à dire en gaz ionisé possédant une conductivité électrique importante. Il forme alors une cage de Faraday qui empêche toute onde radio de pénétrer ou de sortir du vaisseau. L'équipage se trouve isolé et surtout aucun système de radar ou de téléguidage ne peut être utilisé. Seule la navigation inertielle reste opérationnelle. Ce plasma chauffe considérablement les parois du véhicule d'où la nécessité d'un bouclier thermique qui forcément présente des limitations techniques. Enfin l'équipage aussi impose des contraintes, tout particulièrement sa résistance aux accélérations ... les fameux G.

Ben Môa môa je dis que c'est une affaire qui roule !



Bien que relativement élémentaire, (Menteur !!!) le pilotage d'une capsule de rentrée atmosphérique est assez particulier. Pour comprendre les techniques de gestion de vol ainsi que les instruments de mesure mis à la disposition des astronautes, nous allons analyser (très) superficiellement le comportement du CM. Considérons la Fig.73 sur laquelle le vecteur vitesse V est représenté en noir. L'air repoussé fortement par le bouclier thermique s'échappe sur les côtés provoquant sur ce dernier une pression dynamique répartie régulièrement car la capsule présente un cabrage nul par rapport au vecteur vitesse V . Cette pression dynamique engendre un freinage représenté vectoriellement par la résultante R qui va provoquer le freinage et engendrer les G subis par l'équipage. (Pour de plus amples explications sur les caractéristiques de R vous pouvez consulter le Tutoriel Mercury disponible sur <http://www.orbiterfrancophone.com/index.php?disp=tutorials>) Mais comme pour tout mobile non guidé, les efforts auxquels il est soumis vont modifier son mouvement au regard du centre de gravité G , également nommé centre de masse ou **centre d'inertie**. Ce dernier oblige la capsule à se déplacer avec énergie (Cinétique) dans le sens de la flèche bleue et crée ce que l'on peut nommer la force d'inertie. On voit que le freinage R étant décalé, ces deux actions mécaniques ont pour effet de créer une instabilité angulaire et la capsule va tourner dans le sens de la grosse flèche courbée bleue. La Fig.74 représente de façon simplifiée ce que devient la situation si on oblige le vaisseau à présenter un cabrage α non nul par rapport au vecteur vitesse, ce que l'on nomme habituellement l'angle d'incidence AOA. La

zone du bouclier thermique la plus en avant repérée en jaune subit une pression dynamique plus élevée que celle qui se trouve vers le bord de fuite. La pression n'est plus répartie uniformément sur le bouclier et crée une instabilité angulaire repérée par la grande flèche courbe orange et rose. Il en résulte un couple de rappel qui peut s'opposer à l'instabilité inertielle. **CONCLUSION** : Une capsule de type Apollo présente une stabilité aérodynamique pour un angle d'incidence α d'environ 21° que les systèmes de stabilisation vont chercher à conserver. Pour cet angle, les deux phénomènes se compensent et l'orientation du vaisseau reste relativement stable. Mais comme le montre la Fig.75 la résultante des pressions dynamiques n'est plus dans l'axe

Fig.73

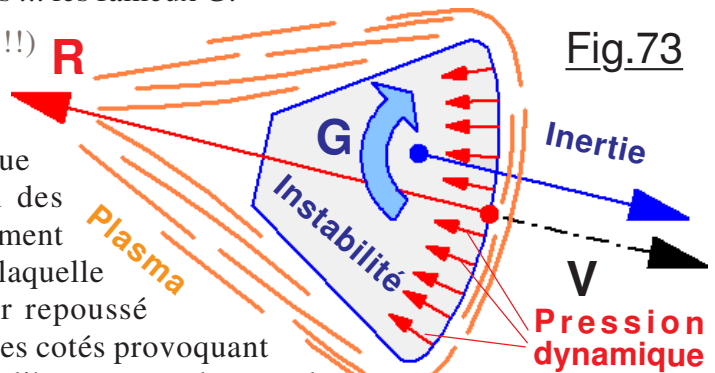
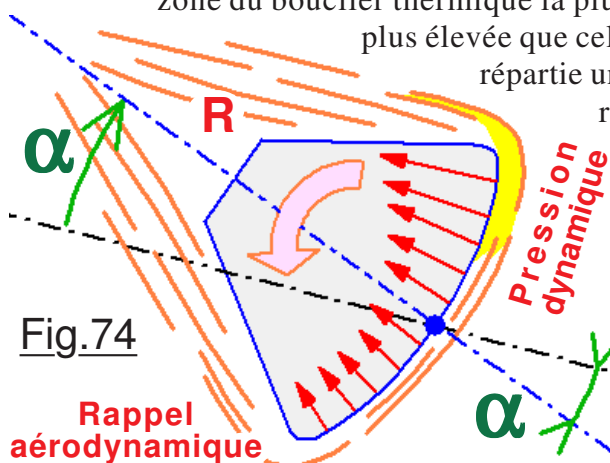


Fig.74



du vaisseau et présente par rapport à ce dernier deux effets (Composantes) qui sont **P** la **PORTANCE** et **T** la **TRAINÉE**. (Respectivement LIFT et DRAG) Notez que ce dessin est légèrement plus crédible que celui de la Fig.74 car il présente un plasma dissymétrique ce qui est plus vraisemblable. La zone en violet est relative aux compartiments techniques relativement denses qui décalent vers eux le centre d'inertie **G**. C'est la trainée **T** qui provoque le freinage et les accélérations subies par l'équipage. La portance **P** aura pour effet de dévier la vitesse du vaisseau dans sa direction. Dans la réalité les vols Apollo effectuaient la rentrée tête vers le bas comme représenté sur le dessin où **H'H** représente l'horizontale. **P** est alors dirigée vers le haut. En augmentant ou en diminuant l'incidence α on augmente où l'on diminue cette portance sans grande incidence sur la "longueur de la trajectoire car simultanément on diminue ou on augmente la trainée, ces effets se compensant globalement. Supposons maintenant que le vaisseau subisse une rotation en roulis de 90° tout en conservant l'incidence en cabrage. On retrouve la même configuration sauf que cette fois c'est l'axe tête/pieds qui se trouve horizontal. Le vecteur portance n'est plus dirigé vers le haut, mais lui aussi se trouve horizontal. Dans ce cas la variation de vitesse sera également dirigée horizontalement, courbant la trajectoire vers la gauche ou vers la droite en vue de dessus en fonction du sens dans lequel est effectué le roulis. Surtout la portance n'est plus dirigée vers le haut. La capsule descend plus rapidement ce qui écourte la trajectoire. Il est donc possible de décaler le point d'arrivée latéralement et longitudinalement par des changements d'assiette en ROULIS. Le lacet peut influencer la courbure de trajectoire, mais en moindre importance que l'incidence de cabrage. On va voir page suivante comment gérer la trajectoire.

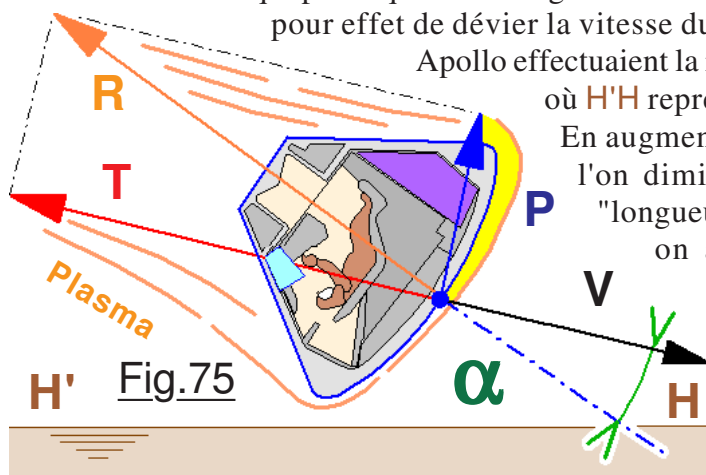


Fig.75

se trouve horizontal. Dans ce cas la variation de vitesse sera également dirigée horizontalement, courbant la trajectoire vers la gauche ou vers la droite en vue de dessus en fonction du sens dans lequel est effectué le roulis. Surtout la portance n'est plus dirigée vers le haut. La capsule descend plus rapidement ce qui écourte la trajectoire. Il est donc possible de décaler le point d'arrivée latéralement et longitudinalement par des changements d'assiette en ROULIS. Le lacet peut influencer la courbure de trajectoire, mais en moindre importance que l'incidence de cabrage. On va voir page suivante comment gérer la trajectoire.

CONCLUSION : Une capsule Apollo en entrée atmosphérique se pilote principalement en ROULIS, raison pour laquelle sur le tableau de bord un instrument spécifique lui est réservé.

Le diagramme de la Fig.76 montre l'évolution de la vitesse de rentrée en relation avec l'altitude. Lors des missions Apollo la vitesse de rentrée se situait aux alentours de 11000 m/s (39600 km/h) avec un record de 11036 m/s pour Apollo 13. Le début de la phase de rentrée d'une capsule (*Entry Interface : Interface d'entrée*) commençait à environ 400000 pieds selon les termes de la NASA soit environ 122 km. La pression dynamique due au ralentissement du vaisseau se situait aux environs de 5 à 6 G avec un pic à 7,19 G pour Apollo 16. La chaleur sur le bouclier thermique pouvait atteindre 2800°C . Les équipages recevaient au niveau de la peau des radiations ionisantes de l'ordre de 0.50 Rads.

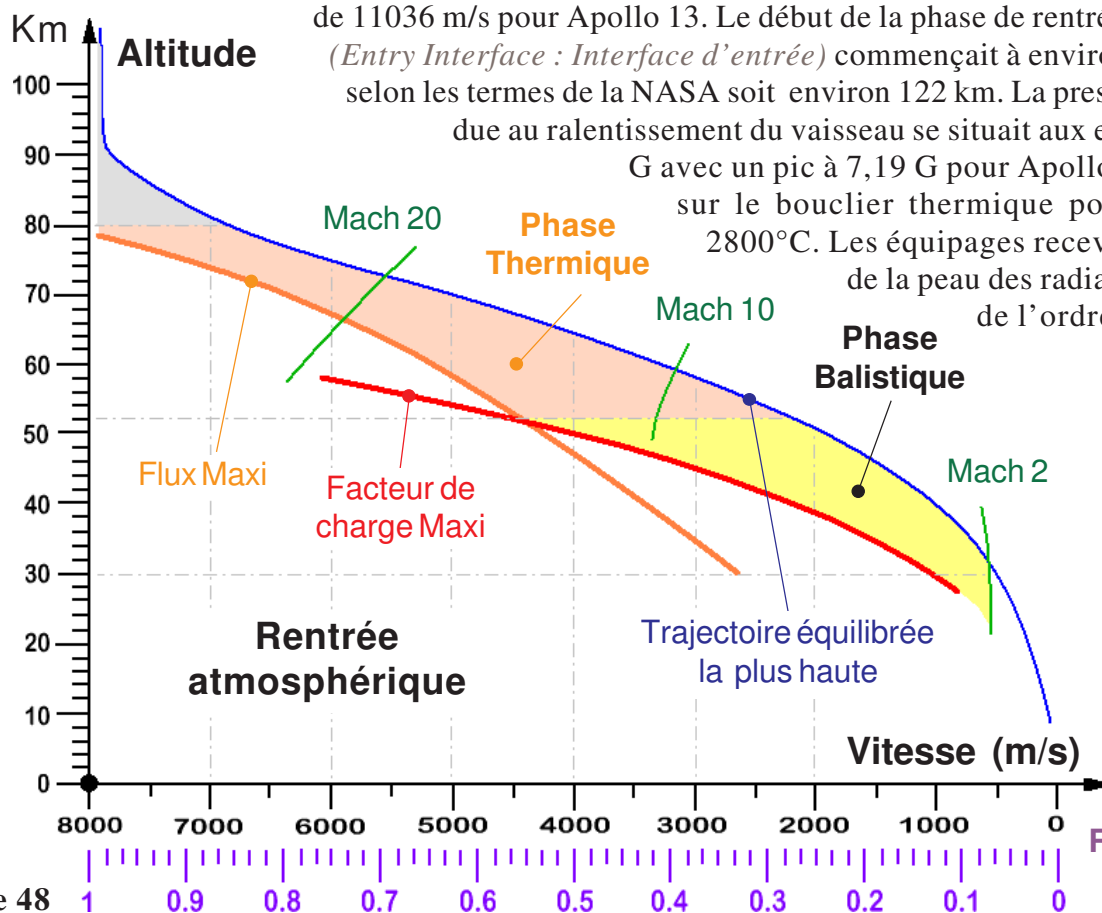


Fig.76

DIVERS TYPES DE RETOURS ET RENTRÉES ATMOSPHÉRIQUES.

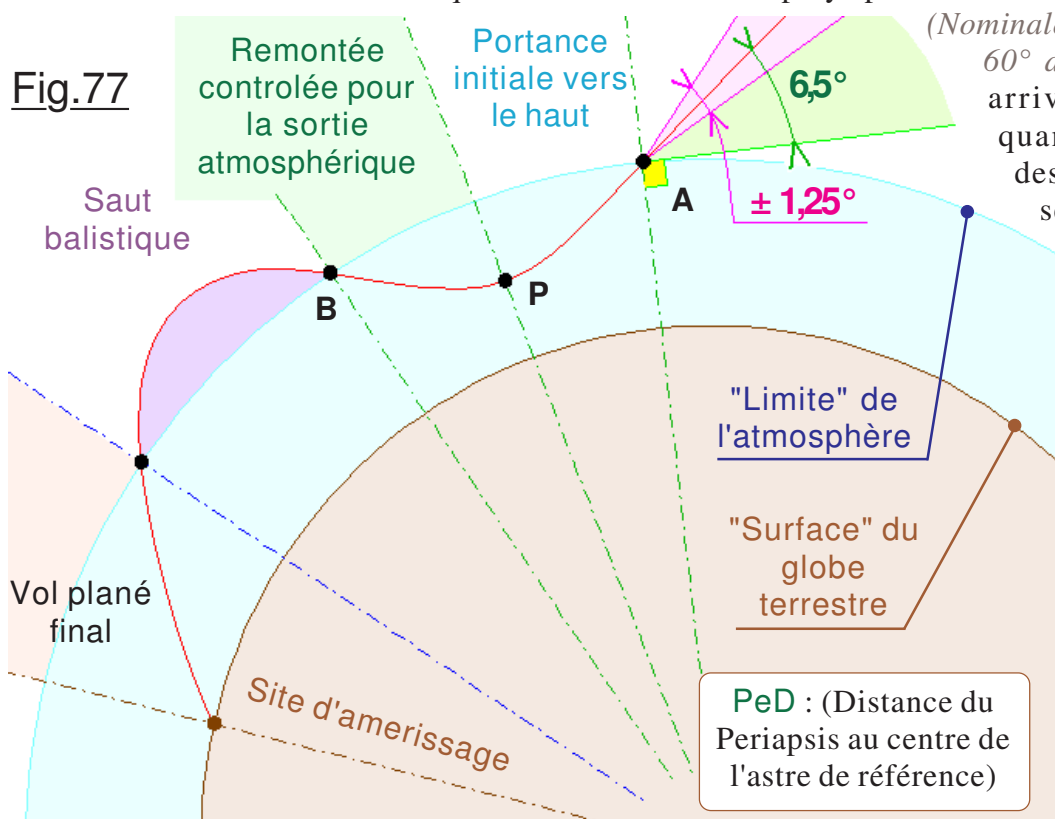
Retour depuis l'orbite terrestre.

L' angle de pénétration à 400 000 pieds (122 km) devrait être d'environ 2 degrés. Cela correspond à une valeur de **PeD** (Distance du Periapsis au centre de l'astre de référence) d'environ 6200 km si la manœuvre de décrochage d'orbite se fait à 300 km d'altitude. On contrôle la vitesse verticale par du ROULIS de droite à gauche. Une rentrée nominale consistait à incliner le CM d'un angle de -60° pendant environ 2 minutes, puis du roulis à $+60^\circ$ pendant 2 minutes, puis de nouveau à -60° pendant environ une minute et un retour à $+60^\circ$. Ce balancement est nécessaire car on ne veut pas remonter et qu'un cabrage de 21° est impératif pour stabiliser l'attitude. Si il faut dévier la trajectoire vers la droite ou vers la gauche il suffit de maintenir le roulis d'un coté plus longtemps que de l'autre. Inclignée à 60° la portance est globalement suffisante pour respecter le profil de rentrée. Toutefois s'il faut allonger la trajectoire car on risque le poser trop court, il suffit d'annuler le roulis. Toute la portance sera alors dirigée vers le haut sans influencer la courbure latérale. Il est également possible d'imposer un roulis jusqu'à 180° ce qui provoquera une portance négative propre à augmenter notre pente vers le bas, donc de raccourcir la trajectoire avant amerrissage. Bien entendu dans le vaisseau Apollo un ordinateur de guidage prenait en charge intégralement cette phase de la mission. Quand la vitesse descend en dessous de 500 m/s les effets aérodynamiques ne sont plus suffisants pour pouvoir influencer la trajectoire. *(En fait la vitesse dépend de la densité de l'air, donc de l'altitude. On entre en phase balistique, il n'y a plus qu'à subir les événements)*

Rentrée depuis l'orbite de retour lunaire.

L' angle de pénétration doit avoisiner $6,5^\circ$ nominal avec une valeur de **PeD** d'environ 6415 km pour la trajectoire de retour depuis la Lune. **(Angle de tolérance $\pm 1,25^\circ$)** Comme lors d'une rentrée orbitale terrestre on pilote en utilisant la portance et la trainée. La différence est que l'on arrive avec une vitesse beaucoup plus élevée de l'ordre de 11 Km/s. Il faut résorber toute cette énergie cinétique mais sans pour autant imposer à l'équipage une accélération exagérée et limiter les G à des valeurs raisonnables. Sur un retour standard le CM effectuait sa pénétration avec un roulis nul (*Tête vers le bas* : Voir Fig.75) pour limiter le maximum de l'accélération subie à environ 7 G. À un certain point **P** de l'atmosphère le CM commence à reprendre de l'altitude et il possède encore beaucoup trop de vitesse. Le roulis était alors ramené à 180° pour créer une portance vers le bas et empêcher le CM de s'échapper trop de l'atmosphère. En 45 secondes environ le CM a perdu suffisamment d'altitude en une seule fois, et à ce point le roulis était rapidement annulé. Le reste de la rentrée utilise alors une procédure identique à celle des retours orbitaux dans laquelle le ROULIS est employé pour affiner la trajectoire de la capsule.

Fig.77



(Nominale un roulis d'environ 60° de chaque côté) Ensuite arrive la phase balistique quand la vitesse chute en dessous de 500 m/s. Puis séquence d'ouverture des parachutes de freinage suivi de l'amerrissage.

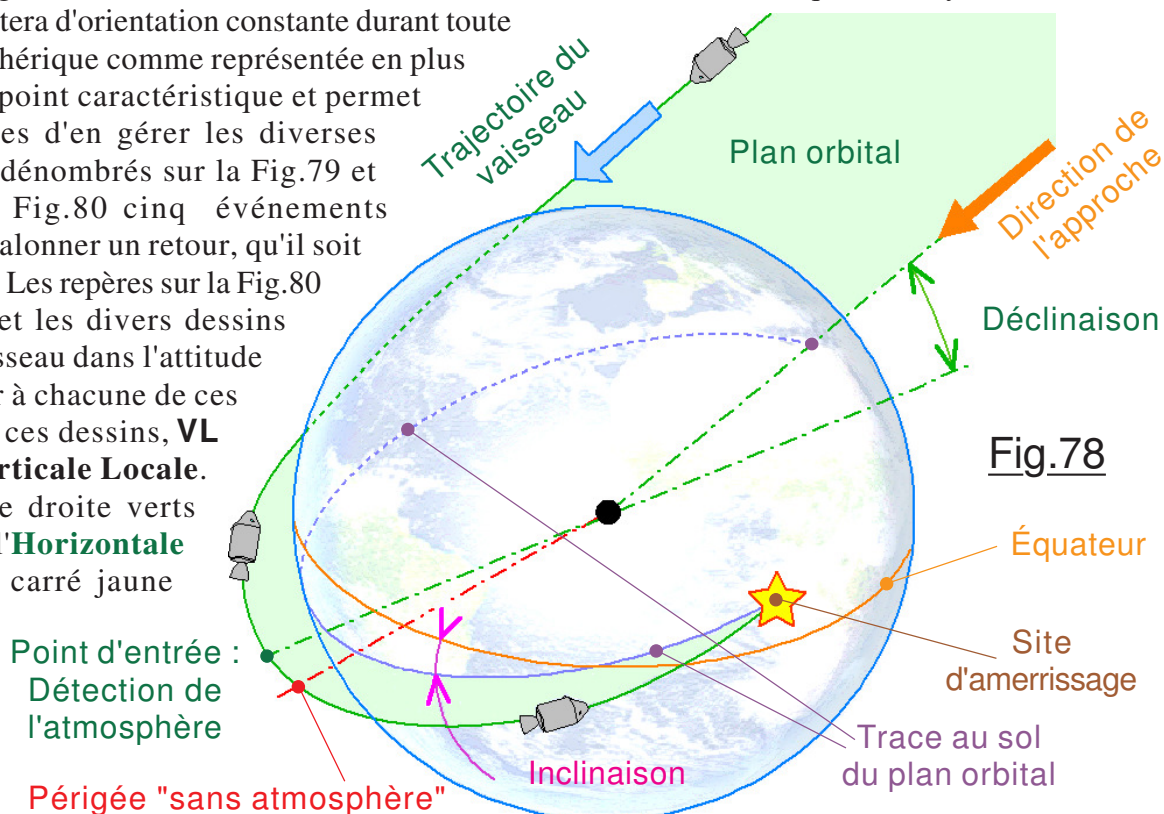
L'interface d'entrée.

C'est un point défini arbitrairement et situé 400 000 pieds du sol *(Soit environ 122 km au-dessus la surface de la Terre)* lors d'un retour sur trajectoire lunaire. Arrivé en ce point on considère que le CM commence sa rentrée atmosphérique.

COULOIR DE RETOUR ET PROFIL DE RENTRÉE.

Respecter une trajectoire de retour avec une erreur tolérée très faible est un impératif et conduit à la notion de corridor, c'est à dire une sorte de couloir conique curviligne qui converge vers le point de récupération. Il faut respecter une valeur de périégée (*Pour une orbite Képlérienne calculée sans la présence de l'atmosphère*) qui se situe dans l'atmosphère, mais relativement haute pour pénétrer dans les couches peu denses. Le plan orbital doit respecter un angle de déclinaison (*Voir la Fig.78*) qui conditionnera l'angle d'Inclinaison et par voie de conséquences la position géographique le l'amerrissage. Il importe surtout de respecter pour la trajectoire un angle de pénétration précis. S'il est trop raide l'équipage et le vaisseau vont subir des accélérations intolérables et une surchauffe dynamique qui endommagera le bouclier thermique. Si l'angle est trop faible, le CSM "ricoché" sur les couches atmosphériques et repart en orbite lointaine. La définition du couloir de pénétration tient compte d'un grand nombre de facteurs dont la limite maximale de 10 G subie par le véhicule et ses possibilités dynamiques L/D. (*L/D : Rapport entre la portance "Lift" et la trainée "DRAG"*) Pour un retour lunaire avec une vitesse d'entrée d'environ 36000 pieds par seconde et $L/D = 1/2$, le couloir d'entrée à 10G est "ouvert" d'environ **2,5 degrés**. (*Voir Fig.77*) Pour un retour planétaire avec une vitesse d'entrée jusqu'à 50000 pieds par seconde le corridor se rétrécit à environ 0,7 degrés. Comme précisé en page précédente, le point d'entrée est défini comme le point dont la trajectoire d'approche passe à une altitude arbitraire de 400.000 pieds du sol. Sur la Fig.78 on peut noter que le point d'entrée se fait un peu avant le périégée de la trajectoire d'approche calculée comme s'il n'y avait pas d'atmosphère. ($36000 < 50000$ mais la phase **A B** a ralenti le CM)

Comme représenté sur la Fig.79 (*Rapprocher cette figure de la Fig.78 donnée en page 50. Le dessin constitue une représentation identique des événements, le plan orbital étant ramené dans le plan de projection. Autre différence, l'orientation est modifiée le vaisseau arrivant du bas vers le haut pour favoriser l'interprétation des dessins de la figure 80*) une présentation pour pénétrer convenablement dans le couloir d'approche se fait en diverses étapes. Le respect de l'angle de **Déclinaison** se fait de très loin, car globalement la **Direction de l'approche** passe par le centre de la Terre. Une poussée de faible durée est largement suffisante pour changer le plan orbital à l'arrivée. Non seulement une telle manœuvre est économe en ergols, mais de plus toutes les Déclinaisons sont possibles permettant aussi bien une arrivée dans le sens direct que dans le sens rétrograde. Naturellement une arrivée de sens direct sera privilégiée, mais avec une **Déclinaison** qui en phase terminale placera la **Trace au sol du plan orbital** coïncidente avec le point de récupération prévu. Quand le CSM se présente en **C**, ses systèmes de navigation utilisent une matrice de référence REFSMMAT telle que celle symbolisée en **D**. Par nature elle restera d'orientation constante durant toute la rentrée atmosphérique comme représentée en plus petit sur chaque point caractéristique et permet aux automatismes d'en gérer les diverses phases. Comme dénombrés sur la Fig.79 et détaillés sur la Fig.80 cinq événements principaux vont jaloner un retour, qu'il soit orbital ou lunaire. Les repères sur la Fig.80 sont identiques et les divers dessins présentent le vaisseau dans l'attitude qu'il doit adopter à chacune de ces phases. Sur tous ces dessins, **VL** représente la **Verticale Locale**. Les segments de droite verts **H'H** constituent l'**Horizontale locale**. Le petit carré jaune



précise au passage qu'entre **VL** et **H'H** il y a un angle de 90° . Il me semble important de souligner que tous les dessins de la Fig.80 sont représentés avec une orientation qui prend pour référence la REFSMMAT, ils constituent comme montré sur la Fig.79 des agrandissements avec respect des angles et en particulier pour **VL** et **H'H**.

Phase 1 : La désorbitation.

Il ne s'agit d'un décrochage que pour les missions en orbite terrestre, car l'approche des vols lunaires conduit à une trajectoire qui pénètre inexorablement dans la couche atmosphérique. Dans ce cas on affine le couloir de rentrée. C'est le programme **P40** de poussée SPS qui est chargé de ce freinage qui ne s'effectue pas du tout en orientation rétrograde, mais avec un angle α important. Le vecteur vitesse orange tangent à la trajectoire est dirigé vers le bas sous l'horizontale.

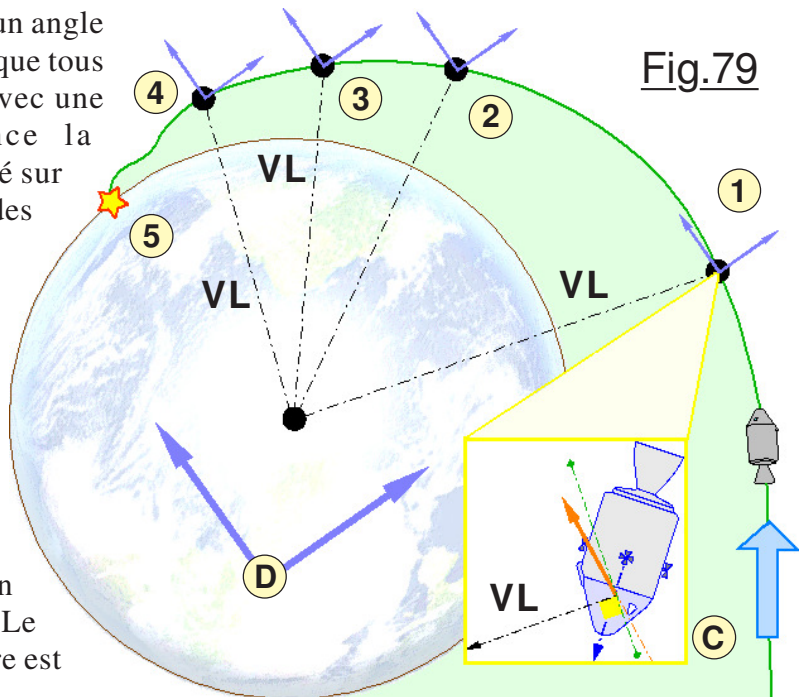


Fig.79

Phase 2 : La prise d'attitude pour effectuer la séparation.

Le programme **P61** fait pratiquement réaliser un demi-tour au CSM qui dirige alors le cône de nez vers le haut. Ainsi au moment de la séparation, le SM sera accéléré vers une trajectoire plongeante qui facilitera sa désintégration dans l'atmosphère.

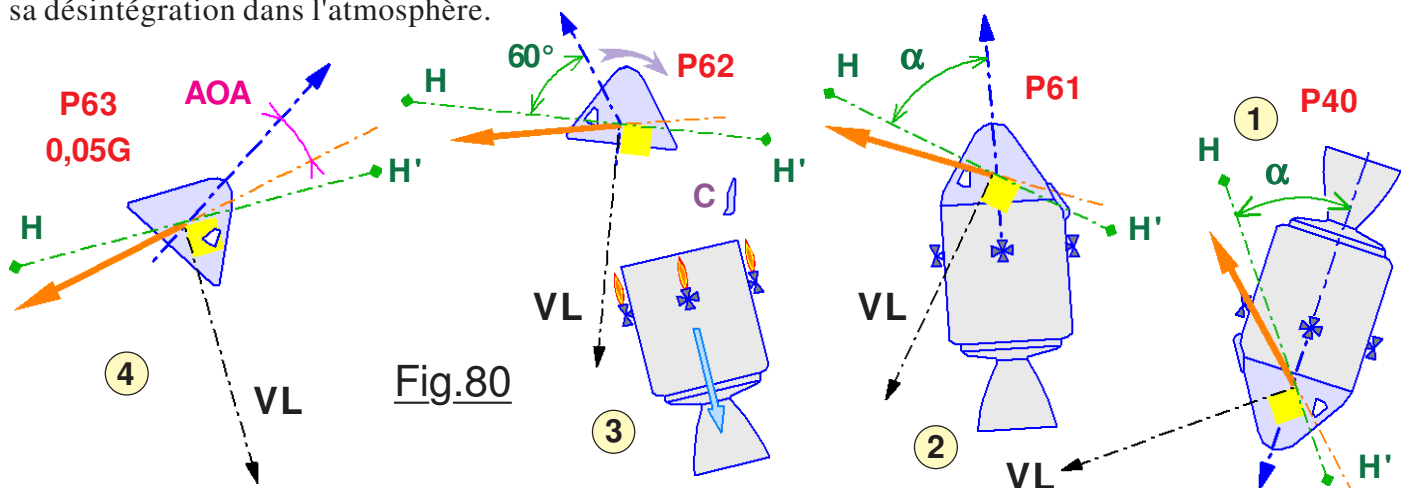


Fig.80

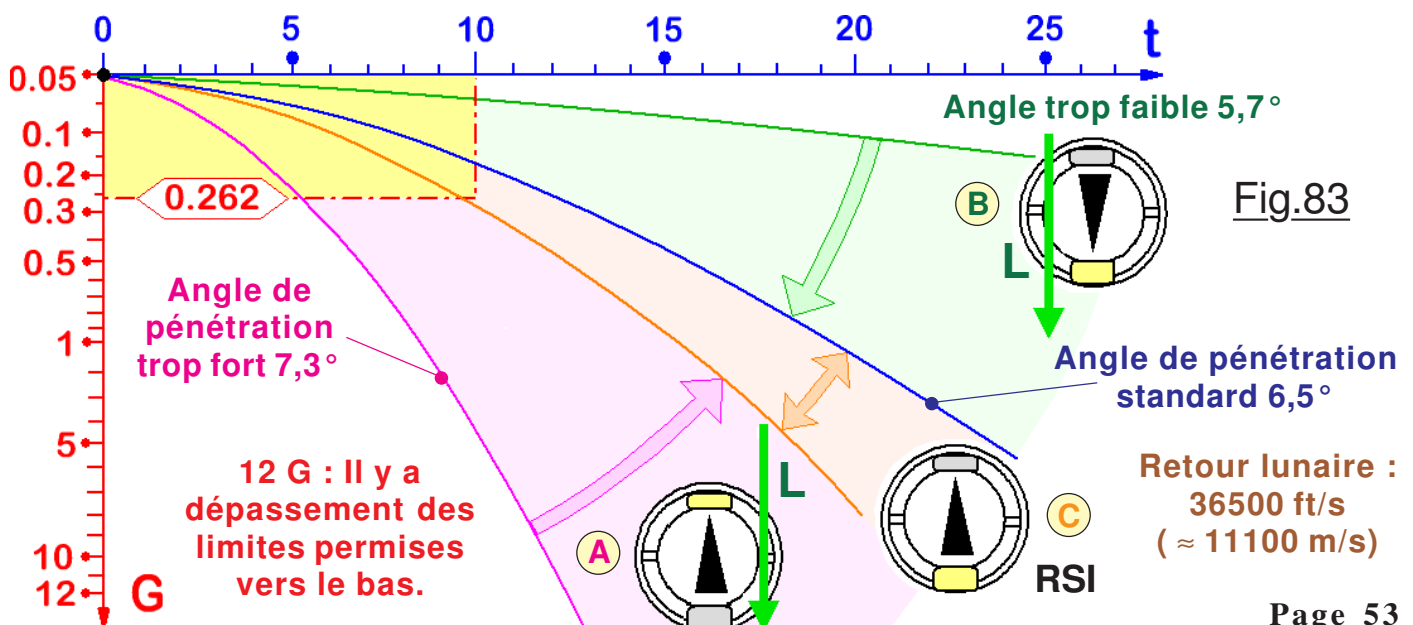
Phase 3 : La séparation.

Le programme **P62** s'enchaîne et déclenche la séparation. Notez au passage l'éjection préalable du carénage **C** qui protège les cordons ombilicaux de liaison entre le SM et le CM, qui devient alors totalement autonome et ne peut fonctionner désormais que sur les batteries électriques de bord. Un automate à bord du SM allume ses RCS pour provoquer un éloignement du CM et diminuer d'autant les risques de collision au cours de la phase finale. Vous pouvez constater qu'au moment du déclenchement des dispositifs pyrotechniques le CSM est cabré de 60° par rapport à l'horizontale locale. Rapidement après la séparation le bouclier thermique sera présenté vers l'avant du mouvement, tête vers le bas.

Phase 4 : Gestion précise de l'attitude.

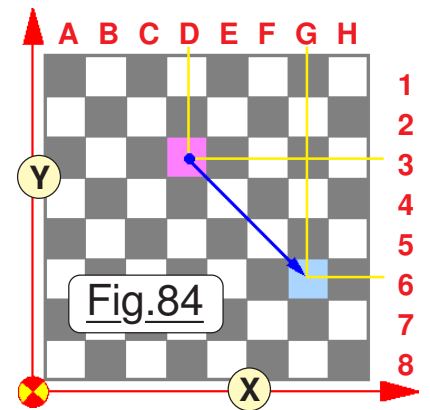
Si tout fonctionne correctement à bord, en standard ce sont encore les automatismes qui vont gérer le pilotage de la capsule Apollo. Cette phase se déclenche et invoque le programme **P63** quand les senseurs du vaisseau détectent une valeur de freinage de 0,05G et à bord le système d'enregistrement graphique EMS est démarré. Le CMC va alors orienter l'angle d'incidence **AOA** au moyen du Roulis comme expliqué en page 47. La trajectoire entre 4 et 5 va donc comporter une remontée hors atmosphère suivie d'un plané aérodynamique qui doit conduire au point de récupération. Les astronautes peuvent surveiller la rentrée avec les instruments du système EMS et si nécessaire passer en pilotage manuel si l'automatisme n'est pas fiable.

Considérons la Fig.82 qui développe un synoptique de l'ensemble EMS. Le cœur du système est constitué d'un accéléromètre très sensible **1**. Cet accéléromètre est indépendant de celui qui anime l'appareil de mesure situé en haut à gauche du tableau de bord **1**. Un dispositif **2** permet en phase de préparation pré-lancement d'effectuer un test de bon fonctionnement, car un décollage sans la disponibilité de cet organe serait impensable. Le sélecteur de fonction **3** permet les initialisations et vérification de l'enregistreur graphique, mais également de sélectionner entre le mode ΔV et le mode ENTRY. La fonction ΔV gère les poussées calibrées du SPS. C'est le mode ENTRY qui sera mis en service lors des rentrées atmosphériques. Après adaptation des signaux électriques fournis par l'accéléromètre, via le truchement de **3**, l'information est traitée par un intégrateur mathématique **5**. Comme expliqué en bas de la page 28, un tel calcul fournit la valeur de la vitesse. Le signal électrique est alors codé dans un compteur électronique **6** qui à son tour pilote l'affichage **7**. Le comparateur **8** permet de surveiller trois seuils dans le domaine des accélérations faibles. Le premier palier consiste à détecter un freinage aussi faible que 0.05 G. Cet événement capital est considéré arbitrairement comme représentant l'arrivée dans le couloir de rentrée, signifiant la pénétration dans les couches hautes de l'atmosphère. Le témoin **9** s'illumine pour prévenir l'équipage. Simultanément l'asservissement du stylet **10** et des moteurs de défilement de la bande en mylar **11** sont activés. Ce sont ces deux mouvements combinés qui sur l'enregistreur graphique **12** vont construire la trace. Cette information superposées aux abagues de la bande vont à la fois faciliter à l'équipage la surveillance du profil de rentrée, et en différé permettre un dépouillement des paramètres de vol. (*C'est un peu comme l'équivalent des boîtes "noires" dans les avions de ligne*) Plus l'accélération **G** est importante, plus le stylet se déplace verticalement vers le bas. La base de la bande souple comporte des graduations linéaires qui traduisent (*"Le taux de chute"*) de la vitesse exprimée en ft/s x 1000. Le pilote peut alors avoir une idée de l'énergie perdue, de la célérité qui reste encore à dissiper. Les deux mouvements combinés construisent une courbe qui renseigne globalement de l'évolution de l'accélération et de la vitesse, mais en aucun cas ne représente la forme d'une trajectoire. Les abaques sont des renseignements à corrélérer avec les notions représentées sur la Fig.76 en page 48. Dix secondes après avoir détecté la pénétration dans les couches hautes de l'atmosphère l'électronique **8** entre en action pour comparer l'accélération actuelle à deux seuils critiques. Si le freinage est trop fort, le témoin du haut sur l'indicateur de roulis **13** s'illumine. (*Voir Fig.83 complémentaire*) L'automatisme ou le pilote savent qu'il faut diriger la portance **LIFT** plus vers le haut pour pénétrer moins rapidement dans les couches denses de l'air. C'est le cas **A** pour lequel il importe d'orienter la tête du CM vers la Terre. Au contraire, si le freinage est inférieur à 0,2 G l'angle de pénétration est trop faible (Cas **B**) et il faut impérativement diriger la portance vers le bas pour augmenter la plongée. Le vaisseau est alors orienté comme un avion. L'indicateur gyroscopique de roulis **13** informera de la direction de la portance par rapport au sol si initialement l'appareil a été correctement orienté à l'aide du bouton poussoir **GDC ALIGN**. Sur la Fig.83 pour laquelle on suppose que l'EMS a été correctement initialisé, en **C** il y a visiblement un problème. Le pilote automatique oriente le vaisseau tête vers le bas (*Portance de la tête vers les pieds*) alors que l'instrument a détecté une accélération trop faible. Il importe dans ce cas de déconnecter les automatismes et de reprendre en mode manuel.

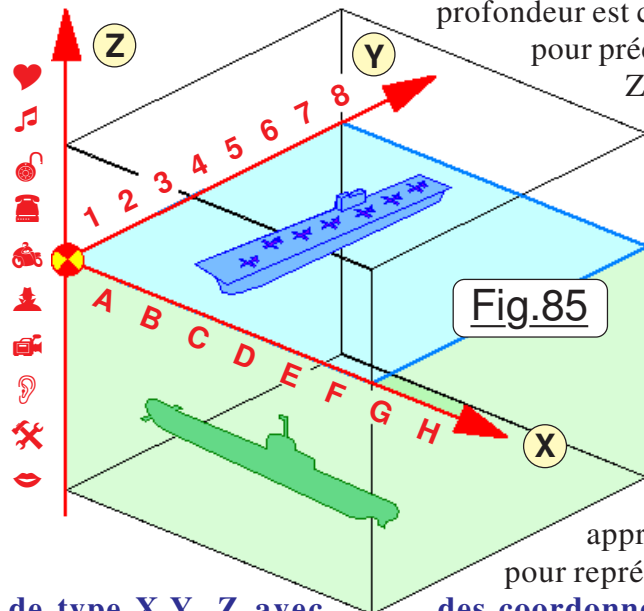


Notions élémentaires relatives à la REFSMMAT : *(Reference to Stable Member Matrix)*

Mystérieuse définition qui ne nous avance pas beaucoup ! Commençons par le début, à savoir : *Comment décrire l'espace, comment s'y situer ?* La réponse à cette question n'est pas élémentaire du tout et dépend intimement du contexte dans lequel on se trouve. Pour illustrer ce préambule, prenons un premier exemple. Vous jouez aux échecs avec un copain ... qui s'ennuie loin loin loin en orbite. Vous avez défini sur l'échiquier un système de coordonnées de type X/Y. (Fig.84) Vous annoncez : D3 va en G6. Banal me direz-vous. Exact ! Mais notez toutefois que ce système est communément nommé "Coordonnées Cartésiennes", que le sens des axes ainsi que leurs noms X,Y sont totalement arbitraires. Notez également que pour se situer sur la surface on peut utiliser des lettres, des chiffres, des symboles quelconques qui sont tout aussi arbitraires. Les axes de la Fig.84 respectent les traditions en mathématiques. C'est très bien tout ça, mais si la position à indiquer n'est pas sur un truc tout plat, mais à définir dans l'espace ? Il suffit d'ajouter un troisième axe généralement noté Z comme montré sur la Fig.85, où cette fois on se fait une bataille navale.



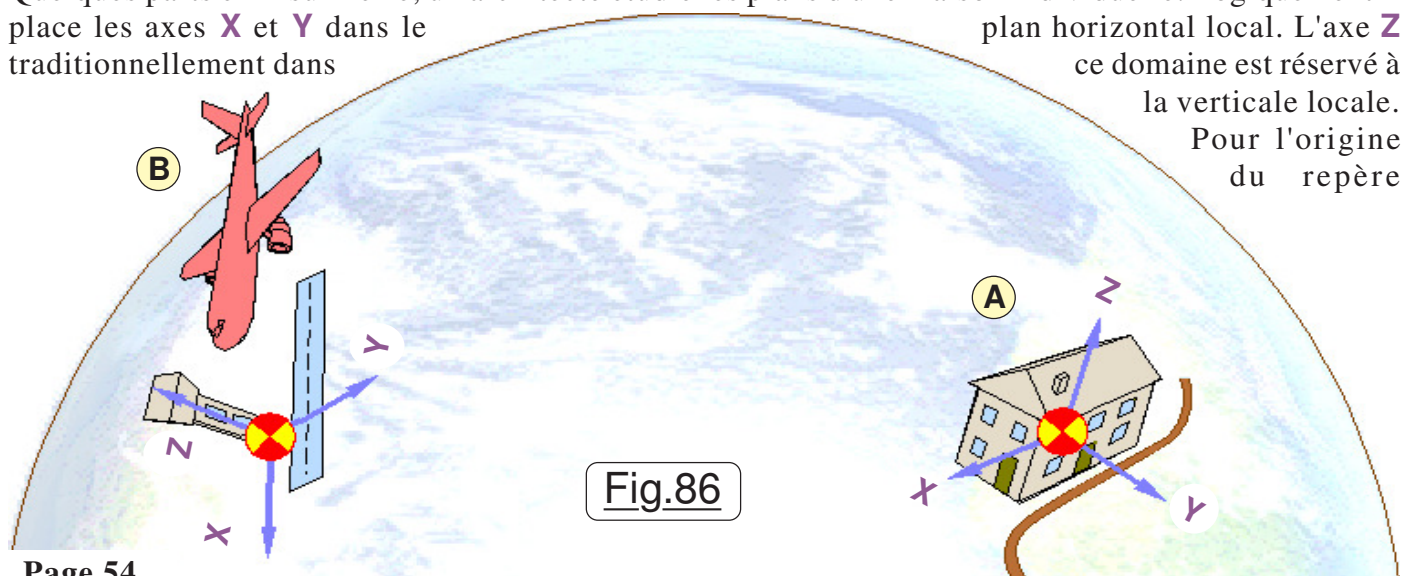
B6 ♖ : Porte-avions touché à proximité de l'îlot. D7 ♙ : Sous-marin loupé mais la profondeur est correcte. Pour bien vous montrer que les éléments utilisés



pour préciser les coordonnées sont totalement arbitraires, sur l'axe Z nous avons ici gradué avec des idéogrammes. Comme généralement nos activités sont assistées par des programmes informatiques nous allons employer des nombres plus faciles à coder en binaire que des petits dessins. Par ailleurs, comme en général on veut pouvoir utiliser l'infinité des positions possibles sur les axes, on abandonne les entiers. Pour finir, on peut vouloir séparer des zones dans notre espace. Par exemple ici entre ♠ et ♡ nous aurons tout ce qui vole, en ♠ ce qui flotte et entre ♠ et ♡ tout ce qui se cache dans la mer. Nos coordonnées seront alors signées et utiliseront traditionnellement des nombres réels. Suite à cette

approche, on peut donc conclure que nos **repères cartésiens** pour représenter l'espace seront constitués de **trois axes trirectangles**

de type X,Y, Z avec des coordonnées positives et négatives définies par des réels. Il existe une infinité de tels repères, et tout un chacun précisera celui qui fonction de son application spécifique convient le mieux. Ainsi l'orientation des axes et l'origine ♣ seront choisies sur des critères objectifs de simplification. La Fig.86 va nous permettre d'entrevoir ce que l'on entend par simplification objective. Quelques parts en **A** sur Terre, un architecte étudie les plans d'une maison individuelle. Logiquement il place les axes **X** et **Y** dans le plan horizontal local. L'axe **Z** ce domaine est réservé à la verticale locale. Pour l'origine du repère



représenté en violet, il pourrait aussi bien choisir un point particulier sur la parcelle de son client, repéré sur le plan cadastral. Il préfère par exemple placer son repère au centre de la salle de séjour. L'axe **X** ou l'axe **Y** pourraient librement être orientés dans la direction Nord/Sud. Pourquoi pas ? Parce que cet architecte a privilégié pour **X** la direction longitudinale de la maison qui sera orientée parallèlement à la route qui longe la propriété. Ainsi l'interprétation par le client ou la cotation pour les maçons en seront simplifiées. Tout ailleurs, en **B**, un aiguilleur du ciel guide un avion qui visiblement n'est pas un DeltaGlider. Son volume de surveillance est un parallélépipède rectangle centré sur l'aérodrome. Sur les cartes aviation cette zone est centrée sur la tour. Pour l'aiguilleur, les axes **X**, **Y** et **Z** sont ceux imposés par les concepteurs des systèmes radar et surtout des ILS d'approche. Les ingénieurs en charge du projet ont naturellement placé le plan des axes **X** et **Y** dans le plan horizontal local et l'axe **Z** dans la direction de la verticale locale. Quand à l'orientation pour **X**, ils ont choisi l'axe de la piste. On constate dans ces deux exemples, qu'un repère de référence cartésien est totalement arbitraire et sera défini par une entente entre ses utilisateurs.

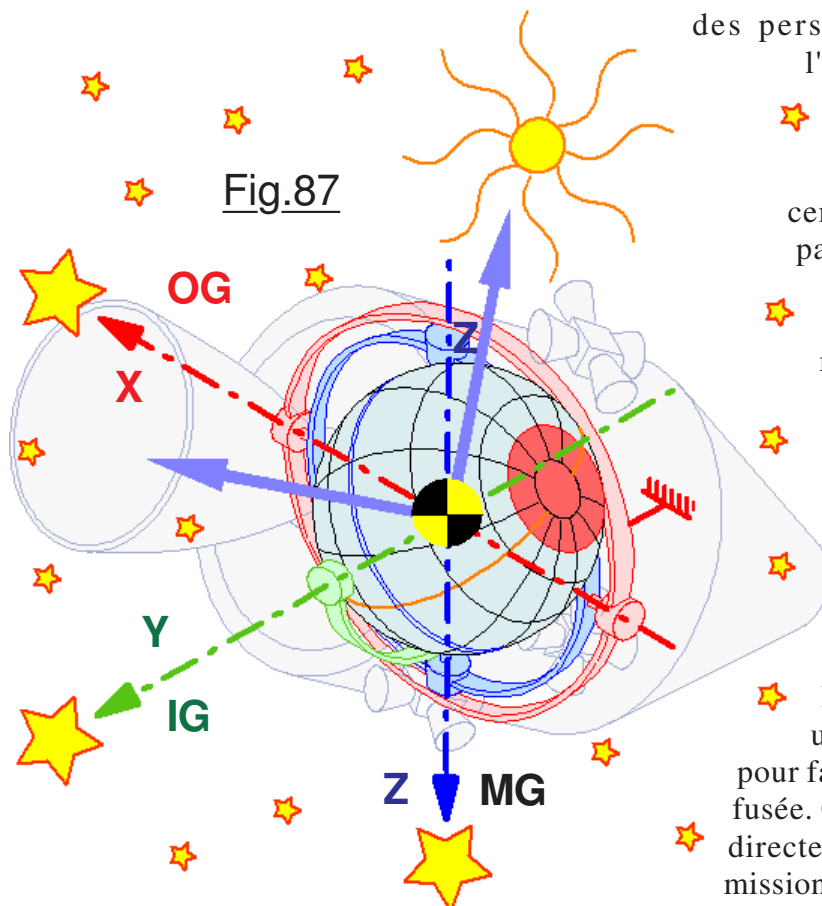
RÉFÉRENCE MATRICIELLE POUR APOLLO.

Comme le montre la Fig.87, à un moment donné les astronautes installés dans le CSM ou dans le LM seront en présence de plusieurs repères cartésiens simultanés. Le premier repère non représenté pour ne pas surcharger le dessin est celui lié au vaisseau et qui en définit les axes de roulis, de tangage ou de lacet. Pour bien montrer que mis à part ce repère, tous les autres vont s'orienter différemment au cours du temps, le CSM est représenté en filigrane. Le deuxième repère est celui lié aux axes de la centrale inertielle avec ses articulations **OG**, **IG** et **MG** et les axes associés **X**, **Y** et **Z**. Enfin, colorié en violet sur la Fig.87 on trouve la **REFSMMAT**. C'est un *repère cartésien spécifiquement choisi pour effectuer la navigation à un moment donné de la mission*. Pourquoi ce mot MATRIX ?

L'origine nous vient des mathématiques. Dans certains domaines pour lesquels on va placer des nombres dans des grilles, les mathématiciens nomment ces entités des MATRICES. Le jeu de Sudoku est un exemple de matrice à deux dimensions. Vous vous doutez qu'il existe une foule de matrices mathématiques présentant des propriétés particulières. Du reste souvent ces éléments ne sont pas plans, mais peuvent avoir plusieurs dimensions. Si on veut ramener l'espace à une matrice, on aura une dimension 3. Au cours d'un vol Apollo, en fonction du moment, on utilisera divers repères REFSMMAT avec des origines et des orientations qui pour la phase envisagée facilitent les calculs. En effet, comme pour n'importe quel repère cartésien arbitraire, les REFSMMAT sont déterminées pour faciliter le travail

des personnes impliquées dans le projet. En

l'occurrence les programmeurs du CMC assistés on s'en doute d'astronomes, de mathématiciens, de dynamiciens etc. Le mot STABLE est relatif au fait que la centrale inertielle est conçue pour maintenir parfaitement immobile la REFSMMAT par rapport à l'univers. Comme la technologie utilisée à l'époque dérivait, il faut régulièrement recalibrer l'IMU pour que sa référence soit fiable. Pour fournir aux programmes des paramètres prédéfinis, plusieurs REFSMMAT sont préservées dans la mémoire non effaçable du calculateur de bord. La première REFSMMAT initialisée sur l'IMU est celle définie durant la phase de pré-lancement. Cette référence place l'origine sur le pas de tir et l'axe X pour l'azimut de tir. Y fait 90° pour utiliser la verticale locale et l'angle Z est nul pour faire correspondre le roulis à l'axe X'X de la fusée. On vérifie que la définition de ce repère est directement liée aux circonstances de la phase de mission en cours.




SYSTÈMES DE CONTRÔLE DE L'ENVIRONNEMENT.

La mission de l'ECS.

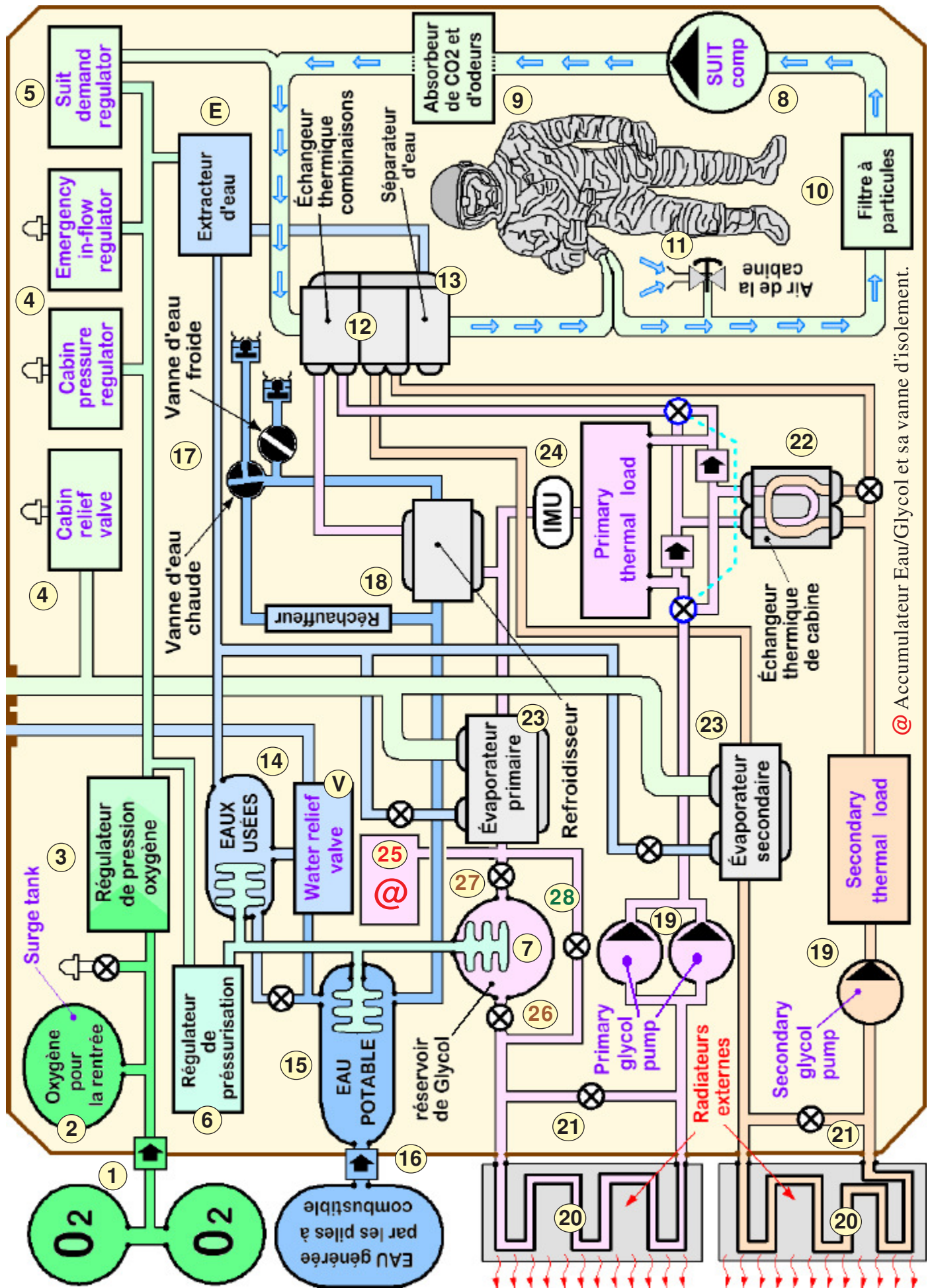
Environmental Control System est un sous-système de contrôle qui fournit un environnement optimisé aux trois astronautes pour un maximum de 14 jours. Les missions lunaires pouvaient dépasser cette limite du fait que le CSM ne comportait plus qu'un seul passager durant les opérations incluant le LM. En vol de croisière l'équipage respire l'atmosphère de la cabine pressurisée, retirant les scaphandres pour des raisons de confort. Durant les phases critiques de décollage, de retour atmosphérique, de poursuite CSM/LM ou de dépressurisation voulue ou intempestive de l'habitacle, les combinaisons étanches sont impératives pour des raisons évidentes de sécurité. L'ECS contrôle l'atmosphère du vaisseau et des scaphandres, la pressurisation, la température et la gestion de l'eau. Ce système supprime également le dioxyde de carbone, les odeurs et les particules tant dans l'habitacle que dans les combinaisons, et ventile la cabine durant le vol et après l'amerrissage. L'ECS collecte et stocke pour l'équipage l'eau potable venant des piles à combustibles, fournit de l'eau au système d'évaporation du glycol pour le refroidissement des systèmes électroniques et permet d'éjecter dans l'espace l'excédent d'eau. La température optimale de fonctionnement des systèmes électroniques est maintenue par cette technologie grâce aux radiateurs extérieurs intégrés à la peau du SM ainsi que par l'utilisation de radiateurs en cabine.

Atmosphère respirable : Composition / pression.

L'air dans la cabine doit être alimenté en oxygène pour être respirable. L'O₂ est stocké à très forte pression dans deux réservoirs **1** situés dans le module de service. Il pénètre dans le CM par le biais du cordon ombilical. Le symbole de type  représente un clapet anti retour. Un réservoir plus petit **2** est placé dans le module de commande et assure l'alimentation en oxygène une fois la capsule séparée pour effectuer la rentrée atmosphérique. Un réducteur/régulateur de pression **3** ramène la pression de l'oxygène à une valeur plus faible pour ensuite alimenter les systèmes de régulation/distribution tels que **4**. L'un de ces ensembles techniques **5** fournit l'oxygène au circuit des combinaisons. La sortie du régulateur **3** est reliée à un détendeur/régulateur **6** qui met en pression des systèmes déformables (Soufflets anéoroïdes, vessies en caoutchouc etc) tel que **7** pour pressuriser les divers réseaux liquides. Dans le schéma de la Fig.88 les circuits "respirables" véhiculant du gaz sont coloriés en vert. Ceux qui transportent l'eau potable sont teintés en bleu. Le circuit primaire de refroidissement eau/glycol est repéré en rose, alors que le circuit secondaire est montré en orange. L'air alimentant les combinaisons étanches fonctionne en recirculation dans la boucle verte avec des flèches bleues qui en indiquent le sens de déplacement.

NOTE : Le cordon ombilical qui relie les scaphandres aux systèmes techniques comporte en réalité plusieurs circuits indépendants. Ceux qui véhiculent l'air respirable et ceux dans lesquels circulent les fluides de régulation thermique sont doublés. En outre des liaisons électriques complètent les raccordements, acheminant entre autres les communications vocales en INTERCOM et vers les transmetteurs VHF. Pour des raisons de simplification ces divers circuits ne sont pas différenciés sur le dessin.

C'est le compresseur **8** qui sert à vaincre les pertes de charge et impose au gaz de circuler notamment à travers le filtre **9** chargé de retenir les nuisances dangereuses de l'air vicié par l'expiration, la transpiration etc. Avant de pénétrer dans le compresseur, l'air respiré est filtré en **10** de ses particules qui pourraient endommager **8** et encrasser par obturation progressive le filtre **9**. On remarque en **11** qu'il est possible d'alimenter le circuit des combinaisons directement à partir de l'air présent dans l'habitacle. Cette prise d'air est utilisée en particulier durant la phase de pré-lancement quand l'équipage en partance est passé dans le CM. Jusqu'à la fermeture de l'écotille on peut ainsi économiser les réserves de bord. Enfin des échangeurs de chaleur tels que **12** permettent d'assurer une régulation thermique de l'air respiré. Le système est complété en **13** par un dispositif qui sépare l'eau qui pourrait saturer l'atmosphère et la dirige via **E** vers le réservoir des eaux usées **14** qui périodiquement peut être vidangé en **V** dans le vide sidéral de façon automatique ou par une intervention manuelle de l'équipage. Non représenté sur le dessin, des dispositifs de ventilation des logements contenant les batteries disposées dans le CM sont également périodiquement mis en service. Enfin, notons que les combinaisons sont pressurisées à une valeur légèrement supérieure à celle qui est maintenue dans la cabine. Ce différentiel mesuré en permanence permet de détecter immédiatement toute fuite potentielle du scaphandre et ainsi prévenir l'équipage.



@ Accumulateur Eau/Glycol et sa vanne d'isolement.

Fig.88

L'eau potable / les eaux usées.

Contrairement à ce qui pourrait sembler une évidence, au moment du décollage le vaisseau n'emporte pas l'eau nécessaire à la vie de l'équipage pour assurer l'approvisionnement durant toute la mission. La quantité indispensable serait à la fois trop volumineuse et trop massive. Seul le réservoir **15** est rempli, mais il ne peut assurer qu'une autonomie réduite compte tenu de sa faible capacité. L'eau potable est synthétisée par les piles à combustibles. Comme explicité en page 11, à partir de l'oxygène et de l'hydrogène contenus dans les réservoirs cryogéniques, outre de l'électricité et de la chaleur, les piles à combustible génèrent de l'eau en quantité suffisante pour assurer la consommation de l'équipage. Cette eau stockée initialement dans le module de service en **16** transite par le cordon ombilical pour venir maintenir le remplissage du réservoir **15** situé dans le module de commande. L'eau potable est alors acheminée vers des raccords rapides à clapet **17** qui permettent à l'équipage de soutirer à convenance les liquides qui par deux circuits différents transitent en **18**, soit à travers un système de refroidissement, soit dans un réchauffeur électrique. Des vannes de type "robinet à boisseau" permettent de doser le soutirage quand le récipient de récupération est branché sur l'un des raccordements rapides **17**.

Régulation thermique par la boucle primaire Eau/Glycol.

Quand un vaisseau spatial se trouve isolé dans le vide sidéral, les conditions qu'il supporte sont celles du plus polaire des congélateurs. Il règne dans cet environnement hostile un froid absolu. La seule source de chaleur lors des voyages lunaire réside dans le rayonnement solaire, mais la peau du vaisseau n'en récupère qu'une trop faible énergie. Seuls certains composants "de surface" peuvent se voir correctement réchauffés. Il faut donc au sein du vaisseau trouver une autre source de chaleur : les piles à combustible. Paradoxalement, si globalement il faut chauffer l'ensemble du vaisseau et de sa machinerie pour ne pas le voir se transformer en glaçon, les astronautes d'Apollo 13 en ont fait la pénible expérience, il faut ponctuellement refroidir certains modules techniques. C'est exactement pareil dans votre automobile en hiver. Dans l'habitacle vous poussez le chauffage au maximum, mais le bloc moteur pour son compte doit se voir copieusement ventilé car la moitié du carburant consommé pour faire tourner le vilebrequin part en chaleur compte tenu du mauvais rendement de cette technologie. Examinons sur la Fig.88 les détails de la régulation thermique du CSM. (*La régulation thermique passive est abordée en page 22*)

Deux systèmes de refroidissement par circulation d'un mélange Eau/Glycol nommés Primaire et secondaire sont disponibles pour contrôler la température des scaphandres, de la cabine et pour refroidir certains dispositifs comme la centrale de navigation à inertie par exemple. Le circuit primaire est opérationnel tout au long de la mission. Le circuit secondaire ne sera mis en service qu'en cas de défaillance du dispositif primaire. Sur la Fig.88 le circuit primaire est repéré en rose, alors que le circuit secondaire de secours est colorié en orange. Comme déjà vu dans le chapitre précédent, les deux circuits hydrauliques sont pressurisés par des dispositifs à variation de volume symbolisés par **7** et régulés en pression par le module **6**. Deux pompes **19** assurent la circulation forcée des fluides pour vaincre les pertes de charge dans les diverses canalisations et les modules techniques traversés. Quand l'un des deux circuits voit sa température dépasser un certain seuil, son fluide est aiguillé vers des radiateurs externes **20** qui utilisent autant la conduction que le rayonnement infrarouge. Naturellement, l'ensemble des circuits est géré automatiquement par des thermostats disséminés dans des zones stratégiques. Cependant en cas de dysfonctionnement, l'équipage peut à convenance intervenir sur un grand nombre de vannes telles que celles situées en **21** par exemple. (*Qui permettent de shunter les radiateurs extérieurs si la température du circuit devient trop faible*) En **22** il est possible d'établir manuellement une liaison thermique entre le circuit primaire et le circuit secondaire si le besoin s'en fait sentir. Enfin, deux évaporateurs **23** sont chargés de refroidir le mélange eau/glycol et évacuent dans l'espace la condensation qui en résulte.

Naturellement on se doute bien qu'en **24** la centrale inertielle IMU ne fait pas partie intégrante des systèmes de régulation thermique du vaisseau. C'est pour préciser que la boucle de refroidissement eau/glycol permet de tempérer entre autre cette dernière ainsi que les deux BMAGS générant 800 W calorifique chacun. À ces deux sources de chaleur ponctuelles (*Et permanente pour l'IMU*) s'ajoutent en réalité la quasi intégralité des systèmes de bord consommant de l'électricité, y compris la motorisation des ventilateurs situés en cabine. En outre, chaque membre d'équipage diffuse environ 10 W calorifiques dans sa combinaison ou dans l'atmosphère de l'habitacle ce qui n'est pas négligeable en sois.

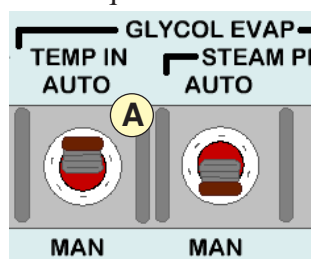
Refroidissement par boucle Eau/Glycol :

Deux systèmes de refroidissement Eau/Glycol (Primaire et secondaire) sont disponibles pour contrôler la température des scaphandres, de la cabine et pour refroidir certains dispositifs. **Le circuit primaire est opérationnel tout au long de la mission. Le circuit secondaire ne sera mis en service qu'en cas de défaillance du dispositif primaire.** Pendant le pré-lancement, le circuit de refroidissement vient des installations au sol. Les circuits du CSM sont en fonctionnement et il faut les maintenir à une température raisonnable. Un peu avant le lancement, l'une des deux pompes du circuit primaire est mise en service et la pompe des installations au sol est stoppée.

Lors du lancement la friction de l'air sur les radiateurs extérieurs les rend inutilisables car situés sur la peau du CSM ils subissent l'échauffement cinétique. La vanne 325 : **vlv PRIMARY GLYCOL TO RADIATORS** montrée en **21** est placée en position "BYPASS" (*Tirée*) dans les quatre minutes qui précèdent le décollage. Le fluide caloporteur ne circule plus que dans le CM, donc sans évacuation de chaleur vers l'extérieur. La température augmente donc plus vite qu'en orbite.

Quand on est dans l'espace, dès que le radiateur extérieur est suffisamment refroidi ($T_{ext} < T_{in}$) on fait circuler le fluide en repoussant la poignée 325 : **vlv PRIMARY GLOYCOL TO RADIATORS**. C'est la position

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



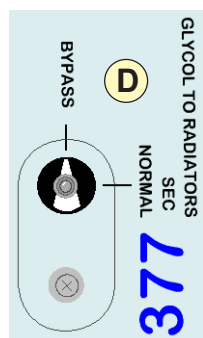
électrique. On peut alors activer en **A** le système de contrôle de température avec l'inverseur 2 : **[GLYCOL EVAP] sw TEMP IN** placé sur **AUTO** et afficher en **B** au **tw CABIN TEMP** la valeur désirée.

Le dispositif **C** à proximité sur le tableau 303 est un bloc de commande pour le contrôle de l'environnement gérant la température de la cabine par une vanne qui régule la boucle de glycol

primaire dans le module de commande. Elle est normalement positionnée automatiquement par le contrôle de la température cabine ou manuellement au moyen d'une commande forcée au moyen d'une clef hexagonale introduite dans l'axe central. Une rotation vers **H** augmente proportionnellement la température de la cabine en dirigeant l'eau chaude-glycol vers l'échangeur de chaleur. Une rotation vers **C** (Cool) la diminuera proportionnellement en dirigeant l'eau froide-glycol vers l'échangeur de chaleur de la cabine. (*Cette correction manuelle n'est pas implémentée dans NASSP*) Plusieurs heures avant la séparation CM/SM on place

les valves du système pour que le circuit primaire assure le refroidissement de la cabine : **PRIMARY CABIN TEMP** en butée sur **C** et les deux ventilations 2 : **[CABIN FAN]** sont activées.

Avant la séparation, on isole le circuit CM du SM. 325 : **vlv PRIMARY GLOYCOL TO RADIATORS** est **poussée** et en **D** la vanne 377 : **vlv GLYCOL TO RADIATORS SEC** est placée sur **BYPASS** pour éviter les pertes par l'ouverture de l'ombilical. (*La séparation se fait à 110 000 ft d'altitude*)

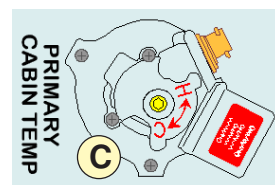
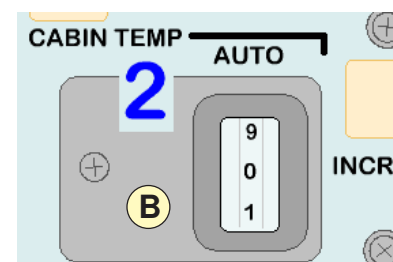
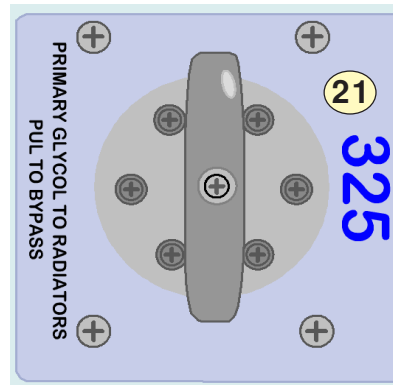


Le circuit primaire Eau/Glycol.

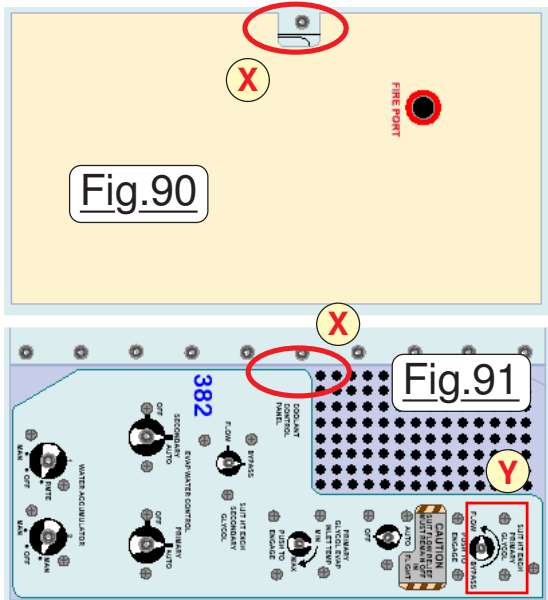
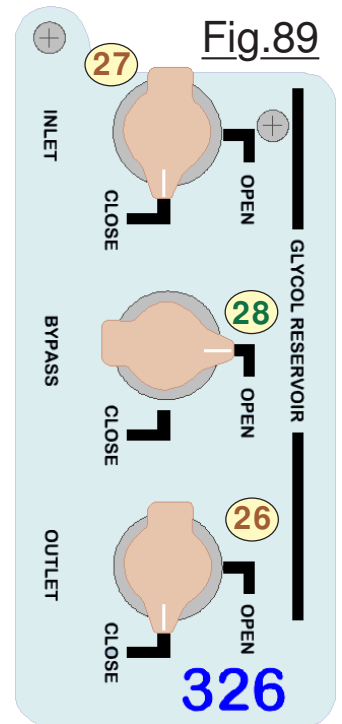
Le fluide caloporteur est mis en circulation par l'une des deux pompes **19**. (Voir Fig.88)

Il traverse des filtres pour approvisionner un accumulateur **25** qui sert à maintenir une pression positive en entrée de pompe, compensant les variations de volume induits par les variations de température. Cet accumulateur peut être isolé du circuit en **25** avec la vanne 378 : **vlv PRIM GLYCOL ACCUM** tournée vers **CLOSE** en cas de défaillance et c'est le réservoir **7** qui sera alors introduit dans la boucle pour le remplacer par ouverture des deux vannes **26** et **27**. La quantité de fluide caloporteur se trouvant dans l'accumulateur est affichée sur 2: **ACCUM PRIM/SEC H2O**. Le flux en sortie de pompe circule dans

les divers échangeurs calorifiques (*Charges thermiques*) puis transite vers les radiateurs externes en traversant en **28** la vanne de contournement du réservoir 326 : **[GLYCOL RESERVOIR] vlv BYPASS** placée sur **OPEN** ouverte en fonctionnement standard.

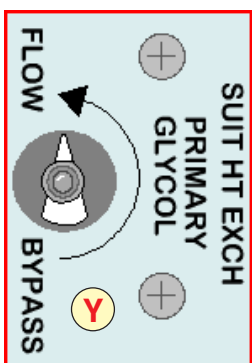


Les trois vannes du tableau 326 permettent de contrôler l'entrée, la sortie et le contournement (*BYPASS*) du réservoir 7. En temps normal le réservoir est contourné, la Fig.89 montrant leur configuration. C'est uniquement durant le lancement qu'il est mis à contribution dans la boucle de refroidissement. Le flux refroidi soit par l'évaporateur soit par les radiateurs externes se sépare en deux. Une partie va vers la centrale à inertie. (*IMU*) L'autre va vers l'échangeur à eau par la vanne 382 : **SUIT HT EXCH PRIMARY GLYCOL** en **Y** puis via le bloc 303 : **PRIMARY CABIN TEMP** montrée en **C** commandé électriquiquement en fonction de la température en cabine. (*Ou manœuvré manuellement par son axe central*)



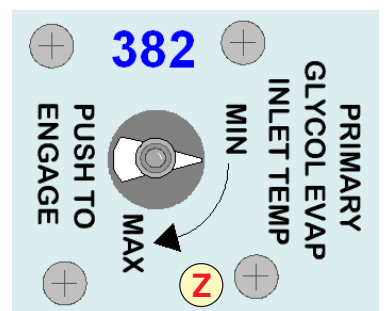
Attention, le sous-tableau 382 n'est pas forcément visible. Il peut être refermé. Dans ce cas cliquer dans la zone encadrée en rouge en **X** sur la Fig.90 pour obtenir les vannes visibles sur la Fig.91 et pouvoir librement les configurer. Cliquer sur la même zone en **X** pour refermer la trappe de protection.

Le flux quittant en **C** le bloc **PRIMARY CABIN TEMP** retourne ensuite dans la boucle. La chaleur absorbée par le fluide caloporteur du circuit primaire est transférée aux radiateurs où une partie est rayonnée vers l'espace. Si cette évacuation est trop élevée, la température du fluide retournant au CM sera plus basse que désirée. (*45 °F nominal*)



En dessous de 43 °F il faut réchauffer le fluide. Ouvrir 382 : **PRIMARY GLYCOL EVAP INLET TEMP** en **Z** qui détourne une partie du fluide caloporteur de la pompe vers la sortie du radiateur. Ce système n'existe pas dans le circuit secondaire où il est remplacé par un système de réchauffage électrique.

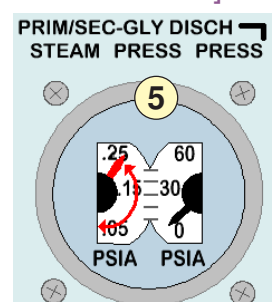
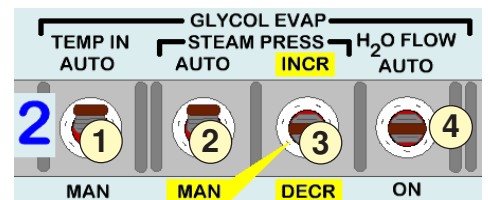
NOTE : La vanne **Z** bien que pouvant être positionnée manuellement à convenance dans la plage MIN -MAX est asservie par une motorisation qui en modifie automatiquement l'ouverture en fonction des circonstances. On



ne la retrouve donc pas toujours dans la configuration imposée. Du reste, en accélération temporelle on peut observer son changement automatique d'orientation.

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

L'inverseur 2 étant placé sur **AUTO**, la pression de vapeur dans l'évaporateur principal est contrôlée automatiquement et l'inverseur 3 est désactivé. Mais si la température en sortie des radiateurs s'avère trop élevée et dépasse 50.5 °F il faut refroidir l'ensemble en faisant varier manuellement l'efficacité de l'évaporateur. L'inverseur 2 : **[GLYCOL EVAP]** sw **[STEAM PRESS]** est alors placé sur **MAN** ce qui permet de modifier la température d'évaporation du glycol en agissant sur la pression pour gérer ce problème. L'inverseur 3 placé sur **INCR** augmente la pression de vapeur de l'évaporateur principal, **DECR** la diminue. La position centrale n'agit plus. La valve pour permettre un transfert complet exige environ 58 secondes. L'inverseur 4 placé sur **AUTO** active le fonctionnement automatique du circuit d'eau de l'évaporateur du circuit primaire. Centré le fonctionnement est coupé. Sur **ON** on force le maximum d'évaporation. Dans les

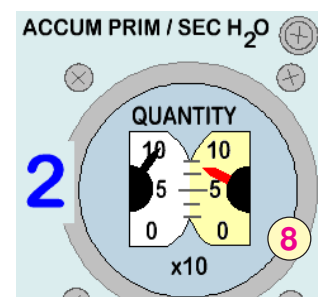
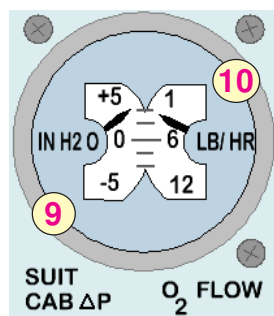
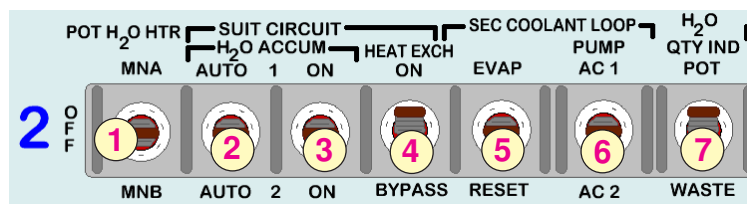


Eau potable, circuit combinaison pressurisées et boucle Eau/Glycol secondaire.

L'eau potable est fournie par les piles à combustible **16** (Voir Fig.88 page 57) et est stockée dans le réservoir **15** maintenu sous pression par le régulateur **6** pour chasser le fluide dans les canalisations. (Dans ce qui suit les repères sont coloriés en rose pour ne pas confondre avec ceux de la Fig.88) L'inverseur **1** permet d'activer le réchauffeur et de produire l'eau chaude disponible sur les raccords via les vannes **17**. L'inverseur **7** permet de sélectionner l'information qui sera affichée en **8** sur l'indicateur **2** : **ACCUM PRIM / SEC H2O**. Positionné sur **POT** il mesure le pourcentage d'eau potable contenue dans le réservoir. Sur la position **WASTE** il est relié au capteur du réservoir des eaux usées.

L'inverseur **2** sur l'une des positions **AUTO** met en service le fonctionnement de la pompe de l'accumulateur de circulation d'eau dans les combinaisons. (Circuit 1 ou 2) Centré il coupe cette fonction. L'inverseur instable **3** met en service la fonction de circulation d'eau vers les combinaisons. L'inverseur **4** sur **ON** fait fonctionner leur échangeur de chaleur sur **1** ou sur **2**. En position **BYPASS** il y a contournement de l'échangeur de chaleur. Position centrale il n'a pas d'effet.

L'inverseur **5** sur **EVAP** fait fonctionner l'évaporateur du circuit secondaire de glycol en mode automatique. En position **RESET** la vanne de pression de vapeur se ferme. La position centrale coupe le système. L'inverseur **PUMP** en **6** alimente en courant alternatif la pompe du circuit secondaire eau-glycol. Position centrale **OFF** elle est coupée. L'indicateur **9** affiche la différence de pression entre le circuit interne des scaphandres et la pression dans l'habitacle du module de commande. L'indicateur **10** fournit le débit d'oxygène fourni en aval du régulateur principal de l'ECS, exprimé en livres par heure.

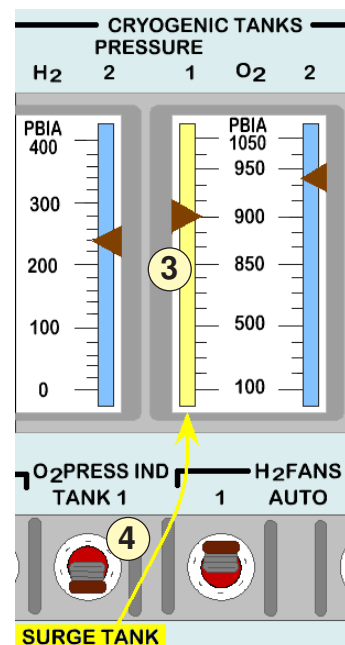
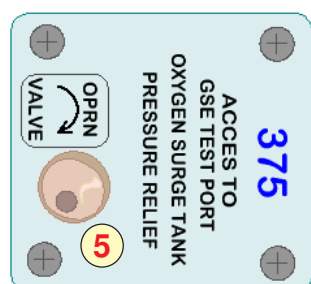


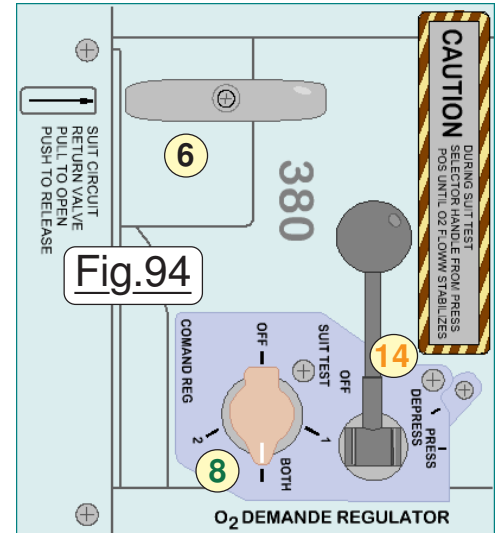
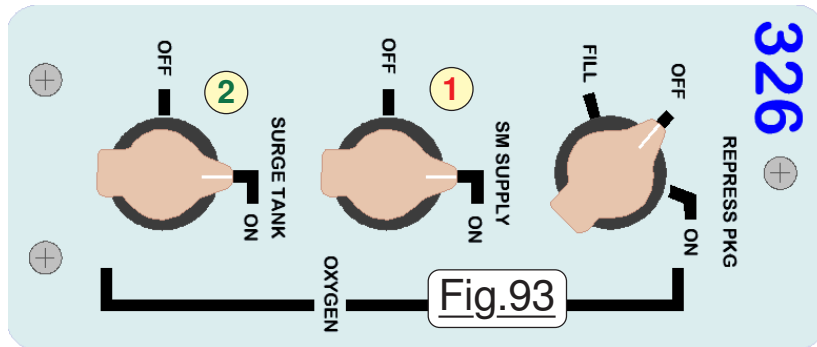
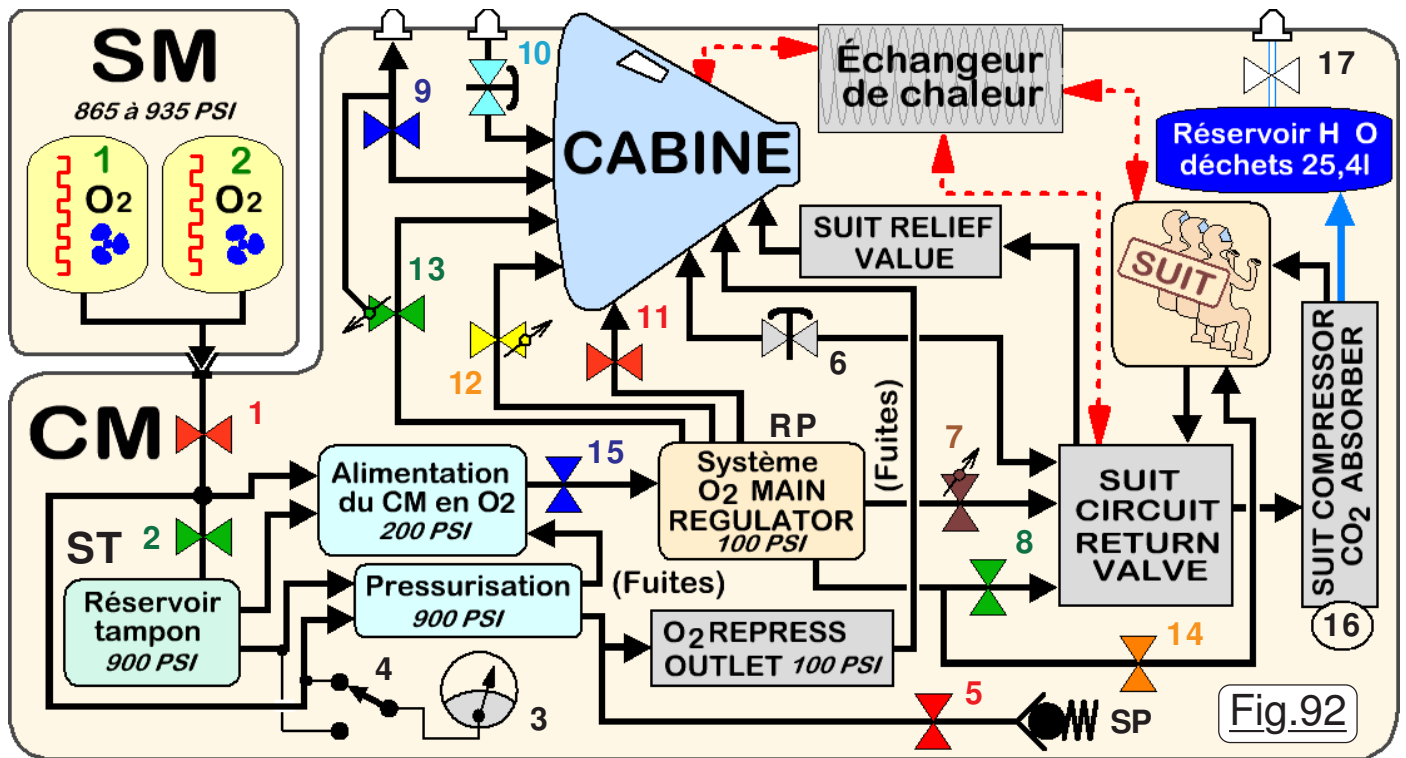
GESTION DE LA PRESSURISATION. C'est un module qui ne manque pas d'air !

Le chapitre précédent était relatif à la climatisation, autant pour l'équipage dans l'habitacle ou les combinaisons, que les circuits électroniques et électromécaniques enfermés dans leurs divers boîtiers étanches. Le confort des hommes et de la machine étant assuré, il importe encore de fournir de l'air respirable aux astronautes, que ce soit dans leur combinaison ou directement dans l'espace vital du CM. Respirable implique le dosage de la composition, l'extraction des poussières et divers polluants et l'absorption du gaz carbonique rejeté par les poumons. Enfin, cette atmosphère artificielle doit aussi être régulée en température et en hygrométrie et débarrassée des odeurs.

Gestion de l'oxygène.

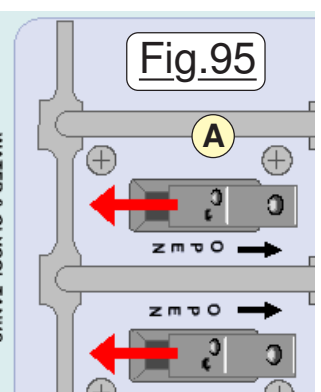
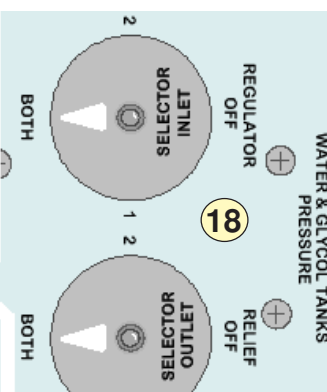
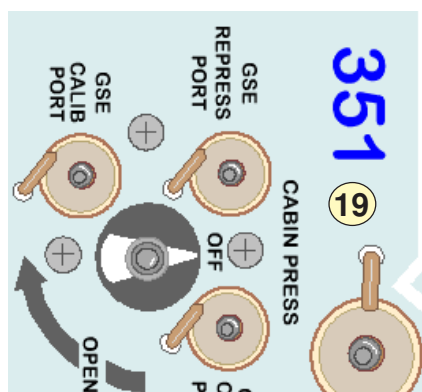
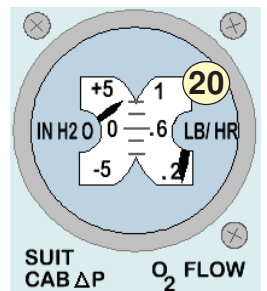
Les deux réservoirs d'O2 du SM alimentent l'ECS et l'EPS. La pression y est maintenue à 900 PSI par chauffage électrique. (Voir schéma d'ensemble Fig.92 page 62) L'oxygène transite dans le CM à travers la vanne d'isolement **1** et passe donc du SM vers le CM par 326 : [**OXYGEN**] sel **SM SUPPLY ON**. Un réservoir tampon **ST** (**SURGE TANK**) connecté en parallèle qui se trouve dans le CM est réservé pour la phase de rentrée et peut également être isolé en **2** par la vanne 326 : [**OXYGEN**] sel **SURGE TANK**. (Voir Fig.93) La pression dans ce réservoir est visualisée en **3** sur l'indicateur **2** : [**CRYOGENIC TANKS**] ind **PRESSURE O2 1** quand l'inverseur **4** est placé sur **SURGE TANK**. L'indicateur **3** offre par conséquent un double usage. En cas de surpression, une soupape **SP** permet de décharger le réservoir tampon. Si elle s'avérait défectueuse il est possible en **5** de l'isoler avec 375 : **OXYGEN SURGE TANK PRESSURE RELIEF**.





Le régulateur principal **RP** réduit la pression d'alimentation d'O₂ à 100 PSI à l'usage des sous-systèmes. L'ensemble régulateur est un appareil double dont les deux sections sont normalement utilisées en parallèle. Un sélecteur de vannes **8** en entrée du système fournit un moyen d'isoler l'une ou l'autre des entrées de ces unités en cas de panne, ou pour placer les deux hors service. Une soupape limite la pression en aval à 140 PSI au maximum. Le flux passe ensuite à travers un débitmètre, puis par 351 : **WATER & GLYCOL TANK PRESSURE** regulator en **18**, par 351 : **CABIN PRESS** en **19** et enfin par le bloc de régulation **8** et **14**.

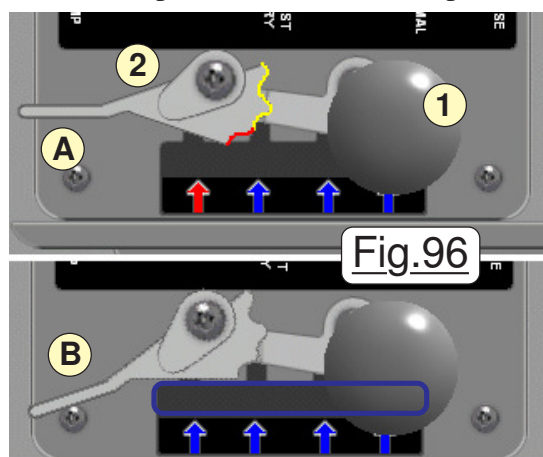
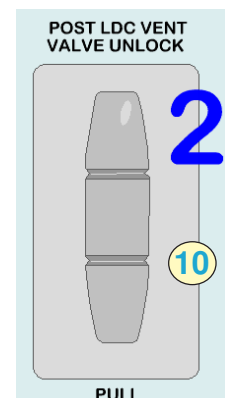
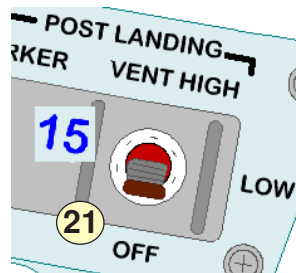
En **A** de la Fig.95, les deux clapets permettent de couper l'alimentation en O₂. Quand l'un des deux au moins est ouvert, conjointement avec **7** on dose le débit d'oxygène à convenance. Ce dernier est contrôlé en **20** sur 2 : **ind O₂ FLOW**. L'échelle de gauche précise le débit de liquide de régulation thermique dans les combinaisons.



Durant la phase de pré-lancement la vanne **6** est tirée pour la fermer et **7** est ajusté pour obtenir un débit d'environ 0.2 LB/HR pour réaliser une purge d'oxygène dans les combinaisons. Juste avant la pénétration de l'équipage, le débit est augmenté à environ 0.6 LB/HR, valeur qui dépasse les besoins métaboliques des humains. On impose ainsi une légère surpression qui garanti la non pollution à l'intérieur des scaphandres. Pendant le début du lancement, la cabine reste en liaison avec l'extérieur jusqu'à constater une diminution à la valeur nominale de 6 PSI. À ce point, les événements de soupapes CABIN PRESSURE RELIEF vont maintenir cette pression dans l'habitacle. Comme la pression intérieure a diminué, une soupape de sûreté dans la demande en O2 du détendeur va maintenir la pression dans les combinaisons légèrement supérieures à la pression maintenue dans le CM. Une fois le vaisseau en orbite d'attente, il faut fermer **7** pour économiser l'oxygène. La demande en oxygène est alors réalisée par **8** quand **6** est fermé (*Levier poussé*) ou par la régulation de pression de cabine quand **6** est ouvert. (*Levier tiré*)

Pendant la croisière, en opérations normales, la pression est réglée à 5 PSIA pour un débit de l'ordre de 0.4 LB/HR. Lorsque l'équipage est partiellement équipé ou "en manches de chemise" il contamine l'atmosphère de l'habitacle. Étant donné que les contaminants ne peuvent être enlevés des circuits combinaison, l'équipage doit nécessairement reconfigurer le conditionnement pour permettre un flux suffisant de gaz en sortie vers la cabine par l'intermédiaire du bloc SUIT CIRCUIT RETURN VALVE en retour du circuit afin de fournir la dépollution requise. La technique consiste en mode partiellement équipé à débrancher les tuyaux de retour et à les obturer par des bouchons spécifiques. Pour le mode "en manches de chemise" il suffit de déconnecter les tuyaux (*Et de les obturer*) et de placer les leviers des tableaux 300, 301 et 302 sur la position **CABIN FLOW**. Durant les opérations de dépressurisation les combinaisons sont maintenues à 3,5 PSIA par **8**. Le régulateur de pression cabine est mis hors service et ferme sa sortie. Dans le cas où un taux de fuite élevé serait constaté, EMERGENCY CABIN PRESSURE régulator fournira de l'oxygène à des débits élevés pour maintenir la pression en cabine au minimum 3,5 PSIA pendant plus de 5 minutes, ce qui permet de compenser une fuite effective d'un orifice ne devant pas dépasser 1/2 pouce. Si une micro météorite perforait la peau du CM durant les phases "en manches de chemise", l'EMERGENCY CABIN PRESSURE régulator maintiendrait une pression de sécurité dans l'habitacle jusqu'à ce que les astronautes s'équipent avec les combinaisons.

Avant la rentrée atmosphérique **6** est fermé, (*Levier poussé*) isolant les circuit des combinaisons de la cabine. Le bloc de régulation **8** et **14** commande alors la pression des scaphandres. La pressurisation en cabine est maintenue au cours de la descente par le régulateur manométrique de cabine jusqu'à ce que la pression extérieure s'élève à 0,9 PSI au dessus de la pression dans l'habitacle. À ce stade la soupape de cabine s'ouvre, permettant à l'air ambiant de pénétrer. Quand l'augmentation de pression dans le CM est détectée, le bloc de régulation admet l'oxygène dans le scaphandre pour maintenir une pression légèrement inférieure à celle de l'habitacle, valeur mesurée au collecteur d'admission du "Compressor SUIT". Après l'amerrissage du vaisseau spatial, l'habitacle est ventilé par l'air ambiant en ouvrant la valve **10** et par activation des ventilateurs sélectionnés avec **21**. Lorsque le CM flotte en position verticale, **21** placé dans la position haute fait circuler l'air à 150 ft³/min, et centrale pour 100 ft³/min. Sur position **VENT HIGH** le bruit des ventilateurs est nettement audible.



NOTE COMPLÉMENTAIRE :

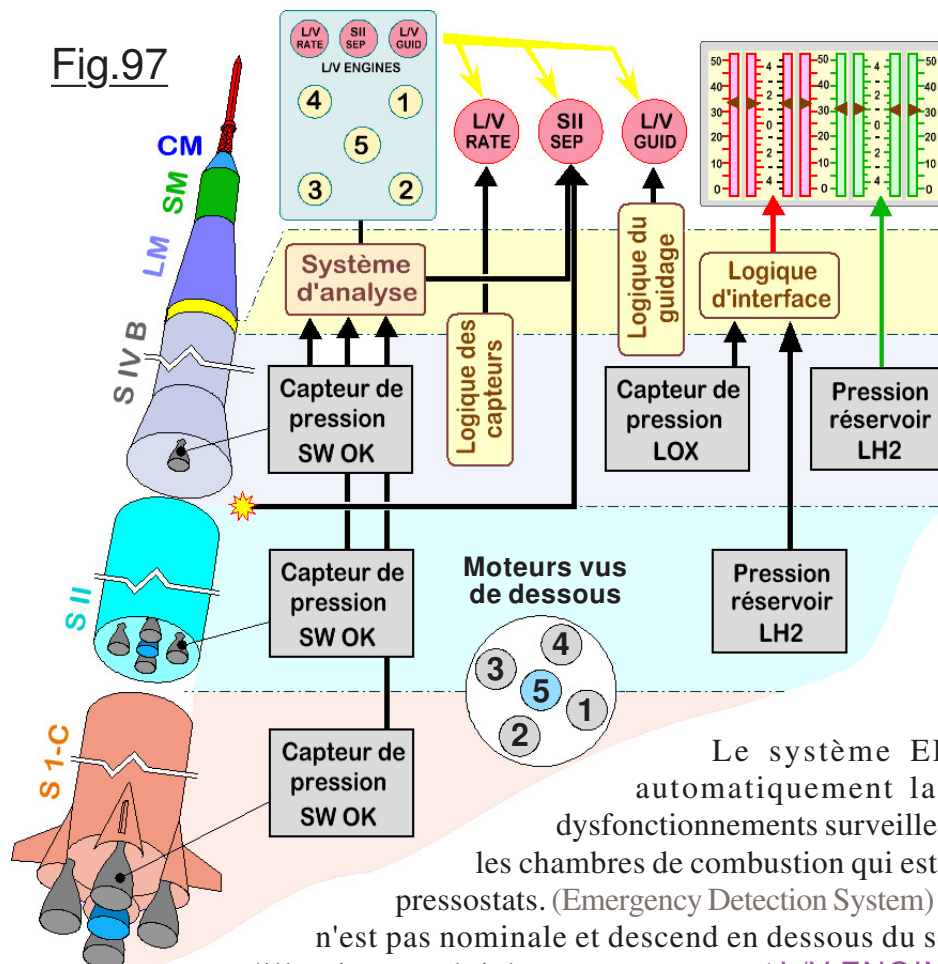
Verrouillage des leviers du tableau 325.

Pour déplacer le levier **1** il faut cliquer avec le **BGS** dans "le peigne" encadrée en bleu. Mais le verrou **2** permet de limiter les positions possibles du levier **1** à gauche. Cette commande mécanique du système environnemental était dans la réalité plus complexe que ce que nous propose la simulation. Les crans repérés en jaune sont ignorés dans NASSP, seule l'encoche représentée en rouge sera effective. En position **A** on limitera le débattement à trois positions, alors que verrou dégage en **B** on peut utiliser les quatre possibilités. Le verrou **2** change de position en cliquant dessus avec le **BGS**.

CONTRÔLE DU LANCEUR. (Launch Vehicle)

Durant le lancement, un certain nombre de jauges et de témoins lumineux sont mis à la disposition de l'équipage pour qu'il puisse assurer une surveillance des paramètres vitaux sur les divers étages de la fusée. Diverses commandes lui permettent de forcer manuellement certains événements attendus qui n'auraient pas lieu. L'équipage peut également suspendre le fonctionnement du pilote automatique et gérer la mise en orbite manuellement. La Fig.97 permet de se faire une idée des relations établies entre divers capteurs primordiaux et les ensembles d'interprétation automatique qui agissent sur les témoins lumineux.

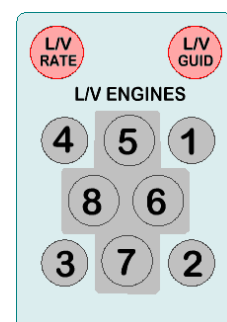
Fig.97



Notes :

- Les scènes pour Apollo 4, 5 et 6 n'ont pas de tableaux de bord 2D, donc pas de visualisation de la zone **L/V ENGINES**.
- La scène pour Apollo 5 n'a pas de cockpit 3D.
- Apollo 7 n'a que deux étages sur le lanceur. Le premier étage est équipé de huit moteurs. De ce fait le sous-tableau **L/V ENGINES** présente huit témoins au lieu de cinq. (Voir Fig.98) En outre le témoin central **SII SEP** n'y figure pas.

Fig.98



Le système EDS qui gère automatiquement la détection des dysfonctionnements surveille la pression dans les chambres de combustion qui est mesurée par des pressostats. (Emergency Detection System) Si cette dernière n'est pas nominale et descend en dessous du seuil critique, le témoin **L/V RATE** s'allume et celui du moteur concerné **L/V ENGINES** s'allume. S'il est validé sur le tableau de bord, l'EDS déclenche automatiquement un abandon durant les 100 premières secondes du décollage si un moteur s'arrête ou baisse à plus de 30% de la norme. Notez au passage que les télémessures permettent un suivi du lancement en temps réel par les ingénieurs au sol qui peuvent en cas d'urgence vitale déclencher directement un ABORT à la place de l'équipage durant toutes les phases de l'ascension.

Signification des divers témoins lumineux.

Affichage de l'état des moteurs.

Chacun témoin lumineux est affecté à l'un des moteurs des divers étages de la fusée qui sont numérotés dans l'ordre. (Voir Fig.97 et Fig.98) Ces lampes sont gérées par la logique de la case à équipements IU. (Instrument Unit) La pression dans les chambres de combustion est mesurée par des pressostats. Si la pression est significativement inférieure à la valeur nominale, le témoin du moteur concerné s'allume.

Témoin lumineux L/V RATE.

Il s'allume dès que le tangage, le roulis ou le lacet deviennent excessifs et le reste tant que la condition reste hors limites. Ces paramètres sont surveillés par l'EDS et détectées par les systèmes gyroscopiques.

Témoin lumineux S II SEP.

Ce témoin présente une double fonction. Il s'allume lorsque la commande de séparation du deuxième étage S-II est émise et s'éteint environ trente secondes plus tard. La séparation doit avoir eu lieu durant cet intervalle de temps ou la déclencher en manuel avec 2 : **[LAUNCH VEHICLE] sw SII/S-IVB**. (Entre T 3 + 1,4 s et T4 : Voir encadré page 65) Sa deuxième fonction survient plus tard dans la mission pour indiquer par allumage puis extinction l'état de la séquence du redémarrage du S-IVB.

Témoin lumineux L/V GUID.

Ce témoin lumineux indique que le système de navigation utilisant la plate-forme inertielle est en échec. L'éclairage demeure tant que les conditions d'échec pour le maintien de la trajectoire persistent.

Témoin lumineux ABORT.

Il peut s'allumer par télécommande depuis le sol ou par les circuits EDS. Toutefois certains circuits EDS sont inhibés pendant la période initiale de la phase de lancement. La coupure multiple des moteurs du premier étage S-IC est inhibée pendant 14 secondes après le décollage et la coupure automatique des moteurs sur abandon est inhibée pendant 30 secondes après le décollage.

Certains événements singuliers sont particulièrement importants pour le programme de vol, car régulièrement ils réinitialisent la base de temps de d'ordinateur qui sert de référence pour tous les événements séquentiels. (*Minuterie du système EDS par exemple*) Ils conditionnent la possibilité de certaines actions. Ces instants particuliers importants pour la base de temps sont :

- T1 > Décollage. (LO : LiftOff)
- T2 > Arrêt du moteur central du S-1C. (CECO : Center Engine CutOff)
- T3 > Arrêt des moteur extérieurs du S-1C. (OECO : Outboard Engine CutOff)
- T4 > Arrêt des moteur extérieur du S-II.
- T5 > Fin de lancement et arrêt provisoire du moteur du S-IV B. (Boost phase)
- T6 > Redémarrage du moteur du S-IV B. (T.L.I. en principe)
- T7 > Arrêt du moteur du S-IV B. (Orbital phase)

Comportement du lanceur dans Orbiter. (*Gestion de la poussée des moteurs*)

Complémentaires aux commandes de NASSP, certaines commandes propres à Orbiter sont toujours utilisables bien que ce ne soit pas la philosophie "réalisme maximal". Il faudra se montrer prudent et attentif au fait que ces commandes peuvent se voir activées par inadvertance, en particulier celles du pavé numérique qui n'imposent pas l'association de **[CTRL]**. Les trois étages de la Saturne V présentent des comportements analogues :

[CTRL] - num diminue la poussée des moteurs. (*Valeur maintenue stable au relâcher*)

[CTRL] + num augmente la poussée des moteurs. (*Valeur maintenue stable au relâcher*)

- **num** provoque la coupure injection. Poussée nulle durant l'activation de la touche. Au relâcher la poussée ajustée à l'ancienne valeur mémorisée est rétablie.

- Particularité du premier étage :

Si le système EDS est engagé toute utilisation de - **num** provoque un abandon de mission.

Si **MAIN ENG** passe en dessous de **11.9 M** soit environ 25 % de poussée il y a également un **ABORT**.

- Particularité du S IV-B :

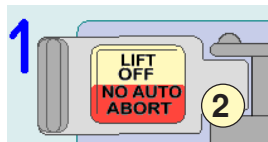
- **num** provoque l'arrêt complet du moteur qui ne redémarre que sur commande par le truchement de l'ordinateur de bord. (*Programmes spécifique de TLI en général*)

Configuration du système EDS.

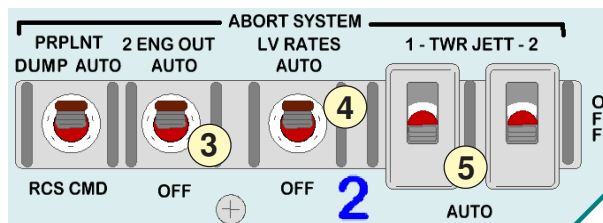
Comme pour toute phase d'une mission, surtout si elle se montre critique, l'équipage peut prendre le contrôle du lanceur, débrancher les automatismes, forcer des actions attendues qui n'auraient pas été déclenchées. En particulier le système de détection des urgences peut être neutralisé si un doute subsiste à le voir provoquer un abandon de mission prématurément. L'inverseur **1** positionné sur **EDS AUTO** valide les actions du système de gestion des urgences. Placé sur **OFF** il les interdit, la moitié inférieure du témoin **2** s'allumera alors en rouge au décollage au moment du débranchement du cordon ombilical, pour indiquer l'incapacité de déclencher du système d'auto abandon au cours de la phase initiale du lancement. Il s'éteint quand la minuterie du système EDS arrive à deux minutes. Concrètement, les deux témoins **LIFT OFF** et **NO AUTO ABORT** sont deux indicateurs indépendants situés sous le même bouton poussoir. Au décollage, la lampe de **LIFT OFF** s'allume pour indiquer que le cordon ombilical se

déconnecte et que l'IU (*Instrument Unit*) reçoit l'information du débridage du lanceur. Cette lumière jaune s'éteint au moment de la coupure du moteur central 5. (Quand **5** s'allume à MET 00 : 02 :19s)

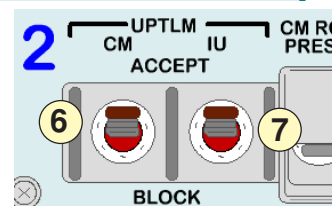
Fig.99



L'inverseur **[ABORT SYSTEM] sw 2 ENG OUT** en **3** doit être placé sur la position **AUTO** en standard. Dans cette position l'EDS déclenchera automatiquement un abandon de mission sur condition "deux moteurs coupés". L'équipage peut inhiber l'abandon automatique "sur coupure de deux moteurs" en plaçant cet inverseur sur la position **OFF**.



Normalement, en **4** l'inverseur **[ABORT SYSTEM] sw LV RATES** doit être placé sur la position **AUTO**. Dans cette position, les signaux des gyromètres sont envoyés à l'EDS et au LVDC pour gérer les taux de variations sur les trois axes. L'équipage peut inhiber une détection d'urgence automatique suite à des taux excessifs en plaçant cet inverseur sur la position **OFF**.



En **5** l'un des deux inverseurs **[ABORT SYSTEM] sw 1-TWR JETT-2** placé sur la position **AUTO** autorise le déclenchement automatique du largage de la tour d'évasion d'urgence. Quand les deux inverseurs sont centrés sur **OFF**, l'éjection automatique est désactivée. Il faut alors procéder en manuel en plaçant l'un des deux inverseurs en position haute après avoir dégagé la sécurité.

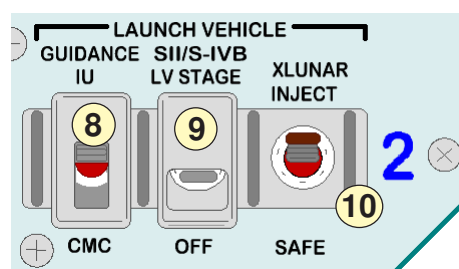
En **6** l'inverseur **[UPTLM] sw CM** doit être placé en standard sur la position **BLOCK** et doit y rester durant toute la phase de lancement jusqu'à l'établissement de l'orbite basse. Une fois en orbite d'attente il faut le basculer sur **ACCEPT** pour autoriser, à des moments spécifiques de la mission, les données de commande d'être fournies au calculateur de bord. Des paramètres de télémétrie sont ainsi envoyés depuis le sol pour actualiser divers systèmes tel que celui qui se charge de l'orientation par exemple.

En **7** l'inverseur **[UPTLM] sw IU** est actuellement sans effet. Le laisser sur la position **BLOCK**.

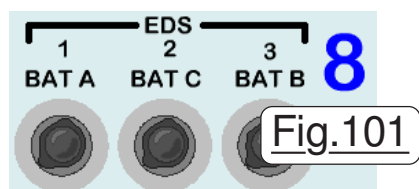
Système EDS et navigation.

Repéré par **8**, l'inverseur **[LAUNCH VEHICLE] sw GUIDANCE** en position standard doit être placé sur **IU**. (*Instrument Unit*)

Dans cette configuration le suivi du lanceur est contrôlée par le programme du LVDC. (*Launch Vehicle Digital Computer*) Placer l'interrupteur dans la position **CMC** n'est efficace que pendant la première partie de la phase T5. (*Coast mode*) Pour toutes les autres phases du lancement la fonction de cet interrupteur est bloquée par le programme du LVDC. Lorsqu'il est placé dans la position **CMC**, durant la phase T5, les signaux d'erreur d'attitude du vol du lanceur sont fournis au CMC. Si le commutateur est dans la position **CMC** lorsque la phase T6 commence, le contrôle du lanceur est retourné au LVDC automatiquement pour empêcher un redémarrage du S-IVB avec une attitude incorrecte du train spatial.



L'inverseur sécurisé **[LAUNCH VEHICLE] sw SII/S-IVB** situé en **9** présente une double fonction. Sa position normale est **OFF**. Il est utilisé manuellement pour activer la séquence du passage de l'étage S-II au S-IVB en le plaçant sur la position **LV STAGE**. L'interrupteur est efficace dans ce but à partir de T 3 + 1,4 secondes jusqu'au début de la phase T4. (*Constaté à T3 + 31s lors des divers tests effectués dans NASSP*) Ce commutateur est également utilisé pour initialiser manuellement l'arrêt du S-IVB en plaçant l'interrupteur sur **LV STAGE**. Il n'est efficace à cet effet qu'à partir de T 4 + 1.4 secondes jusqu'à la coupure finale du S-IVB. Si l'inverseur est utilisé, il doit être replacé ensuite sur **OFF**.



NOTE : En principe, pour que le système EDS puisse fonctionner correctement, il faut que l'un des trois sectionneurs de la Fig.101 soit armé. Pour des raisons de rigueur nous respecterons cet impératif dans les procédures, bien qu'actuellement il semble que cette nécessité ne soit pas émulée dans NASSP.

En **10** l'inverseur **XLUNAR** doit en standard être placé sur **INJECT**. Dans cette position le LVDC va séquencer les étapes nécessaires pour réaliser un redémarrage du S-IVB et éjecter le train spatial sur la trajectoire prévue pour la mission, le transfert vers la Lune. (*TLI*) Cet inverseur **XLUNAR** peut être utilisé durant certaines périodes pour inhiber le redémarrage du S-IVB. Cette suspension de l'injection translunaire est une action temporaire la première fois qu'il est placé sur **SAFE**. Mais si une deuxième opportunité d'éjection est inhibée, un redémarrage du S-IVB ne sera plus possible.

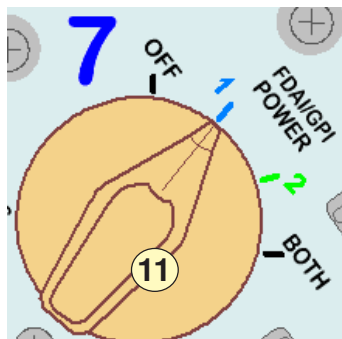
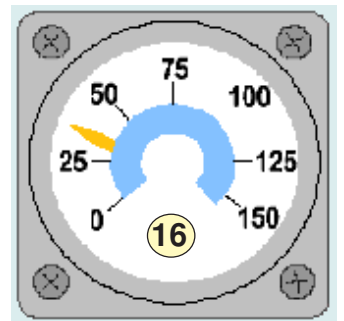
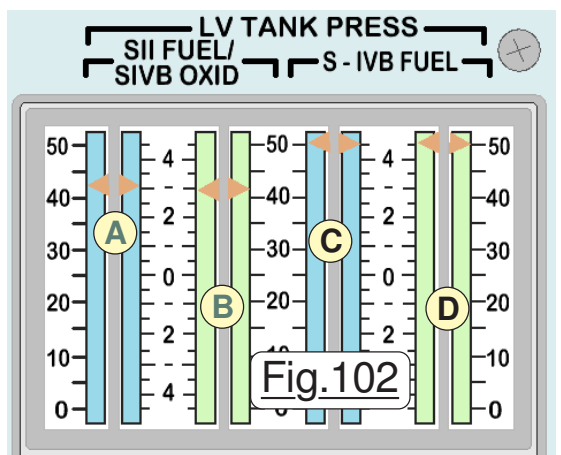
Les périodes possibles de suspension de l'éjection sont sous le contrôle du LVDC et réparties comme suit :

- 1) Si l'inverseur **XLUNAR** est placé sur la position **SAFE** avant le début de la phase T6, le LVDC accepte le signal de départ de T6 et inhibe la séquence de redémarrage.
- 2) Si l'inverseur **XLUNAR** est placé toujours en bas sur **SAFE** après le début de la phase T6 mais avant T6 + 41 secondes, le LVDC acceptera le signal à T6 + 41 s et inhibera l'allumage du O2H2 le reste de la séquence de redémarrage.
- 3) Si l'inverseur **XLUNAR** est placé sur **SAFE** après l'allumage du moteur O2H2, (T6 + 41,3 secondes) mais avant T6 + 5 minutes 41,3 secondes, le LVDC acceptera le signal à T6 + 5 minutes 41,3 secondes et inhibera la repressurisation des ergols.
- 4) Si l'inverseur **XLUNAR** est placé sur **SAFE** après repressurisation (T6 + 8 minutes 17,3 secondes), mais avant de s'engager en TLI à T6 + 9 minutes 20 secondes, le LVDC acceptera le signal dans les deux secondes et inhibera le fonctionnement du S IV B.
- 5) Si l'inverseur **XLUNAR** est placé sur **SAFE** après la phase de TLI, le LVDC n'acceptera pas le signal et le redémarrage du S-IVB restera possible.

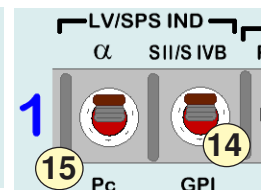
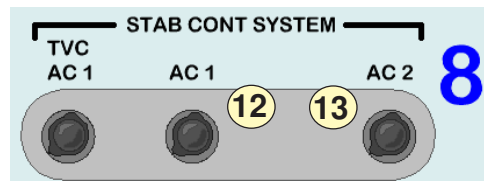
Jauges de carburant et instrument de surveillance du lancement.

Comme pour la majorité des instruments de mesure électromagnétiques situés sur le tableau de bord, il faut leur fournir du courant alternatif pour qu'ils puissent fonctionner. Les jauges de carburant situées sur le tableau 1 sont alimentées en énergie électrique par le commutateur rotatif **11**. (Qui fournit également de l'énergie électrique aux FDAI) Attention, sur la position **1** de ce commutateur, seules les jauges bleues sont alimentées par MNA. Il faut en plus armer le sectionneur **12**. Sur la position **2** seuls les instruments verts sont sous tension avec MNB. Le courant alternatif leur est fourni par le sectionneur **13**. Sur la position **BOTH** toutes les rampes de mesure sont fonctionnelles en courant continu.

En plaçant l'inverseur **14** sur **SII/SIVB** les jauges seront représentatives de la quantité d'ergols restante dans les réservoirs. Les réservoirs du premier étage ne sont pas surveillés sur les jauges. Durant le décollage les capteurs sont ceux du deuxième étage. Seules les jauges **A** et **B** sont impliquées. Au largage du deuxième étage SII il y a commutation sur les capteurs du troisième étage S IV B. Les quatre rampes **A**, **B**, **C** et **D** sont alors représentatives de l'état des ergols dans les réservoirs de la fusée. Pour la mesure des ergols les échelles à utiliser sont celles allant de 0 à 50. (Pourcentage divisé par deux) En plaçant l'inverseur **14** en bas sur **GPI** les indicateurs de la Fig.102 sont alors



représentatifs de l'orientation du SPS par ses cardans. (SPS : Gros moteur orbital du module de service) Ce sont les échelles de - 4° à + 4° qui sont alors significatives de la vectorisation du SPS. Quand l'inverseur **15** est placé sur **α**, l'indicateur **16** indique l'angle d'attaque AOA en degrés x10. Positionné sur **Pc** l'appareil de mesure indique la pression régnant dans la chambre de combustion du SPS.



Ben Môa môa je trouve que pour séparer le SIV-B truc il y a bien plus simple que d'enfoncer le bréquaire machin, de positionner les souitche choses et activer les leviers bidule.
Il suffit de titiller le gros bouton **ABORT** !

Déclenchements pyrotechniques manuels au lancement.

A voir validé le système EDS avec l'inverseur **1** ne garantit jamais à 100% un bon fonctionnement des séquenceurs en cas d'incident grave, tant au décollage que pendant le retour atmosphérique. Nous avons déjà vu en page 66 que l'inverseur sécurisé **5** peut être utilisé pour éjecter la tour d'évasion quand elle est devenue inutile, événement attendu qui doit se produire à GET 00 : 03 : 18. Le système de sauvegarde est prévu pour le cas d'une urgence vitale afin d'éloigner rapidement le CM loin du reste de la fusée Saturne en risque d'explosion. Les moteurs d'éjection de la tour de largage ont des tuyères orientées dissymétriquement pour l'obliger à suivre une trajectoire courbe qui l'éloigne loin du CSM pour éviter une éventuelle collision future. La coiffe de protection couvre le CM durant le lancement pour lui éviter l'agression atmosphérique dans les couches denses de l'atmosphère. Elle pare également les jets de gaz brûlants de la tour de sauvegarde lors d'une éjection d'urgence. Si, pour une raison quelconque le moteur d'éjection de la tour ne fonctionne pas ou dans le cas d'un abandon, il peut être allumé manuellement en utilisant le bouton poussoir **16**. On remarquera que comme dans la réalité seule la tour de sauvegarde est larguée. Il n'y a pas séparation du CM avec le reste de la fusée. Une fois la tour éjectée le bouton **ABORT** ne fonctionne plus durant le lancement. **Noter aussi que 5 et 16 fonctionnent même si les sécurités pyrotechniques ne sont pas armées.** Pour terminer concernant les décollages, si au moment d'un abandon, le CM a bien été éjecté, mais que la tour de sauvegarde reste en place, avant de la chasser avec l'un des inverseurs **5** ou **16** il faut déployer le plan canard en manuel avec **17**. (Une explication détaillée relative au plan canard est donnée dans le tutoriel en page 74)

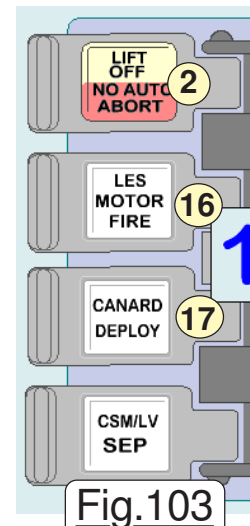
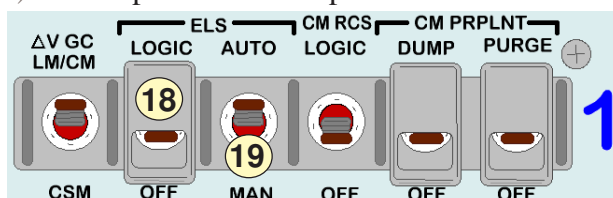


Fig.103

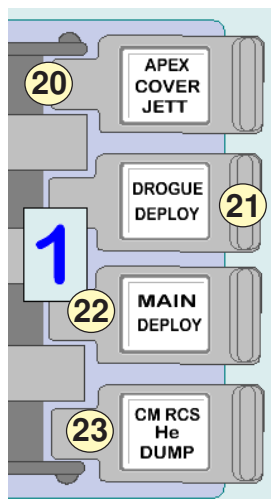
Déclenchements pyrotechniques manuels en retour atmosphérique.

Bien qu'il ne s'agisse ni du contrôle du lanceur, ni du système EDS, ce paragraphe est regroupé dans cette page car il concerne des boutons poussoir regroupés avec ceux de la Fig.103 ainsi que d'un système de séquençage automatisé réalisé par le système ELS. (Earth Landing System) L'inverseur sécurisé **18** alimente la logique principale du système ELS sans laquelle ses modules techniques ne peuvent fonctionner. Dégager sa sécurité et le placer en position haute. Ne pas refermer la sécurité qui le replace en configuration hors tension. L'inverseur **19** positionné sur **AUTO** active le séquençage automatique lors du retour atmosphérique. Les détecteurs barométriques déclenchent en cascade à des altitudes prédéterminées l'éjection du carénage de protection (*Apex*) et le déploiement des parachutes.

Logiquement l'automatisme gère intégralement les événements attendus, mais s'ils ne se produisent pas correctement à l'altitude spécifiée, l'équipage les provoque manuellement à sa place. L'équipage peut avoir à inhiber l'automatisme si un doute persiste concernant l'automatisme ELS. Pour ne pas risquer le déclenchement prématuré des systèmes pyrotechnique, il est alors préférable de placer **19** sur **MAN** et de gérer en surveillant l'altimètre :



- 24.000 pieds : **APEX COVER JETT** en **20** largue la coiffe (*Apex*) servant de bouclier thermique au sommet du CM ce qui permet ensuite le déploiement des parachutes. Restée en place les parachutes ne peuvent pas être éjectés. Sans attendre :



- 24.000 pieds : **DROGUE DEPLOY** en **21** libère les deux petits parachutes qui ralentissent initialement la capsule et l'orientent correctement pour la stabiliser avant de pouvoir déployer les grands parachutes.

- 8.000 pieds : **MAIN DEPLOY** en **22** pour l'extraction des trois parachutes principaux qui vont ralentir la capsule à une vitesse d'impact raisonnable compatible avec le confort et la survie de l'équipage.

- 3400 pieds : **CM RCS He DUMP** en **23** pour évacuer l'hélium de pressurisation et les carburants RCS du CM potentiellement dangereux pour les nageurs de l'équipe de récupération.

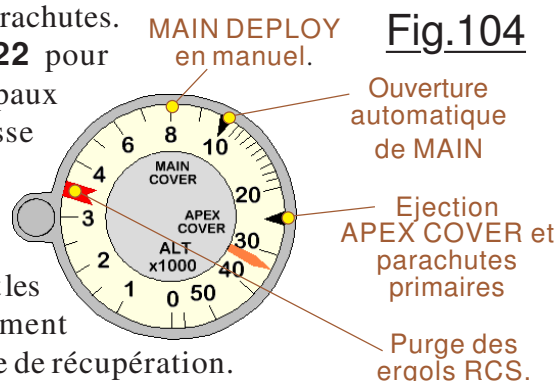


Fig.104

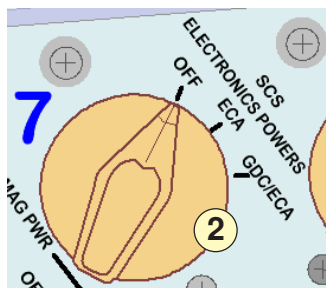
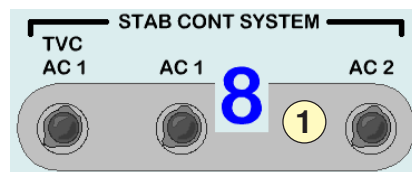
SYSTÈMES DE CONTRÔLE ET DE STABILISATION. (SCS)

Complément direct aux aides à la navigation abordé en page 32, le système de contrôle et de stabilisation SCS assure une capacité de surveillance et de contrôle de l'attitude du vaisseau pour effectuer des manœuvre de translation, de rotation et de contrôle de la poussée vectorielle avec le SPS. Aussi le SCS constitue le système essentiel pour l'orientation, la navigation et le contrôle (*PGNCS voir page 32*) en conjonction avec le calculateur de bord d'Apollo.

Electronique de la logique de gestion. (ECA)

(*Electronics Control Assembly*)

L'ECA est le centre de la logique du système du SCS. Il englobe l'électronique utilisée pour la commande des taux de rotation, la gestion



du maintien d'attitude, et la commande des modes de contrôle par impulsions. Il intègre aussi les systèmes gyroscopiques pour les options BMAG qui permettent au GDC de recevoir les données d'attitude. Enfin, l'ECA convertit les commandes RHC et THC en signaux pour le module électronique RJ/EC. Les ensembles électroniques ECA sont alimentés en énergie électrique par les sectionneurs **1** du tableau 8 puis en **2** du tableau 7 avec le sélecteur rotatif.

Contrôle des moteurs RCS.

Le module électronique RJ/CE (*Reaction Jet and Engine on-off Control*) envoie les commandes de déclenchement ou d'arrêt sur les 16 moteurs RCS du module de service ou les 12 moteurs RCS et du module de commande.

Le système RJ/CE reçoit les consignes CMC quand le vaisseau est piloté par l'ordinateur de bord, ou du module ECA quand les commandes SCS arrivent des deux modules de pilotage manuel RHC et THC. Les signaux issus du RJ/CE servent à piloter électriquement les solénoïdes (*Bobines électro-aimants*) qui ouvrent ou ferment les valves de propergol.

Ces solénoïdes peuvent être activés et configurés par l'ensemble des 16 inverseurs **3** regroupés sur le

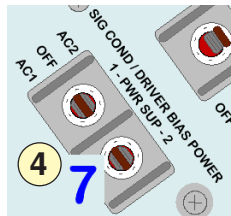
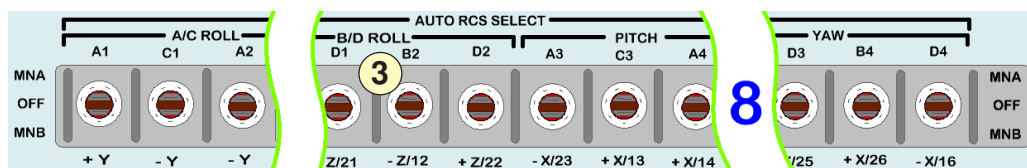
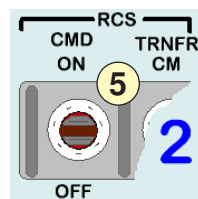


tableau 8. Les bobines des valves d'injection reçoivent leur alimentation soit par **MNA** inverseur vers le haut, soit par **MNB** inverseur vers le bas. En position centrale elles sont inertes. (*Elles n'affectent pas les valves du mode DIRECT*)

Pour son compte le RJ/CE est alimenté en courant alternatif par le truchement des inverseurs **4** du tableau 7. On peut bloquer la commande des bobines de valves d'injection du mode automatique en

plaçant vers le bas l'inverseur **5** du tableau 2. Le repositionner permet au RJ/CE de recevoir à nouveau les consignes du mode automatique.



Zones mortes d'Attitude et taux de variation.

Pour faciliter la stabilisation du vaisseau, le SCS propose deux aides. L'une consiste à limiter le taux de variations angulaire, (*En degrés par seconde sur les axes de roulis, de tangage et de lacet*) l'autre permet de définir une "zone morte". La "zone morte" stabilise l'attitude du vaisseau spatial et l'empêche de dériver de plus de quelques degrés par rapport à une consigne d'attitude cible. Les limites sont configurables via trois inverseurs **6**, **7** et **8** sur le tableau 1. (*Voir Fig.105 page 70*) L'inverseur **6** active les options d'amortissement. L'inverseur **7** permet d'ajuster l'amplitude tolérée pour l'écart d'attitude. Quand à **8** il détermine la valeur des taux de variations angulaires. La limite de taux et la "zone morte" sont opérationnelles quand il y a réception des données du GDC et que le mode manuel est sélectionné. Les inverseurs d'alimentation du RHC doivent être activés, et au moins un BMAG doit être en énergie pour fournir des données de taux de rotation au GDC. L'inverseur **8** fixe l'amplitude du taux de variation possible. L'inverseur **7** de façon similaire définit l'ampleur de la zone morte (*Rayon de la zone morte*) en attitude et se comporte comme la fonction KILL ROT d'Orbiter. L'orientation n'est pas totalement figée mais reste dans des limites prédéfinies. Afin de maintenir l'attitude le GDC doit recevoir les données provenant de l'un des gyroscopes, donc un ou plusieurs commutateurs [BMAG MODE] en **10** doit

être positionné au centre sur l'option centrale **ATT1/RATE2**.

L'asservissement du vaisseau doit aussi se trouver en mode de commande de taux, configuration nommée "attitude hold".

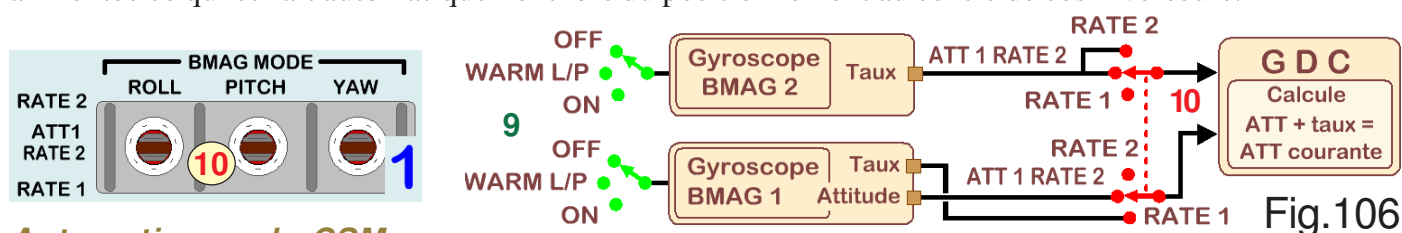
(*Conservation de l'assiette*)

Quand l'attitude du vaisseau dérive hors de la zone d'attitude morte, l'ECA commande les RCS pour tourner dans le sens opposé. Pour aider à économiser le carburant on peut

activer l'inverseur **6** sur la position haute **LIMIT CYCLE**. Dans ce cas l'ECA active les moteurs RCS dès que l'attitude se rapproche de la zone morte.

Gyroscopes du système de stabilisation. (BMAG) (*Body-Mounted Attitude Gyro*)

L'ensemble du système de contrôle d'attitude gyroscopique ou BMAG assiste la centrale à inertie. Il mesure les taux de rotation du vaisseau. Ces informations sont envoyées au GDC (*Gyro Display Coupler*) qui ajoute ce taux de variation à l'attitude du moment pour mettre à jour les informations d'orientation actuelle du vaisseau et corrélérer ces informations avec celles de l'IMU. Deux unités de gyromètres nommés BMAG 1 et BMAG 2 sont disponibles. Elles sont activables ou mises hors fonctionnement par le truchement des commutateurs rotatifs **9** sur le tableau 7. Ces deux systèmes ne font que déterminer le taux de variation en orientation du vaisseau. Le taux est ensuite envoyé au GDC. Les trois inverseurs **10** de la zone **[BMAG MODE]** du tableau 1 placés sur les positions **RATE 1** ou **RATE 2** permettent de déterminer de quel ensemble gyroscopique le GDC reçoit les données des taux de rotation. Les unités BMAG 1 ou BMAG 2 permettent également de déterminer les erreurs d'attitude. En **10** la position centrale **ATT1 RATE 2** des inverseurs impose au GDC de recevoir les informations d'attitude de BMAG 1 et les informations des taux de rotation de BMAG 2. Pour ce faire l'électronique de BMAG 1 doit être alimentée ce qui se fait automatiquement lors du positionnement au centre de ces inverseurs.



Automatismes du CSM.

Le CMC est capable de contrôler l'attitude du CSM en utilisant le pilote automatique numérique des RCS (*DAP*) et le Pilote automatique numérique TVC. L'ensemble fournit le contrôle d'attitude durant le vol balistique sans moteur à l'aide du système de contrôle de réactions. Pendant le vol propulsé les cardans du SPS sont contrôlés en tangage et en lacet par le CMC, le roulis étant toujours géré par les RCS.

Pour contrôler le vaisseau à l'aide des automatismes il faut commencer par se placer sous contrôle du calculateur du module de commande. En **11** l'inverseur **SC CONT** permet de choisir si le vaisseau spatial est sous contrôle de l'ordinateur en position haute **CMC** ou sous la gestion du système de contrôle de stabilisation en position basse **SCS**. L'inverseur adjacent **CMC MODE** situé en **12** détermine le mode de fonctionnement du système RCS DAP. Placé sur la position **FREE**, le système RCS DAP interprète toutes les entrées reçues des commandes d'accélération du RHC. (*Pilotage manuel des rotations avec le mini-manche*) Quand il n'y a pas d'entrées du périphérique RHC le CSM dérive librement.

En mode **HOLD**, le DAP tente de maintenir l'attitude actuelle du vaisseau. Les commandes manuelles de rotation changent la consigne l'attitude à conserver. Le mode **HOLD** est similaire

au mode "Command rate" du SCS.

Le mode **AUTO** sur **12** est comparable au mode HOLD, mais accepte que l'ordinateur donne au DAP une attitude cible exacte pour effectuer une manœuvre. Le mode **AUTO** est idéal pour des manœuvres automatiques précises telles que l'orientation du vaisseau en vue d'effectuer une manœuvre de " ΔV " par exemple. Si l'utilisateur envoie des consignes au DAP via le mini-manche RHC, les manœuvres automatiques sont arrêtées et le DAP se comporte à nouveau comme s'il était en mode HOLD.

Le RCS DAP utilise un certain nombre de variables. Entrer **V 48 E** affiche une séquence de trois requêtes NOUN qui permettent de configurer le pilote automatique DAP. **N 46** contient deux registres. Les deux registres sont codés en octal dont chaque BIT élémentaire constitue une variable booléenne et informe l'ordinateur d'un paramètre différent pour le pilote numérique automatique.

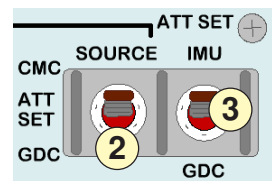
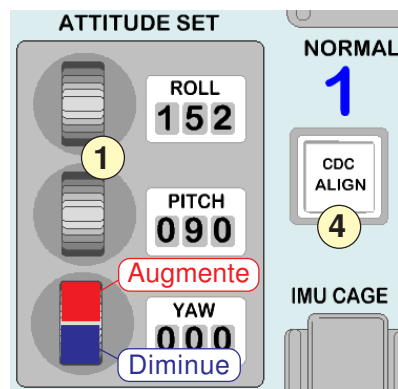
Codage des registres R1 et R2 dans le CMC.					
	Configuration	Quad A/C pour X	Quad B/D pour X	ERR DEAD BAND	RATE SELECT
R1	0 = Pas de DAP 1 = CSM 2 = CSM & LM 3 = SCM & S IV-B 6 = CSM & LM	0 = NON A/C 1 = Utilise A/C	0 = NON B/D 1 = Utilise B/D	0 = 0.5° 1 = 5.0°	0 = 0.05%/sec 1 = 0.2%/sec 2 = 0.5%/sec 3 = 2.0%/sec
R2	Quad sélectionné	Quad A	Quad B	Quad C	Quad D
	0 = Utilise B/D 1 = Utilise A/C	0 = NON utilisé 1 = Utilisé	0 = NON utilisé 1 = Utilisé	0 = NON utilisé 1 = Utilisé	0 = NON utilisé 1 = Utilisé

6 = CSM + LM mais uniquement l'étage de remontée

Notez que le CMC prendra en compte tout Quad qui ne fonctionnerait pas correctement. Le NOUN suivant **N 47** contient deux valeurs décimales. Le registre n°1 contient la masse actuelle du CSM et le registre n°2 contient celle du LM. Ces deux valeurs qui sont exprimées en livres doivent être saisies par l'utilisateur. Le NOUN final **N 48** contient deux registres décimaux de plus pour exprimer le décalage des cardans du SPS respectivement en cabrage et en lacet. Ces deux valeurs sont destinées au TVC DAP. Terminer par **V46 E** activera le pilote automatique numérique.

Tableau de configuration du GDC. (ASCP) (Attitude Set Control Panel)

Outil universel, la sphère d'attitude du FDAI n°2 constitue une aide à l'orientation toujours disponible pour un grand nombre de manœuvres. Le système de contrôle d'attitude ASCP situé dans le coin inférieur gauche du tableau 1 prévoit la possibilité d'afficher une attitude particulière avec la sphère du FDAI en programmant les molettes. Cette attitude peut être utilisée soit pour aligner le système GDC dans une orientation "locale" momentanée, ou à fournir des indications sur les aiguilles d'indication d'erreur d'attitude du FDAI. L'ASCP peut être utilisée pour déterminer le Cabrage, le Roulis et le Lacet actuel du vaisseau en fonction soit de l'IMU ou du GDC pour fournir des instructions d'attitude ou pour initialiser manuellement le GDC. Un clic avec le **BGS** sur le haut de chaque molette de la zone **1** fait augmenter l'attitude affichée d'un degré. En cliquant sur le bas de la molette l'attitude diminue d'un degré. Le **BDS agit en dixième de degré**. Si le bouton de la souris reste activé il y aura défilement continu. Les angles actuels de l'IMU ou du GDC peuvent être obtenus par l'utilisation de l'ASCP. Lorsqu'en **2** l'inverseur **[FDAI] sw SOURCE** est sur **ATT SET** les aiguilles d'erreur sur le FDAI sélectionné affichent la direction de l'attitude définie sur l'ASCP. Un défilement de l'attitude consignée sur les molettes de l'ASCP change la position des aiguilles d'erreur sur le FDAI. Lorsque les aiguilles sont centrées, l'attitude défini dans l'ASCP correspond à l'angle des cardans de la plate-forme choisie en **3** par l'inverseur **ATT SET**. Lorsque les aiguilles ne sont pas centrés elles servent d'instructions pour manœuvrer. Enfin, le GDC peut être réaligné pour les angles définis sur l'ASCP. Positionner le commutateur **ATT SET** sur **GDC**, et appuyer sur le bouton poussoir **4**, le GDC est alors initialisé à l'attitude définie sur l'ASCP. En acquérant les angles IMU soit par l'ASCP ou par l'affichage **V16 N20** sur le DSKY on peut donc réaligner le système GDC avec l'IMU. C'est l'initialisation standard quand le GDC n'est pas en usage pour visualiser une "référence locale temporaire". Ainsi on conserve pour mémoire en sécurité l'orientation dans la REFSMMAT en cas de défaillance de l'IMU. On ne peut imposer l'orientation de la sphère que sur le FDAI n° 1 ou le FDAI n°2, mais pas sur les deux à la fois. Si les deux FDAI sont activés, celui de gauche visualise les références IMU alors que celui de droite visualise l'attitude du vaisseau. **Page 71**



COMPLÉMENTS SUR LA RENTRÉE ATMOSPHÉRIQUE :

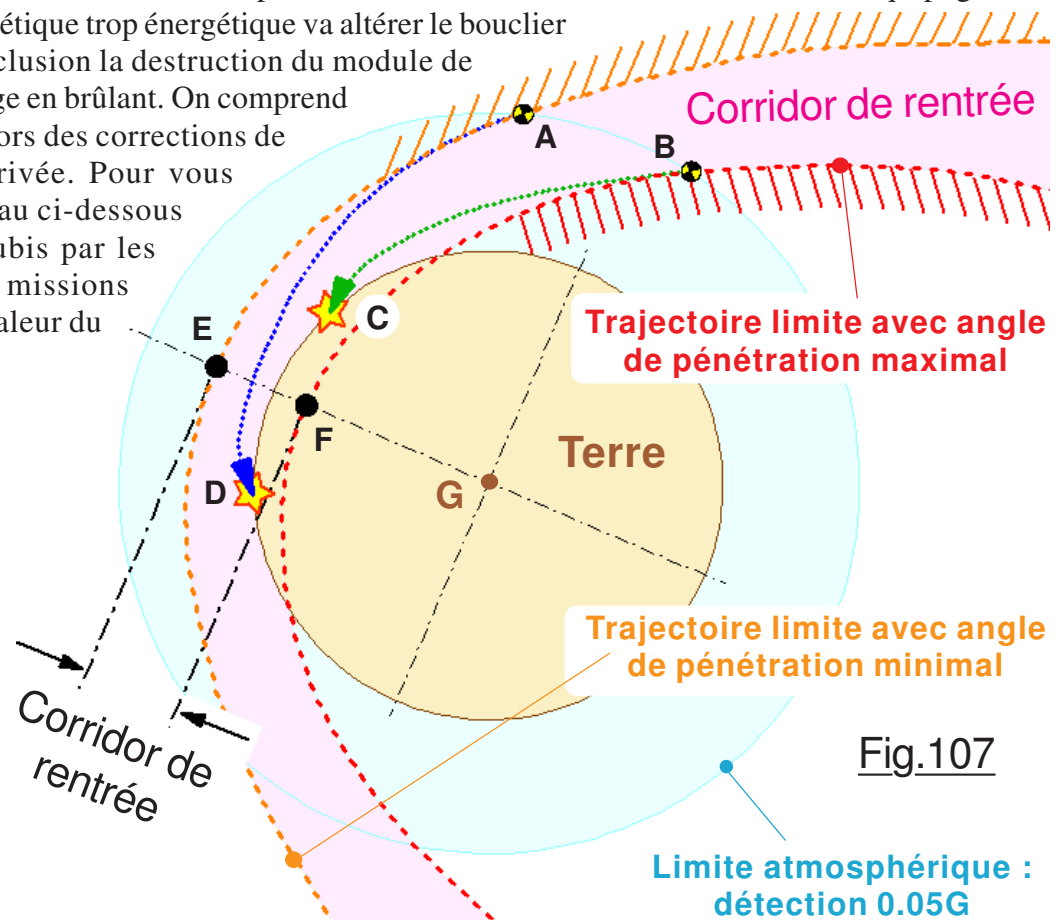
Manifestement ce chapitre est mal placé. Une évidence criarde le situerait en page 53 ou 54. Mais n' imaginez pas que la construction de ce paquet de documents s'est déroulée de façon linéaire. Ce furent d'innombrables allers et retours dans toutes les directions et sans chronologie particulière. Quand globalement j'ai papillonné dans tous les domaines, je me suis trouvé avec des "monceaux" de brouillons à trier, réunir, ordonner. Le tutoriel n'était pas achevé, mais la nécessité de mettre un peu d'ordre s'est imposée comme une urgence. Puis, reprenant mes expériences, j'ai cherché à comprendre un peu mieux le système EMS à travers des vols et d'autres lectures confuses. Au moment de rédiger le tutoriel, je me suis rendu compte que manifestement les informations déjà présentes étaient insuffisantes d'où ce chapitre supplémentaire **perdu à la fin du fichier pour ne pas avoir un effet boule de neige** sur les références aux figures et aux n° de page. Ajouter tous ces détails dans le tutoriel proprement dit aurait été trop pénalisant.

Précisions additionnelles sur la notion de couloir de rentrée.

Considérons la Fig.107 que nous devons impérativement superposer à la Fig.79 située en page 51. La Fig.79 présente la trajectoire d'arrivée dans son ensemble. La Fig.107 précise les limites acceptables pour la survie de l'équipage et l'intégrité du vaisseau. Les deux trajectoires qui fixent les limites à ne pas franchir déterminent le couloir d'entrée repéré en rose sur le dessin. Les courbes rouge et orange sont des trajectoires Képlériennes, c'est à dire qu'elles résultent d'un calcul théorique dans lequel la Terre et son atmosphère se résumeraient à un attracteur gravitationnel sans dimension de même intensité et situé en son centre de gravité **G**. Sans intervention des moteurs le vaisseau suivrait alors cette courbe de l'espace. La trajectoire parfaite se situe au milieu du **Corridor de rentrée**. L'espace "vital" du "Re-entry corridor" peut aussi être défini comme la distance qui sépare les deux périhéliees **E** et **F** des limites tolérées. Si le vaisseau arrive hors limites trop haut dans l'atmosphère (*Zone hachurée orange*) il rebondit sur les couches d'air et repart sur une trajectoire elliptique fermée. Mais cette dernière est tellement allongée que les réserves à bord en air et en consommables ne permettent pas à l'équipage d'attendre un retour sur la lancée. De plus, les réserves d'ergols s'avèreront probablement insuffisantes pour effectuer un freinage de capture ou revenir plus rapidement.

Une rentrée hors limite avec angle de pénétration trop brutal dans l'atmosphère (*Zone hachurée en rouge*) provoque une décélération trop intense. Les "G" excessifs vont alors tuer l'équipage. Par ailleurs l'échauffement cinétique trop énergétique va altérer le bouclier thermique avec pour conclusion la destruction du module de commande qui se désagrège en brûlant. On comprend facilement l'importance lors des corrections de trajectoire d'affiner l'arrivée. Pour vous donner une idée, le tableau ci-dessous résume les inconforts subis par les astronautes au cours des missions lunaires historiques. La valeur du

Accélération subies par les équipages	
Mission	G MAX
Apollo7	3.33
Apollo 8	6.84
Apollo 9	3.35
Apollo 10	6.78
Apollo 11	6.56
Apollo 12	6.57
Apollo 13	6.56
Apollo 14	6.76
Apollo 15	6.23
Apollo 16	7.19
Apollo 17	6.49



freinage est fonction d'un grand nombre de paramètres. En particulier lors des missions en orbite basse la vitesse de pénétration est bien moindre, les inconvénients aussi. On constate que pour les retours lunaires dont la célérité à l'arrivée est supérieure, l'équipage est bien plus sollicité avec le "pompon" pour Apollo 16. La masse à l'arrivée influence l'inertie. (*Quantité d'échantillons, ergols restants etc*) Le plan orbital à l'arrivée et les conditions dynamiques pour la TEI et les MCC jouent également un rôle.

Distance de plané et lieu de l'impact.

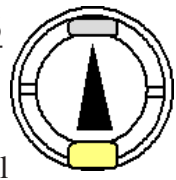
Concrètement on désirerait que l'amerrissage se produise à proximité du navire de récupération. Potentiellement les dangers encourus par l'équipage sont proportionnels au temps mis pour le récupérer. Le vaisseau arrivant trop haut, son point dans l'interface d'entrée se trouvera en **A** si la trajectoire se situe à la limite haute. Sans correction la capsule va plonger en **D** trop loin. Au contraire, si la courbe rouge est suivie par le vaisseau, il effectue sa pénétration dans l'interface au point **B**. Sans correction le plané va être raccourci puisque le freinage est plus intense. Le CM va se poser trop court en **C**. Mais nous savons qu'il est possible par des orientations en roulis de modifier le sens de la portance vers le haut ou vers le bas. Vers le haut on allonge la trajectoire, vers le bas on la raccourci. Dans les deux cas on se heurtera à des limites en accélération qu'il ne faut pas dépasser.

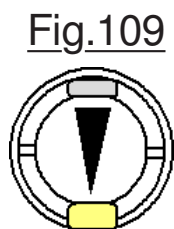
Interprétation et usage des témoins lumineux du RSI.

L'interprétation de ce dispositif électronique reste délicate par le fait que, comme tout instrument gyroscopique, ses informations ne sont crédibles que s'il a été correctement initialisé. Avant d'effectuer la rentrée, vaisseau supposé en standard "ailes à plat" mais tête vers le bas, on pourrait placer l'aiguille du RSI vers le plafond ou vers le plancher du CM. Dans le premiers cas l'aiguille visualise le sol, dans le deuxième cas la position du ciel. Du reste cette notion de haut et de bas ne va pas rester sur la perpendiculaire locale puisque le bouclier du CM va s'orienter graduellement vers la mer. C'est donc avec prudence qu'il faut interpréter les informations d'orientation du RSI.

ATTENTION : L'information donnée par les deux témoins lumineux du RSI ne sont valables que lors des retour d'un vol lunaire, mais pas pour les rentrées d'une orbite basse.

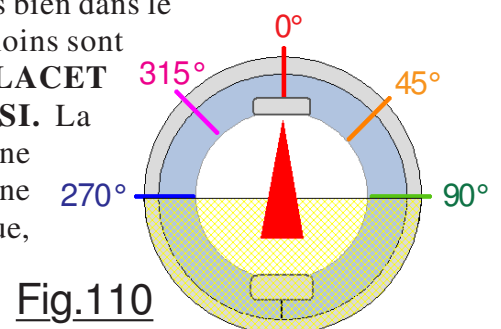
Pratiquement, comme montré sur la Fig.108, on oriente arbitrairement l'aiguille du RSI pour qu'elle indique "le sol" quand le vaisseau effectue une rentrée standard tête vers le bas. Ce choix n'est pas un pile ou face, il engendre une utilisation "instinctive"

Fig.108  de l'information des deux témoins lumineux : Supposons que le témoin du bas s'allume comme montré sur le dessin. L'accélération est donc trop faible. Il faut orienter la portance vers le bas pour plonger plus rapidement. Donc il faut placer les "pieds" vers le haut et voler à l'envers. On doit alors effectuer un 180° en roulis, la Fig.109 montre ce que le RSI affiche une fois la manœuvre achevée. Si c'est le témoin du haut qui s'allume, le raisonnement conduit à la réciproque, c'est à dire que l'accélération est trop forte. Il faut plonger moins rapidement donc orienter la portance vers le haut. On doit alors conserver l'attitude initiale. On en déduit la conclusion :



Quand un témoin s'allume, manœuvrer pour que l'aiguille du RSI pointe vers lui.

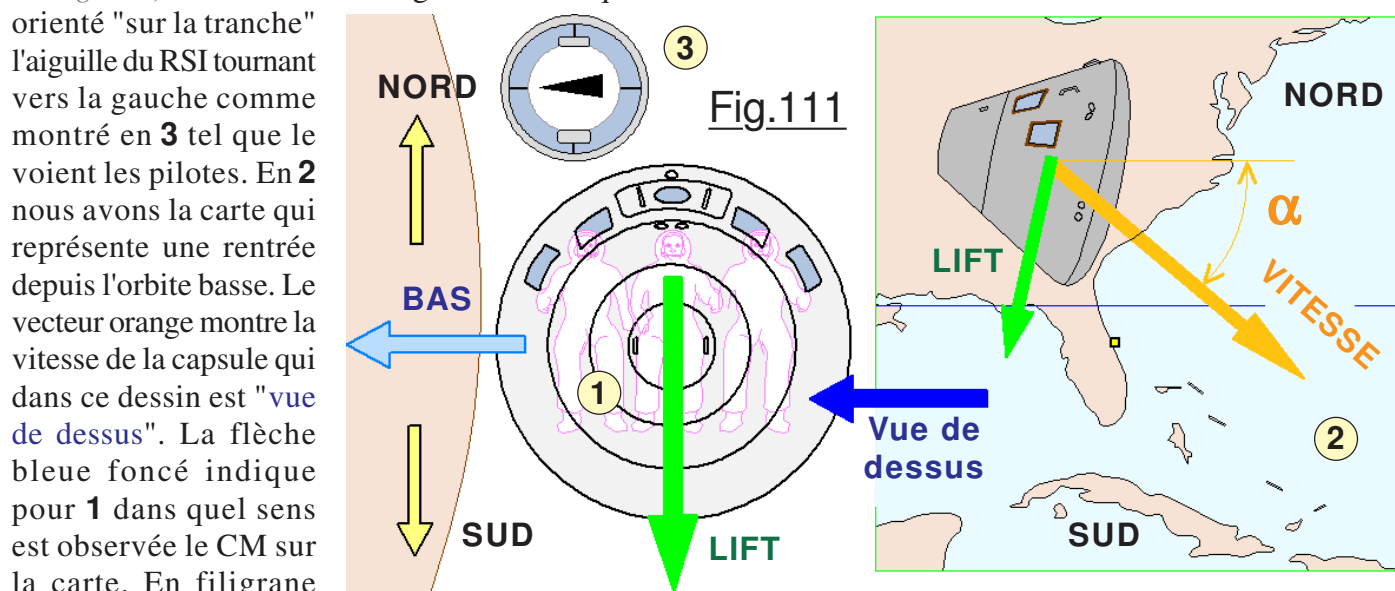
Attention à ne tenir compte de cette convention que si nous sommes bien dans le cas d'un retour lunaire pour lesquels les éclaircissements des deux témoins sont valides. **N'oublions pas que concrètement, c'est la molette de LACET qui permet d'ajuster la position initiale de l'aiguille du RSI.** La Fig.110 nous donne les valeurs possibles, car toutes les rotations ne sont pas valides. Il est impossible de pointer la zone hachurée en jaune sur le dessin. On constate qu'il n'est donc pas faisable dans la pratique, de choisir la solution réciproque de celle de la Fig.108 qui montre le cas d'un d'ajustement nominal pour un "roulis nul".



Contradiction apparente : Quand on expérimente les rentrées atmosphériques, lorsque le témoin **0.05G** s'allume, l'accéléromètre du tableau de bord affiche 1 G. C'est normal, car nous subissons bien l'attraction terrestre. Le témoin **0.05G** est un accéléromètre dynamique différentiel.

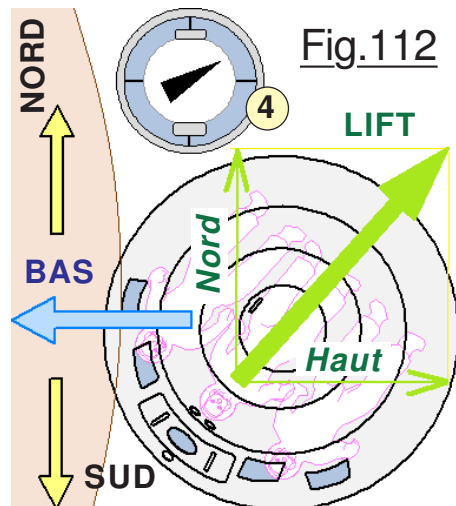
Interprétation de l'aiguille du RSI.

Pointer vers le témoin lumineux quand le vaisseau effectue sa pénétration dans l'interface d'entrée n'est qu'une utilisation "basique" du RSI. Mais, à l'instar de la Navette, on peut orienter en roulis plus ou moins "sur la tranche" d'un coté ou de l'autre pour décaler latéralement la trajectoire, à condition toutefois que les accélérations qui en découlent soient acceptables. L'interprétation de **l'aiguille du RSI** n'est pas immédiate car elle **tourne en sens inverses des sphères d'attitudes des FDAI**. Le RSI doit être divisé en quatre quadrants et l'on raisonne en termes de **DÉVIATION de TRAJECTOIRE**. (Voir la Fig.113) Considérons la Fig.111 dans laquelle en **1** le vaisseau est vu de l'avant vers l'arrière et a été orienté "sur la tranche"



orienté "sur la tranche" l'aiguille du RSI tournant vers la gauche comme montré en **3** tel que le voient les pilotes. En **2** nous avons la carte qui représente une rentrée depuis l'orbite basse. Le vecteur orange montre la vitesse de la capsule qui dans ce dessin est "vue de dessus". La flèche bleue foncé indique pour **1** dans quel sens est observée le CM sur la carte. En filigrane rose pastel sont représentés les astronautes vus par transparence pour mieux situer le plafond et le plancher.

Le **BAS** est relatif à la Terre. Comme la portance **LIFT** va de la tête aux pieds, on constate sur la vue **1** qu'elle aura tendance à dévier la capsule vers le **SUD** par rapport à la Terre. On remarque au passage que le vecteur vitesse est incliné vers le Sud d'un angle $\alpha \approx 40^\circ$ par rapport à l'équateur. C'est assez vrai pour le retour de l'orbite basse d'Apollo 7. Mais pour les missions lunaires c'est l'inverse, l'angle reste voisin mais le vecteur est dirigé du Sud vers le Nord. Comme deuxième exemple, observons la Fig.112 pour laquelle le CM effectue sa rentrée "plafond" vers le bas, mais à $\approx 45^\circ$ de roulis. La portance est dirigée vers le Haut et vers le Nord. Le vaisseau dans ce cas va infléchir sa trajectoire vers le Nord mais plonger moins rapidement que pour l'exemple précédent. En **4** est représenté le RSI tel que le voit l'équipage sur le tableau de bord. On peut résumer l'interprétation en quatre directions :



- Le RSI pointe à gauche : La trajectoire se courbe vers le SUD.
- Le RSI pointe à droite : La trajectoire se déforme vers le NORD.
- Le RSI pointe en haut : La trajectoire s'allonge. (On réduit les G)
- Le RSI pointe en bas : La longueur de plané se réduit. ($G \uparrow$)

Notez que dans toutes ces explications, Haut et Bas sont référencées par rapport à la verticale locale du lieu survolé. Plafond et plancher sont relatifs à la position assise dans le vaisseau.

La Fig.113 résume dans quel sens sera infléchi la trajectoire en fonction des quatre directions possibles avec tous les intermédiaires entre Haut, Bas, Nord et Sud, ces quatre orientations étant prises par rapport à la Terre. Ces interprétations sont valides uniquement par le fait que tous les retours de vols lunaires se font en arrivant de l'Ouest avec un vecteur vitesse orienté vers l'Est. Par ailleurs le vaisseau est placé initialement en standard tête en bas et le RSI a été correctement initialisé en standard comme montré sur la Fig.108 en page précédente. Ce sera généralement le cas. Pour corriger la trajectoire le CM sera orienté en roulis, sachant que l'accélération peut augmenter rapidement dans certaines conditions qui font plonger trop

Déviations de trajectoire vers :

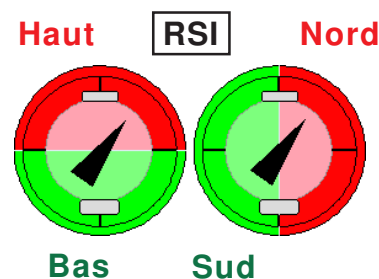


Fig.113

Interprétation du tracé graphique sur la bande de mylar.

La trace que laisse le stylet sur la bande défilante peut servir soit à surveiller le bon déroulement de la rentrée si elle s'effectue en automatique, soit à aider le pilote si le retour est effectué en dégradé sous pilotage manuel. L'enregistrement est également dépouillé en fin de chaque mission par des spécialistes en vue d'une analyse détaillée dont la finalité consiste à améliorer la balistique des prochains vols. Pour passer en revue les particularités de l'enregistreur de bord nous allons étudier l'épreuve tracée au cours de votre première rentrée atmosphérique, celle du chapitre **EXERCICE n°1 : Une première rentrée en touriste** abordé en page 156 du tutoriel.

Il me semble important au passage de vous rappeler que la hauteur se mesure par rapport au sol, alors que l'altitude se mesure par rapport au niveau "standard" de la mer "la plus proche". Par exemple en France c'est la Méditerranée qui sert de référence altimétrique. Quand on veut poser un astronef, c'est la hauteur jusqu'au relief qui compte, peu importe que la région soit en montagne ou proche de la grande bleue.



Hououououo lalala, ya un OUF qui a tout crabouillonné le myral, le Rylar ... heu, la bande définante !

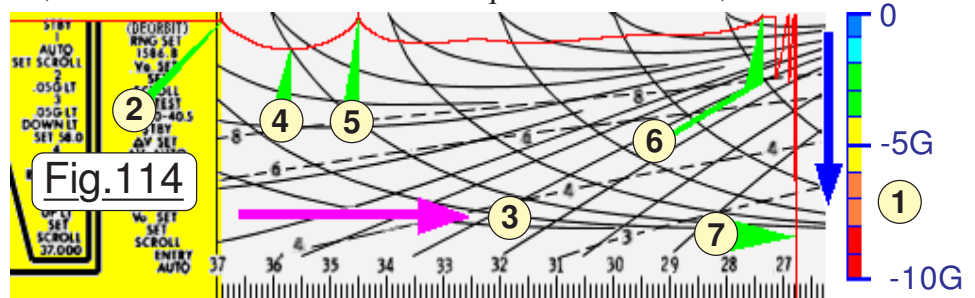
Nouvelle fonctionnalité dans ProjectApollo. (Système EMS)

Dans la version actuelle il est possible d'enregistrer la trace EMS dans un fichier image de type "bitmap" qui contiendra l'équivalent du film de mylar avec en superposition rouge les tracés relatifs au vol effectué. La façon d'utiliser cette possibilité est décrite dans le document "PRÉAMBULE" à la page 16. Dans le tutoriel cette possibilité est exploitée pour réaliser les commentaires.

Dépouillons l'enregistrement effectué au cours du vol mentionné, représenté en partie sur la Fig.114 dont la zone coloriée en jaune correspond aux divers secteurs réservés aux vérifications du système.

Dans la scène proposée la bande de mémorisation avait été positionnée de telle sorte à ne pas inscrire la trace rouge dans le secteur jaune, mais sans autre critère technique. Nous allons, aussi

simplement que possible, chercher à déchiffrer le tracé, car durant la plongée, surtout en mode manuel, il importe de comprendre un minimum ce que nous raconte cet appareil à l'aspect anodin, mais si précieux lors du retour en enfer.

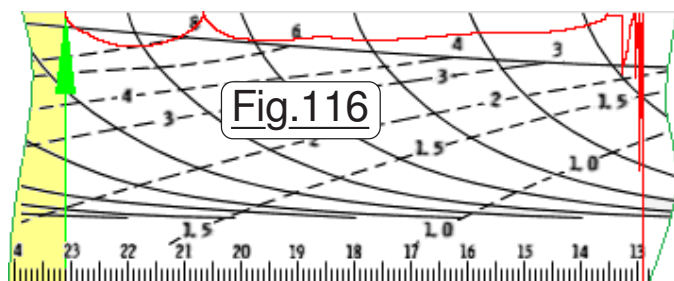


L'axe vertical représente l'accélération en temps réel subie par l'équipage. En **1** le dessin est complété par l'échelle qui va de 0 en haut à -10G en bas au ras de l'échelle graduée "des vitesses". Dès que l'on pénètre dans les couches supérieures de l'atmosphère, l'accélération commence à augmenter proportionnellement à la densité de l'air qui freine de plus en plus. Le capteur ayant détecté **0.05G**, le mécanisme de traçage se déclenche en **2**. Le stylet commence à descendre car l'accélération augmente. De ce fait la vitesse diminue et le stylet traceur se déplace vers la droite comme montré par la flèche rose en **3** car la vitesse diminue. En **4** la capsule poussée fortement vers le haut par la portance (**LIFT**) commence à remonter. Comme l'air se raréfie à nouveau, le freinage diminue et le stylet remonte jusqu'en haut quand le vaisseau ressort de l'atmosphère en **5**. Entre **4** et **5** il y a freinage, donc la vitesse diminue, le stylet continue alors à se déplacer vers la droite ce qui explique la "remontée presque symétrique" de la courbe. Puis stagnation du traceur durant tout le vol balistique hors atmosphère : Plus d'air, plus d'accélération : vitesse constante. Quand le vaisseau retrouve l'atmosphère, on obtient à nouveau une courbe qui va montrer entre **5** et **6** les variations d'accélération et de vitesse qui seront fonction des conditions balistiques et du pilotage en roulis de la capsule. Le vaisseau continue à descendre, donc de trouver une atmosphère de plus en plus dense. L'accélération va donc voir sa valeur augmenter jusqu'à une valeur maximale. Puis, bien que la densité continue à augmenter, puisque l'on poursuit notre plongée vertigineuse, l'accélération diminue, car le freinage est fonction de la vitesse qui lentement va converger vers du subsonique dans les basses couches. En **6** la vitesse se stabilise, l'accélération redevient pratiquement nulle. Par contre les frottements dynamiques continuent à lentement ralentir la capsule. Le stylet reste en haut car G est dérisoire, mais se déplace vers la droite car la célérité se résorbe lentement. À chaque ouverture de parachute on observe un pic de freinage. Enfin, en **7** se produit l'impact qui dépasse les 10 G. On comprend que l'eau gicle

énergiquement car la capsule "fait un plat". Heureusement pour l'équipage que la gifle est de courte durée.

Informations imprimées sur la bande de mylar.

Outre un rappel des actions à conduire comme celles représentées sur la Fig.115 dans les zones de vérifications, (*Coloriées en jaune sur la Fig.114*) on dispose d'informations vitales imprimées directement sur la bande défilante. Ces courbes croisées permettent de visualiser "en temps réel" le couloir à suivre en fonction des conditions à l'arrivée, mais il faut au préalable avoir positionné correctement la bande avant d'atteindre le point d'entrée dans l'interface. Il faut bien se rendre compte que le tracé

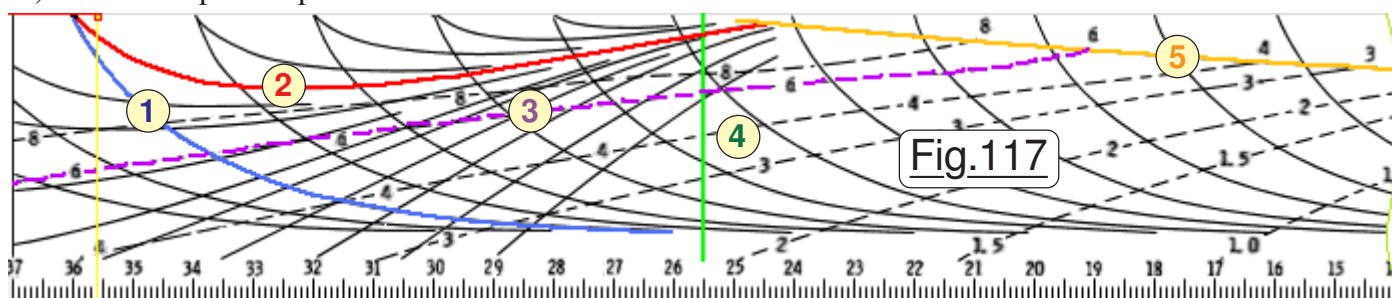


sera exactement de même forme quelle que soit la position initiale de la bande défilante. Par exemple sur la Fig.116 le mylar a été positionné au départ sur 23100 ft/s qui correspond à la vitesse orbitale quand le témoin s'illumine. (*On arrive à une vitesse sol d'environ 7040 m/s donc 23100 ft/s*) Si vous comparez le tracé

rouge de ce dessin à celui de la Fig.114 les deux traces, réalisées dans les mêmes conditions initiales pour le vol, sont parfaitement superposables. On constate que la vitesse finale n'est pas nulle, mais c'est normal. En fait, le déplacement horizontal du stylet est proportionnel au taux de ralentissement (*Proportionnel à la variation de vitesse inertielle*) et non directement à la vitesse instantanée. La Fig.117 représente la bande avec en couleur le repérage des courbes prévisionnelles caractéristiques.

- 1) Ligne de guidage correspondant à l'initialisation. (@)
- 2) Ligne de risque de satellisation.
- 3) Ligne de guidage de portée potentielle.
- 4) Indicateur de vitesse de satellisation.
- 5) Profil complet de portance.

ATTENTION : Toutes les informations que j'ai été en mesure de consulter sur le système sont pour le moins confuses et d'un abord indigeste. Les traductions que je propose ici sont donc largement suspectes et à prendre comme tel. Je n'ai actuellement pas mieux à proposer.



Le pilotage pour effectuer une rentrée en toute sécurité consiste à comparer la courbe tracée par le stylet à celle correspondant au réglage initial, (*La plus proche*) à la courbe rouge de la marge à ne pas dépasser sous risque de rester en orbite, ainsi qu'aux lignes d'évolutions potentielles.

Indicateur ΔV / RANGE).

Bien que placé sur le boîtier EMS pour des raisons techniques diverses, ce compteur numérique réalise trois activités différentes en fonction des phases de la mission, et du programme en cours sur le CMC. Dans tous les cas il impose un calibrage à une valeur initiale.

- Pour une manœuvre de ΔV , l'affichage indique la variation en ft/s restant à appliquer.
- Pour un rendez-vous le compteur indiquera la distance séparant le CM du LM.
- Pour les rentrées atmosphériques il indique la distance de vol en miles nautiques jusqu'à l'amerrissage, une fois déclenché quand **0.05G** est détecté. Cette distance prédéterminée doit être saisie en plaçant le sélecteur rotatif sur la position **RNG SET** avec l'inverseur instable ΔV / **EMS SET**, quand on prépare le vaisseau pour le retour. Une fois la distance estimée indiquée, le compteur commencera le décompte à partir des informations issues des accéléromètres et des intégrations mathématiques qui permettent d'en déduire la distance parcourue. Cette dernière est automatiquement déduite de la distance préchargée, le compteur indiquant le chemin (*Résultat d'un calcul*) qui reste à couvrir jusqu'à l'impact.

@ : Dans l'exemple de la Fig.117 l'initialisation place le stylet à la graduation 35.6 repérée par la verticale jaune. La courbe la plus proche est donc celle mise en évidence en bleu.

QUELQUES PETITS DÉTAILS SUR LE CMC :

Il est impossible de passer totalement sous silence l'architecture du CMC. Cet ensemble informatique est tellement important qu'il me semble incontournable d'en dire "deux mots". Ce chapitre ne va pas radicalement changer votre façon de voir ou d'utiliser ce calculateur, mais il me semble que décrire les grandes lignes de sa conception permettra d'en situer les organes fondamentaux.

ARCHITECTURE DU CMC.

Le CMC est composé de sept sous-ensembles différents : l'horloge, le séquenceur, le processeur central, la mémoire, le contrôleur de priorités, les canaux d'entrée et de sortie, et l'alimentation en énergie.

L'horloge de séquencement : L'horloge fournit des impulsions synchronisées pour organiser le flux des données dans le CMC. Elle fournit également les signaux chronologiques pour le circuit des alarmes du CMC ainsi que l'horloge et la synchronisation dans le vaisseau spatial.

Générateur de séquencement : Il délivre les signaux de séquencement de la logique interne au CMC pour activer les instructions sous forme d'une série d'impulsions pour gérer les commandes et les données de l'ordinateur. Un processeur de commande transmet dans l'ordre les codes de fonctionnement de la machine et passe les consignes à un générateur de commande qui crée les impulsions électriques de commande.

Le Processeur Central : Le processeur central comme dans toute machine informatique classique est chargé d'effectuer les opérations arithmétiques et logiques nécessaires à la réalisation du programme en cours de fonctionnement. L'ordinateur effectue ces calculs en stockant temporairement les informations dans des registres internes. Ces registres reçoivent aussi les résultats une fois les opérations effectuées. Si des programmes imposent de réutiliser les résultats de certains calculs ils sont stockés dans la mémoire puis rappelés. Le processeur central surveille également les données qui entrent et sortent de la mémoire du CMC. Les données gérées en mémoire sont complétées par un bit de parité binaire pour en vérifier l'intégrité lors de leur réutilisation.

La mémoire : Il y a deux types de mémoire : La mémoire figée (ROM) et la mémoire vive. (RAM) La ROM contient entre autre les instructions des divers programmes. La RAM est la mémoire de l'ordinateur dont on peut modifier à souhait le contenu. Par exemple des entités telles que les saisies de données sur le clavier, des variables d'orientation qui sont fournies par les stations de suivi situées au sol, le vecteur d'état ...

Unité de contrôle des priorités : Bien que lilliputien par sa taille et ses performances en comparaison des P.C. actuels, cette merveilleuse machine informatique s'avère multitâche dès sa conception, car les ingénieurs qui avaient en charge son développement ont immédiatement compris que cette unité de traitement devrait réaliser plusieurs programmes simultanément. Au cours d'une mission les séquences sont invoquées au fur et à mesure des besoins. On peut arriver à la situation critique d'une saturation de l'unité centrale. C'est la classique alerte 1203 qui s'est produite à plusieurs reprises en phase d'alunissage d'Apollo 11. Dans ce cas il faut impérativement suspendre les programmes les moins prioritaires au bénéfice des plus urgents. Le contrôle de priorité des tâches a pour vocation principale d'arrêter la sous-routine en cours, si une séquence plus urgente à traiter se présente. Le contrôle de priorité fonctionnant par interruptions peut insérer des tâches importantes dans une séquence en cours quand que le besoin s'en fait sentir.

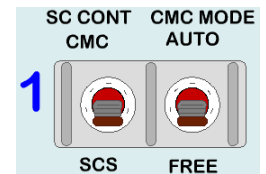
Canneaux d'entrées/sorties : Le CMC doit intervenir directement sur les ensembles complexes assurant le pilotage du vaisseau. Dans ce but il est pourvu d'un certain nombre de lignes électriques d'entrées ou de sorties qui permettent d'interfacer un contrôle sur les divers ensembles du vaisseau spatial. Les signaux de sorties appartiennent à trois catégories : Les données, les contrôles et les informations d'état. Les signaux d'entrée proviennent des capteurs intégrés aux matériels de l'engin spatial tels que l'IMU, ou des consignes fournies par l'astronaute par le biais du clavier.

Alimentation électrique : Une source de tension de 28 volts en courant continu est alimentée à partir des piles à combustibles. L'énergie est transmise via un module électronique qui régule la tension à la valeur appropriée nécessaire au fonctionnement du CMC.

Le CMC est capable de contrôler l'attitude du CSM en utilisant le pilote automatique numérique des RCS (DAP) et le Pilote automatique numérique TVC. Le DAP fournit le contrôle d'attitude durant le vol balistique sans moteur à l'aide du système de contrôle de réaction. Pendant le vol propulsé les cardans du SPS sont contrôlés en tangage et en lacet, le roulis étant toujours géré par les RCS.

Gestion du pilotage automatique par l'équipage : Pour contrôler le vaisseau à l'aide du DAP il faut commencer par se placer sous contrôle du CMC. L'inverseur 1 : **SC CONT** permet de choisir si le vaisseau spatial est sous contrôle de l'ordinateur en position haute **CMC** ou sous gestion

du système de contrôle de stabilisation en position basse **SCS**. L'inverseur adjacent 1 : **SC MODE** détermine le mode de fonctionnement du DAP. Placé sur **FREE**, le DAP interprète toutes les entrées qui arrivent du RHC. (*Pilotage manuel des rotations*) Quand il n'y a pas d'entrées du RHC le CSM dérive librement. Sur la position **HOLD** le DAP tente de maintenir l'attitude actuelle du vaisseau. Les consignes de rotation du RHC changent l'attitude à conserver. Le mode **AUTO** est comparable au mode **HOLD**, mais accepte que l'ordinateur donne au DAP une attitude cible exacte pour effectuer une manœuvre. Le mode **AUTO** est idéal pour des manœuvres précises telles que l'orientation du vaisseau en vue d'effectuer une "manœuvre ΔV". Si le pilote reprend la main avec le RHC, les manœuvres automatiques sont arrêtées et le DAP se comporte à nouveau comme si il était en mode **HOLD**. Le DAP utilise un certain nombre de paramètres définis par l'entremise de la fonction informatique **V 48** dont la procédure est décrite [Page 3](#) du manuel **EXPLOITATION DU CMC / DSKY**.



L'interface HOMME / MACHINE.

LE CLAVIER :

VERB, NOUN, ENTR : **VERB** et **NOUN** sont utilisés pour fournir des commandes à l'AGC. D'abord un verbe doit être entré, puis un **NOUN**. **NOUN** sous forme d'un nombre désigne la donnée traitée. En général la séquence à suivre pour saisir une combinaison est : **VERB** > Chiffre > Chiffres, **NOUN** > Chiffre > Chiffres > **ENTR**. Si **VERB** est suivi d'un **NOUN** on déclenche une action immédiate : **V16 N65 E** par exemple. Si **V37** est suivi de **ENTR** il y a appel à un programme qui peut enchaîner plusieurs actions séquentielle. Exemple : **V37 E 01 E** (Initialisations au pré-lancement)

CLR : Efface l'affichage de données en cours et permet une nouvelle saisie.

KEY REL : Touche utilisée pour "libérer" le DSKY. En d'autres termes, pour informer l'AGC qu'il peut commencer à afficher d'autres données sur le DSKY, les précédentes étant prises en compte.

PRO : En standard, valide une action élémentaire dans un programme et fait passer à la suite.

RSET : Utilisé pour éteindre les témoins d'alerte du DSKY. (*Et force à zéro les codes d'erreur*)

L'AFFICHAGE :

COMP ACTY : Ce témoin est allumé lorsque l'ordinateur est occupé.

PROG : L'affichage à deux chiffres en dessous montre le numéro du programme en cours d'exécution.

VERB : Clignote lorsque l'astronaute est censé saisir un nouveau verbe. Le dernier verbe saisi ou celui en cours d'entrée est montré par l'affichage à deux chiffres sous la lampe **VERB**.

NOUN : Analogue à VERBE mais pour les données **NOUN**.

REGISTRES 1, 2 et 3 : Présentent avec 3 à 5 chiffres et éventuellement un signe la valeur des données.

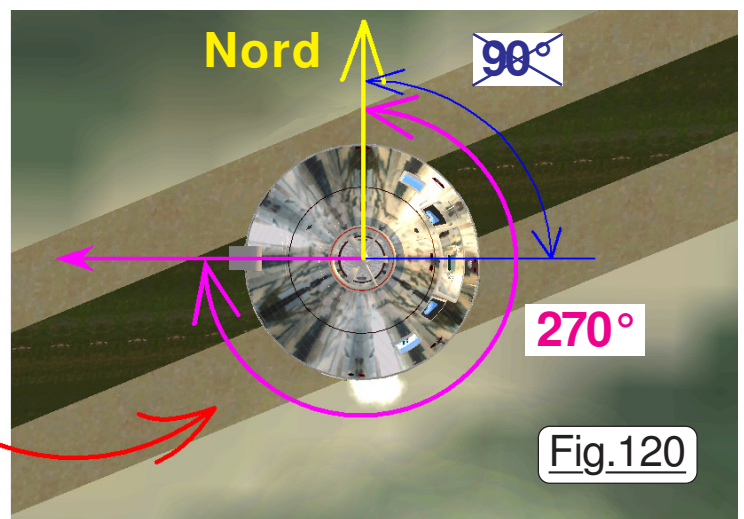
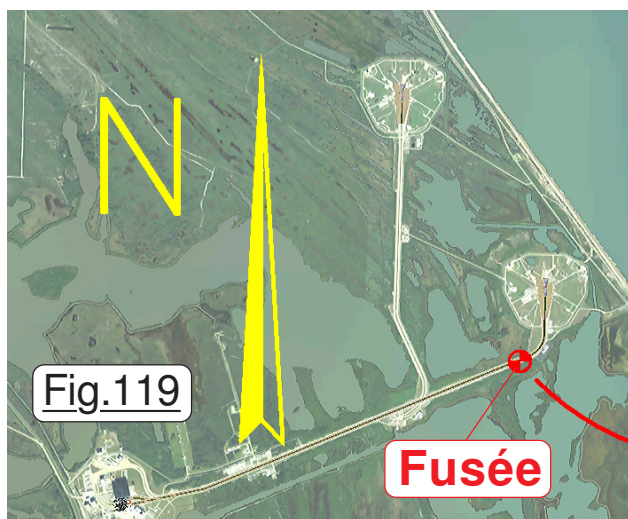
Comment faire fonctionner l'AGC et le DSKY :

Chaque programme est identifié par un numéro à deux chiffres, le plus élémentaire est le programme **P00**. Du point de vue de l'astronaute, toutes les opérations de l'ordinateur sont contrôlées par un système original de **VERB** et **NOUN** référencés par deux chiffres. **VERB** définit l'action et **NOUN** les données sur lesquelles l'action est appliquée. Par exemple, une commande comme **V06 N 36 E** (**VERB 0 6 NOUN 3 6 ENTR**) signifie exécuter l'action 06 sur les données 36. Il y a quelques exceptions. Par exemple **V37 E 00 E**, dans lequel **NOUN** est remplacé par **ENTR**. (*La raison réside dans l'historique de conception du DSKY*) Fondamentalement les codes **VERB** décrivent les mesures à prendre, telles que le programme à exécuter, l'affichage de données, modifier les données etc. Les codes **NOUN** décrivent la cible de l'action. Par exemple, si on invoque **VERB 37**, le CMC a besoin de connaître le programme à exécuter. C'est là que le code substantif doit être fourni. Autre exemple : Si on active **VERB 16**, l'ordinateur a besoin de savoir quel ensemble de données **moniteur** il devra afficher sur l'écran du DSKY. Par exemple **NOUN 36** pour faire afficher l'heure MET. Quand on programme un couple **VERB / NOUN** il faut penser grammaticalement. Pour entrer une combinaison, cliquer sur **VERB** : le champ de saisie du verbe est effacé. Saisir le code de verbe en cliquant sur les touches numériques, puis cliquer sur **NOUN** dont le champ s'efface. Entrez le code du substantif puis cliquer sur la touche **ENTR**. On peut saisir uniquement **VERB** ou uniquement **NOUN** si l'entité complémentaire est déjà valide. La touche virtuelle **RSET** permet d'accuser réception et d'éteindre **OPR ERR** qui indique que l'opération tentée n'est pas valide. La touche **CLR** est utilisée pour effacer une faute de frappe en cours de saisie. On peut aussi réitérer **VERB** ou **NOUN**. La touche **PRO** est utilisée pour faire évoluer le programme en cours d'exécution et passer à la phase suivante.

AZIMUT DE TIR ET CAP INITIAL AU DÉCOLLAGE :

Valeur du cap au décollage.

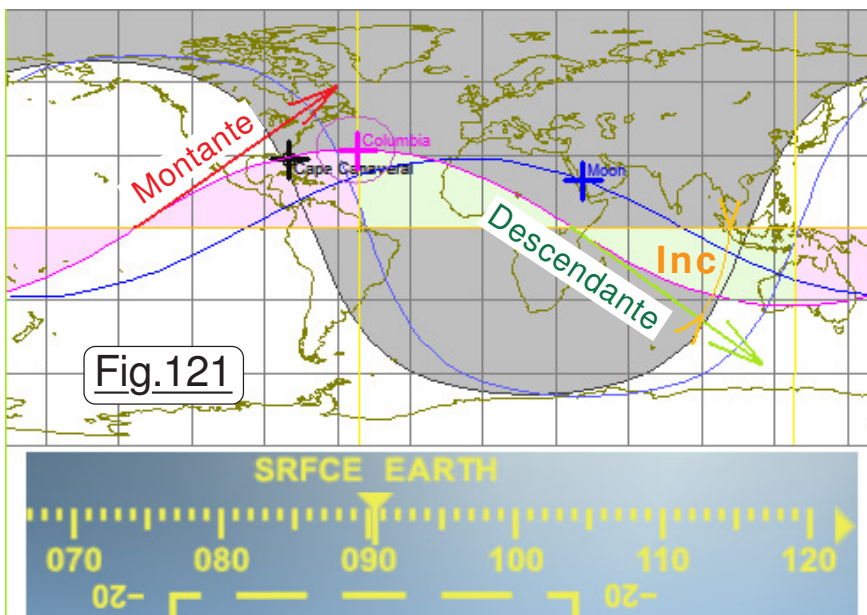
Réalisant avec discipline le tutoriel, en page 60 nous introduisons un azimut de tir de 72.05° dans le calculateur de bord quand on aborde le chapitre *Définition des paramètres de lancement*. Mais à quoi correspond exactement cette valeur ? Pour ne pas encombrer le tutoriel, cette informations n'y est pas détaillée, préférant la proposer à part dans ce document. Quand nous sommes dans la phase de Pré-lancement, si on passe en cockpit simplifié et que l'on valide le HUD, comme montré sur la Fig.118, l'orientation en Cap indiquée est de 270° . Les dessins donnés ci-dessous vont nous permettre facilement de comprendre cette valeur. La Fig.119 représente la zone du lancement avec le Nord vers le haut de façon conventionnelle. Le Jalon rouge permet de situer avec précision la position de la fusée au décollage. La Fig.120 constitue un agrandissement de cette zone dans laquelle les installations sont enlevées pour ne voir que la saturne V en vue de dessus.



On constate bien que le "Cap" actuel est bien de 270° . N'oublions pas que nous sommes en vue de dessus et que normalement un pilote regarde de l'arrière vers l'avant pour observer son cap d'où l'angle repéré en rose sur le dessin et non 90° comme on pourrait le penser.

Calcul de l'azimut de lancement.

Comprendre la valeur pour le cap de lancement est bien plus subtil. Pour le déterminer les deux facteurs fondamentaux sont la position géographique du site de lancement et l'inclinaison **Inc** du plan orbital désirée par rapport à l'équateur. De plus on lance généralement vers l'est pour profiter de la vitesse "gratuite" que nous donne déjà la rotation terrestre. Enfin, pour effectuer le calcul il faut préciser si l'on se trouve sur la trace montante ou la trace descendante de l'intersection entre le plan orbital et le



globe terrestre. L'inclinaison souhaitée en fin de satellisation avoisine $32,13^\circ$. La Fig.121 montre l'état de Map MFD en fin de lancement pour Apollo 11. En bleu la trace du plan orbital de la Lune. La zone montante et la zone descendante sont déterminées par rapport à l'équateur et la direction Nord / Sud de la planète concernée. Le calcul tient compte du fait que la planète tourne durant le lancement. Pour effectuer la détermination de l'angle de tir j'utilise le calculateur d'azimut de lancement très convivial [azimuth-1.5-en.exe](#). J'ai déjà expliqué comment s'en servir dans le tutoriel

sur les Navettes Niveau 2. Je ne vais donc pas ici détailler son utilisation, juste vous résumer les données. La Fig.122 montre les valeurs que l'on indique au programme. En 1 on précise la planète, le logiciel en déduit sa vitesse de rotation sidérale. En 2 on l'informe de la latitude du pas de tir. En 3 on précise l'altitude souhaitée, attention elle est en mètres. En 4 on

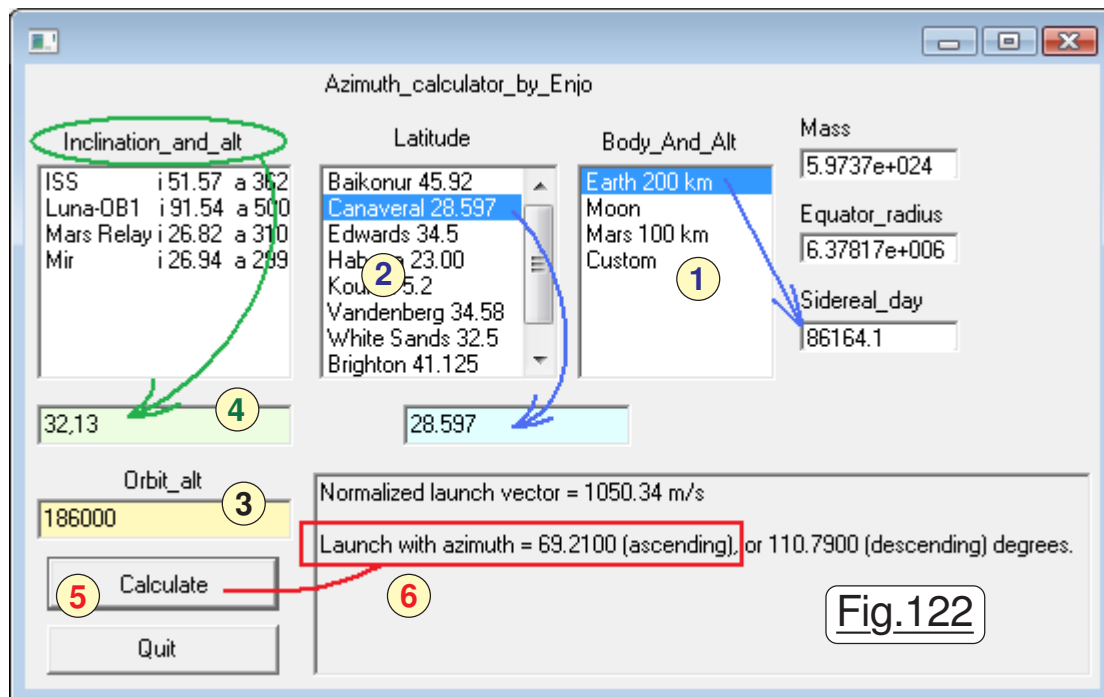
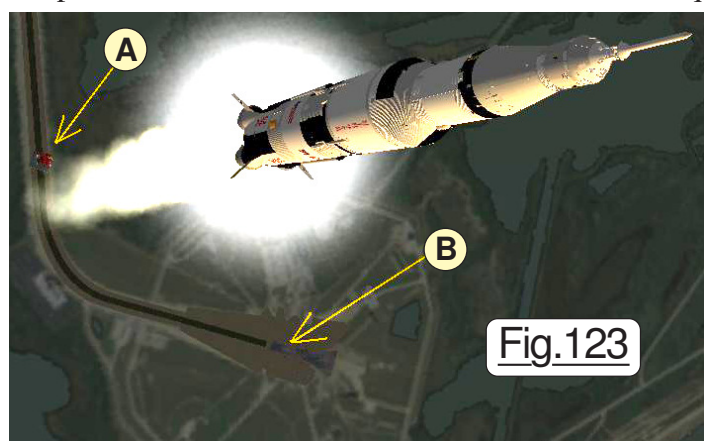


Fig.122

précise la valeur souhaitée pour l'inclinaison orbitale. En 5 on déclenche le calcul et en 6 on récolte le résultat. On ne peut rêver plus simple. La valeur trouvée par [azimuth-1.5-en.exe](#) pour l'azimut de lancement est de 69,21° ce qui semble pas très précis au regard des 72.05° calculés par la NASA. Les raisons sont multiples. En particulier ce petit programme n'est pas du tout relatif aux lancements Apollo. Il ignore donc le temps mis par la fusée pour effectuer la mise en orbite. N'oublions pas que la planète tourne durant ce temps. Par ailleurs la NASA tient compte d'une foule de paramètres dont la masse au décollage, les poussées possibles sur les trois étages des lanceurs etc. (*Le cap change durant le lancement la Fig.122 le montre en fin de satellisation*) En résumé il convient de se servir des valeurs historiques.

Petite parenthèse sur les scènes fournies :

Comme déjà mentionné en page 6 du document [A LIRE IMPÉRATIVEMENT.pdf](#), les scènes que je vous propose ne sont pas idéales puisque créées dans la confusion de mon incompetence à vous fournir de l'informatiquement correct en environnement NASSP. Elles ne sont que des outils pour vous permettre ponctuellement de réaliser des exercices d'apprentissage relatifs aux systèmes techniques d'Apollo. Vous allez constater en vues extérieures que parfois les installations de lancement telles que A



sur la Fig.123 ne se trouvent pas au centre du pas de tir B et sont en désaccord avec la réalité historique. Ce décalage résulte d'une "hystérésis" entre l'arrivée d'Orbiter 2010 et l'évolution forcément lente d'une énormité telle que NASSP. Personnellement, "vivant dans la capsule face au tableaux de bord", cette incongruité ne m'a pas spécialement alerté. Et surtout, je n'ai pas voulu consommer du temps pour "remettre les choses à leur place", désespérant de pouvoir mettre en ligne ce gros paquet dont l'élaboration devenait de plus en plus laborieuse. Mais pour ceux qui désirent améliorer le visuel, vous avez en page 17 du document [Les OUTILS d'aide pour NASSP.pdf](#), décrites dans le détail, les méthodes, au demeurant fort simples, pour replacer tout ce petit monde aux bonnes coordonnées. Alors n'hésitez pas à améliorer vos scènes, le temps que vous y consacrerez ne les rendront que plus attrayantes.



80 pages pour un vulgaire document de préambule ... ça va pas non ?
C'est un coup à faire fuir les candidats aux vols lunaires. STOP, C'EST FINI ! LE COTAT EST ATTEINT !

COMPRIS !



Vou vou vou voui chef.

HORAIRES HISTORIQUES DES PHASES PRINCIPALES.

Horaires des lancements		
Mission	décollage	(T-5 minutes)
Apollo 8	12h 51mn TU	("J" à 12h46')
Apollo 9	16h 00mn TU	("J" à 15h55')
Apollo 10	16h 49mn TU	("J" à 16h44')
Apollo 11	13h 32mn TU	("J" à 13h27')
Apollo 12	16h 22mn TU	("J" à 16h17')
Apollo 13	19h 13mn TU	("J" à 19h08')
Apollo 14	21h 03mn TU	("J" à 20h58')
Apollo 15	13h 34mn TU	("J" à 13h29')
Apollo 16	17h 54mn TU	("J" à 17h49')
Apollo 17	05h 33mn TU	("J" à 05h28')

Horaires des T.L.I.		
Mission	Heure TU	GET
Apollo 8	15h 57mn 05s	002 : 56 : 05
Apollo 9	Test du LM en orbite terrestre	
Apollo 10	19h 28mn 20s	002 : 39 : 20
Apollo 11	16h 16mn 15s	002 : 44 : 15
Apollo 12	19h 09mn 22s	002 : 47 : 22
Apollo 13	21h 48mn 46s	002 : 35 : 46
Apollo 14	23h 31mn 32s	002 : 28 : 32
Apollo 15	16h 25mn 00s	002 : 51 : 00
Apollo 16	20h 39mn 52s	002 : 35 : 52
Apollo 17	08h 47mn 40s	003 : 14 : 40

Horaires des freinages de L.O.I.		
Apollo 8	09h 59mn 20s	069 : 08 : 20
Apollo 9	Test du LM en orbite terrestre	
Apollo 10	20h 44mn 54s	075 : 55 : 54
Apollo 11	17h 26mn 28s	075 : 54 : 28
Apollo 12	03h 44mn 53s	083 : 22 : 53
Apollo 13	Abandon de la mission	
Apollo 14	06h 59mn 40s	081 : 56 : 40
Apollo 15	04h 00mn 00s	078 : 26 : 00
Apollo 16	20h 20mn 27s	074 : 26 : 00
Apollo 17	19h 46mn 22s	086 : 13 : 22

Horaires des D.O.I.		
Mission	GET	Observation
Apollo 11	101 : 36 : 14	Effectuée par le CSM. Orbite CSM circularisée.
Apollo 12	109 : 23 : 39	
Apollo 14	086 : 10 : 52	
Apollo 15	105 : 11 : 46	Effectuée par le CSM. Orbite CSM circularisée.
	082 : 39 : 49	
	101 : 38 : 58	
Apollo 16	078 : 33 : 45	Effectuée par le CSM. Orbite CSM circularisée.
	103 : 21 : 43	
Apollo 17	090 : 31 : 37	Effectuée par le CSM. Orbite CSM circularisée.
	109 : 17 : 28	

Horaires des remontées.		
Mission	Heure TU	GET
Apollo 11	17h 54mn 00s	124 : 22 : 00
Apollo 12	14h 24mn 47s	142 : 03 : 47
Apollo 14	18h 48mn 42s	141 : 45 : 40
Apollo 15	17h 11mn 23s	171 : 37 : 23
Apollo 16	01h 25mn 47s	175 : 31 : 47
Apollo 17	22h 54mn 35s	185 : 21 : 37

Horaires de largage du LM.		
Apollo 10	05h 32mn 23s	108 : 24 : 36
Apollo 11	23h 41mn 31s	130 : 09 : 31
Apollo 12	20h 21mn 31s	147 : 59 : 31
Apollo 13	16h 43mn 00s	141 : 30 : 00
Apollo 14	22h 53mn 00s	144 : 44 : 58
Apollo 15	01h 05mn 01s	179 : 30 : 01
Apollo 16	20h 54mn 12s	195 : 00 : 12
Apollo 17	04h 51mn 31s	191 : 18 : 31

Horaires des TEI.		
Apollo 8	06h 10mn 16s	089 : 19 : 16
Apollo 9	10h 25mn 29s	--- : --- : ---
Apollo 11	04h 54mn 42s	135 : 23 : 52
Apollo 12	20h 49mn 16s	172 : 27 : 16
Apollo 13	02h 40mn 39s	079 : 27 : 39
Apollo 14	01h 39mn 04s	148 : 36 : 02
Apollo 15	21h 22mn 45s	223 : 48 : 45
Apollo 16	02h 15mn 33s	200 : 21 : 33
Apollo 17	23h 35mn 09s	234 : 02 : 00

TLI : Trans-Lunar Injection.
LOI : Lunar Orbit Insertion.

DOI : Descent Orbit Initiation.
TEI : Trans-Earth Injection.