

## NAVETTE SPATIALE - VOL ORBITAL ET RENDEZ-VOUS

---

---

Le cours général public 1988-1989 de l'Université de Lausanne a été consacré à L'ESPACE. Claude Nicollier, astronaute à l'Agence Spatiale Européenne, a traité le sujet que nous présentons ici. Nous le remercions, ainsi que Bernard Hauck, vice-recteur de l'Université et fidèle lecteur des Cahiers Clairaut, de nous autoriser à reproduire cette excellente étude. Nos remerciements également aux éditions Payot qui ont publié l'ensemble du cours sous le titre L'ESPACE, un volume dont nous avons rendu compte (CC 48, p.28).

### 1. Introduction

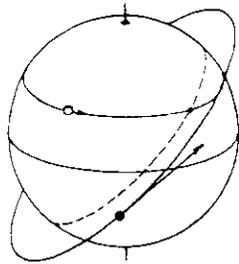
Peu après les premiers vols habités dans l'espace au début des années soixante, on s'est rendu compte rapidement que la maîtrise des rendez-vous dans l'espace constituait une nécessité opérationnelle. Le programme Apollo rendait nécessaire l'exécution de rendez-vous en orbite lunaire entre l'étage de montée du module lunaire et le module de commande. Le Programme Skylab, ainsi que les programmes soviétiques des stations Salyut et Mir, ont tous fait appel aux techniques de rendez-vous pour amener équipages, expériences et autre équipement dans les stations sur orbite terrestre basse. Le vol d'Apollo-Soyuz, en 1975, a nécessité un rendez-vous entre le vaisseau spatial américain et son homologue soviétique. C'est du programme de la navette spatiale américaine dont il sera essentiellement question dans ce cours. La navette, avec sa capacité d'intervention en orbite pour réparation sur place, ou transfert vers la Terre, de satellites en panne, est bien entendu équipée de moyens modernes permettant les rendez-vous sur orbite terrestre basse. Ses installations lui permettent même d'effectuer ces rendez-vous avec une autonomie qui n'existait pas dans les programmes précédents. La capacité de la navette d'accomplir avec succès des rendez-vous en orbite sera pleinement utilisée vers le milieu de la prochaine décennie lorsqu'il s'agira d'accomplir les quelque vingt vols nécessaires à l'assemblage de la station orbitale internationale "Freedom", et d'y amener ensuite régulièrement équipages, charges utiles et équipement de rechange. L'avion spatial européen Hermès aura aussi la capacité d'effectuer des rendez-vous puisque sa tâche principale, après la fin de la période d'essais en vol orbital, sera de desservir la station orbitale européenne MTF (Man-Tended Free Flyer) ainsi que, dans un deuxième temps, la station "Freedom".

#### 1.1. Objectifs et contenu du cours

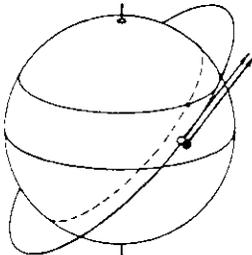
Le but de ce cours est de faire comprendre au lecteur les fondements sur lesquels sont basées les stratégies de rendez-vous sur orbite terrestre basse avec la navette spatiale. Les lois du mouvement orbital seront tout d'abord présentées de manière simplifiée, et une brève explication des moyens de navigation, de guidage et de pilotage de la navette spatiale sera donnée. La dernière partie du cours sera consacrée à une explication du profil standard utilisé pour les rendez-vous au moyen de la navette. Certains aspects opérationnels relatifs au pilotage de la navette en orbite seront aussi mis en évidence.

### 2. Le problème du rendez-vous orbital

Le problème du rendez-vous orbital peut être présenté de la manière suivante (fig 1). Il s'agit de passer d'un état initial à un état final en regard des positions et vecteurs vitesse du chasseur et de la cible. Dans le cas qui nous intéresse, le chasseur est la navette, initialement sur le pas de tir au site de lancement de la NASA à Cap Canaveral, en Floride. La cible est un satellite, sur orbite circulaire basse (disons 300 kilomètres d'altitude) avec lequel la navette va effectuer le rendez-vous. Les vitesses initiales sont d'environ 400 mètres par seconde



ETAT INITIAL



ETAT FINAL

fig.1

vers l'est pour la navette sur le pas de tir (à cause de la rotation de la Terre), et 7,5 km/s pour le satellite. L'état final est caractérisé par une position et une vitesse communes pour le chasseur et la cible. Dans notre cas, nous n'allons considérer que des rendez-vous avec des cibles passives, c'est à dire sans capacité de manoeuvre orbitale. Il est bon de préciser cependant que, souvent, l'attitude de la cible est contrôlée, soit automatiquement, soit au moyen de commandes issues d'un centre de contrôle au sol ou du chasseur. Bien qu'un rendez-vous avec une cible qui n'est pas équipée d'un système de contrôle d'attitude ne présente pas de problème particulier, la tâche de maintenance ou de réparation sur place s'en trouve compliquée.

### 2.1. Premières constatations

En considérant la fig 1, on voit immédiatement qu'une des conditions pour l'accomplissement "économique" (du point de vue du carburant utilisé) du rendez-vous par la navette est de faire partir cette dernière dans le plan de l'orbite du satellite, au moment où le site de lancement se trouve dans ce plan. Cette condition est satisfaite deux fois par jour, à condition que l'inclinaison de l'orbite du satellite, par rapport à l'équateur terrestre, soit supérieure à la latitude du lieu de lancement. Cette condition est satisfaite une fois par jour seulement dans le cas d'une inclinaison d'orbite égale à la latitude du lieu de lancement, et jamais si le satellite est sur une orbite d'inclinaison inférieure à cette latitude. On comprend bien maintenant la raison de la courte durée de la "fenêtre de lancement" de la navette pour les vols avec rendez-vous. Si la condition précitée est satisfaite, le problème du rendez-vous devient un problème d'orbite relative Chasseur/cible dans le plan de l'orbite de la cible.

### 3. Lois du mouvement orbital

Les lois du mouvement orbital, permettant de décrire les trajectoires du chasseur et de la cible, peuvent être exprimées sous la forme des lois de Kepler (début du XVII<sup>ème</sup> siècle). Elles sont résumées sur la fig 2. Elles s'appliquent au problème à deux corps. La première loi exprime que la forme de l'orbite d'un corps par rapport à l'autre est elliptique. De plus, "l'autre" corps est au foyer de l'orbite du premier. Dans notre cas, le premier corps est la navette ou un satellite, l'autre la Terre. La deuxième loi est la loi des aires : le rayon vecteur joignant les deux corps balaie des aires égales en des temps égaux. Sur la figure, les deux aires représentées étant égales, les arcs orbitaux correspondants sont parcourus en des temps égaux, ce qui signifie, dans notre cas, que la vitesse orbitale est plus élevée au périhélie qu'à l'apogée de l'orbite de la navette ou du satellite. La loi des aires est une expression de la conservation du moment cinétique du système. La troisième loi, enfin, exprime que le carré du temps de révolution est proportionnel au cube du grand axe de l'orbite (2a). Aux orbites de grande dimension correspondent de longues périodes de révolution. Sur une orbite circulaire à 300 km de la Terre, la navette met 1h30 pour en faire le tour. A 36 000 km de la Terre, un satellite en orbite géostationnaire fait le tour de notre globe en près de 24 heures. Dans le cas de la Lune, à 385 000 km de la Terre, la période de révolution est voisine du mois. Deux conséquences importantes des lois de Kepler sont exprimées sur la fig 3: pour une série d'orbites circulaires, la vitesse orbitale varie comme l'inverse de la racine carrée de la distance au centre attractif. De plus, à chaque révolution, l'éloignement horizontal relatif, pour deux orbites circulaires adjacentes, est approximativement égal à dix fois l'écart vertical entre les deux orbites. Par exemple, si la navette se trouve initialement à 10 m en dessous d'un satellite et sur la même verticale, (positions 1 sur la fig 3), après une révolution (1h30), elle en sera éloignée vers l'avant d'une centaine de

LOIS DE KEPLER (2 CORPS)

- TRAJECTOIRE ELLIPTIQUE
- LOI DES AIRES (CONSERVATION DU MOMENT CINETIQUE)
- $T^2 \sim a^3$

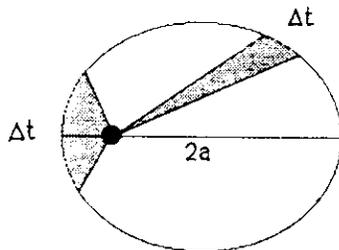
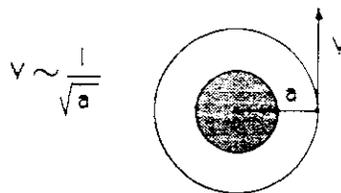


fig.2

- VARIATION DE LA VITESSE ORBITALE AVEC L'ELOIGNEMENT DU CENTRE ATTRACTIF:



- ELOIGNEMENT HORIZONTAL RELATIF, POUR DEUX ORBITES CIRCULAIRES ADJACENTES, PAR ORBITE:

$$\Delta x = 3 \pi \Delta a$$

$$\Delta x \approx 10 \Delta a$$

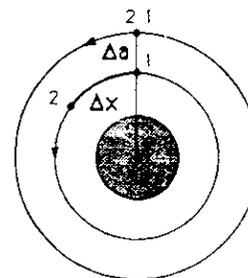


fig.3

mètres (positions 2 sur la fig 3). Si la navette est initialement 10 m en dessus, elle se retrouvera près de 100 m en arrière une orbite plus tard. Ce résultat est important. Il montre qu'il est essentiel de bien choisir sa position d'attente au voisinage d'un satellite à l'issue d'un rendez-vous. Le mieux est de se placer dans le plan de son orbite, et à sa hauteur. Une position hors du plan conduira à un écart latéral cyclique de période égale à la période orbitale. Tout écart en hauteur résultera en un éloignement vers l'avant ou vers l'arrière, éloignement qu'il faudra combattre par des translations coûteuses en carburant.

3.1. Mouvement relatif chasseur/cible à la suite d'une impulsion rétrograde ou posigrade

Voici une autre conséquence importante des lois de Kepler. Considérons les conditions initiales de la fig 4. La navette et le satellite, à l'issue d'un rendez-vous, sont au même endroit de l'espace, sur une orbite circulaire avec une vitesse  $V$ . Une impulsion  $\Delta V$  rétrograde (dans la direction opposée au vecteur  $V$ ) est impartie à la navette, avec  $\Delta V$  très inférieur à  $V$ . La trajectoire de la navette qui en résulte, relativement à un référentiel horizontal/vertical lié au satellite, est représentée sur la même figure. Il s'agit de bien comprendre qu'à la suite de cette impulsion, la navette, ayant perdu de la vitesse par rapport à la vitesse circulaire initiale, va se trouver sur une orbite elliptique ayant son périhélie à l'opposé de l'endroit où l'impulsion a été donnée. Initialement, la navette va s'éloigner vers l'arrière du satellite. Rapidement, cependant, elle va perdre de la hauteur puisqu'elle vient de quitter l'apogée de sa nouvelle orbite, se dirigeant vers son périhélie. Cette diminution de hauteur s'accompagne d'une augmentation de vitesse (2ème loi de Kepler), à tel point que la navette va dépasser le satellite par-dessous? Passer au périhélie de son orbite environ 45 min après l'impulsion, et se retrouver à la même hauteur, mais devant le satellite une orbite complète après l'impulsion.

On peut montrer que pour une impulsion rétrograde de 1 ft/s (environ 30 cm/s), la navette se retrouve, après une orbite, pas moins de 5 km devant le satellite ! Si aucune manoeuvre n'est effectuée par la navette, elle va continuer à s'éloigner indéfiniment du satellite, sur une trajectoire relative faite de boucles culminant à la hauteur de l'orbite initiale (ou de l'orbite du satellite). Chaque boucle, correspondant à une orbite, produit un accroissement de la distance navette-satellite de 5 km environ.

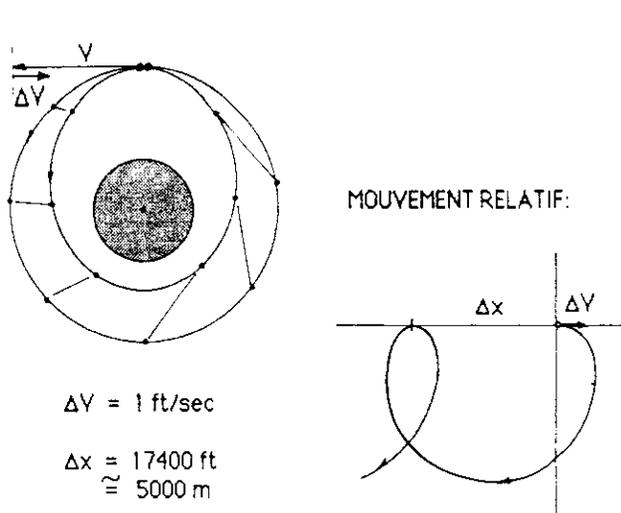


fig.4

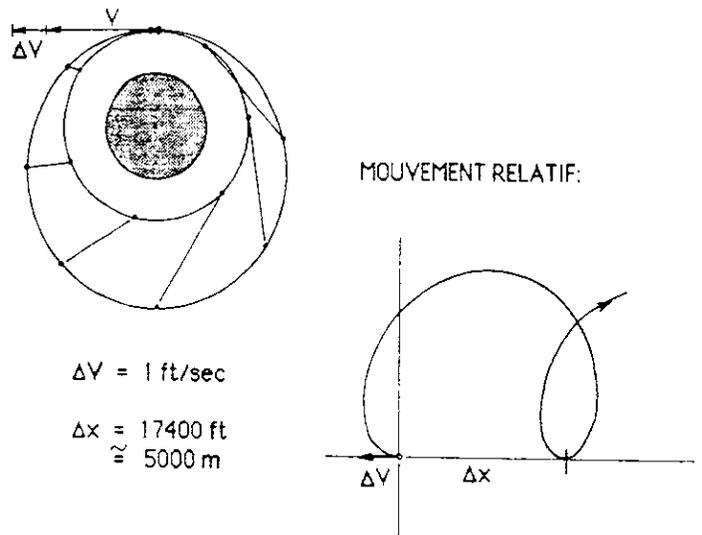


fig.5

La fig.5 illustre la conséquence d'une impulsion posigrade (dans la direction du vecteur vitesse) de la navette à partir des mêmes conditions initiales que précédemment. Cette fois-ci, après un bref éloignement vers l'avant, la navette monte en dessus du satellite, en direction de l'apogée de sa nouvelle orbite. Sa vitesse en est diminuée, à tel point qu'elle passe au-dessus et vers l'arrière du satellite, pour terminer sa première orbite après l'impulsion derrière le satellite. Là encore, une impulsion de 1ft/s (environ 30 cm/s) cause un éloignement relatif navette-satellite de 5 km environ après une orbite. Ces résultats sont d'une importance considérable pour les stratégies de rendez-vous et de "vol en formation" en orbite. Ils montrent qu'il faut se garder d'utiliser simplement son intuition pour exécuter des manoeuvres à proximité d'un satellite. En effet, on voit qu'une impulsion de faible amplitude vers l'avant nous amène à grande distance derrière le satellite après une orbite, et une impulsion vers l'arrière nous fait gagner du terrain et nous conduit à l'avant du satellite. De façon similaire, lorsqu'on s'approche d'un satellite le long de son vecteur vitesse (à l'avant ou à l'arrière de celui-ci), un coup de frein va, en moyenne nous faire avancer plus vite, et un coup d'accélérateur va, en moyenne réduire notre vitesse d'approche, ou même nous faire reculer par rapport au satellite !

### 3.2. Transfert de Hohmann

La fig.6 illustre le concept du transfert de Hohmann. Il s'agit du passage d'une orbite circulaire à l'autre par l'intermédiaire d'une orbite de transfert elliptique tangente à l'orbite de départ et à l'orbite d'arrivée. Considérons le cas du passage d'une orbite circulaire basse à une orbite circulaire plus élevée. L'injection sur l'orbite de transfert est accomplie par une impulsion purement posigrade, maximisant le changement d'énergie cinétique pour un changement de vitesse donné. Une fois arrivé à la hauteur de l'orbite finale, à l'apogée de l'orbite de transfert, une nouvelle impulsion posigrade permet la circularisation de l'orbite. Le transfert de Hohmann permet de passer d'une orbite circulaire à l'autre avec le minimum de dépense d'énergie, donc de carburant.

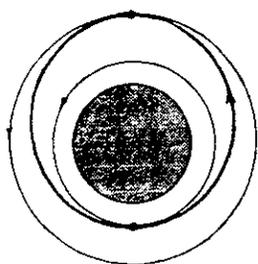


fig.6

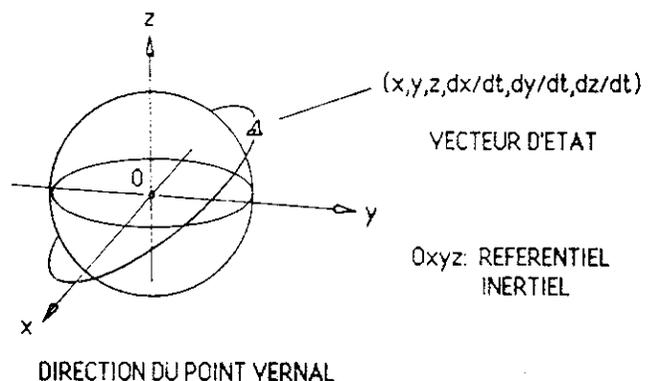


fig.7

#### 4. Systèmes de navigation, de guidage et de pilotage de la navette en orbite

Ces systèmes permettent à la navette d'avoir connaissance de sa propre position dans l'espace, de calculer les impulsions nécessaires pour aller d'un point à l'autre dans l'espace, et de mettre en action ses moyens (manuels ou automatiques) de contrôle d'attitude et de trajectoire.

##### 4.1. Navigation

Formellement, le problème de la navigation est la réponse à la question "où suis-je ?". Le référentiel utilisé pour décrire la position de la navette est un référentiel inertiel dont l'origine est au centre de la Terre  $O$ , l'axe  $x$  est dans le plan de l'équateur terrestre, en direction du point vernal, l'axe  $z$  est confondu avec l'axe de rotation de la Terre, en direction du nord, et l'axe  $y$  est aussi dans le plan de l'équateur terrestre, avec  $Oxyz$  formant un trièdre orthogonal direct (fig. 7).

Les ordinateurs à bord de la navette calculent en permanence le "vecteur d'état" de celle-ci, c'est à dire le vecteur à six dimensions  $(x,y,z,dx/dt,dy/dt,dz/dt)$ , sur la base de conditions initiales et de la résolution numérique des équations du mouvement orbital, en tenant compte du potentiel gravifique terrestre, mais aussi des accélérations dues à l'action des propulseurs servant au contrôle de l'attitude et aux translations. Le vecteur d'état ainsi propagé dans le temps est bien entendu entaché d'une erreur croissante, si bien qu'un recalage périodique, sur la base de mesures radar effectuées depuis le sol, est nécessaire. Il est question, dans le futur, d'utiliser le système de navigation par satellites GPS (Global Positioning System) pour le recalage.

##### 4.2. Guidage

Le problème du guidage est le problème de la manoeuvre à effectuer ou de l'impulsion à donner pour aller d'un point de l'espace à un autre (fig.8). Typiquement, la direction et l'amplitude de l'impulsion nécessaire pour passer d'une orbite à une autre est un problème de guidage. Les ordinateurs de bord peuvent être chargés d'un logiciel de guidage qui permet une solution autonome du problème. Bien sûr, dans le cas d'un rendez-vous, le problème du guidage n'a de sens que s'il est posé sur la base de la connaissance précise de la position de la cible par rapport au chasseur. Il est donc indispensable de disposer d'un bon vecteur d'état de la cible par rapport à la navette avant d'engager les ordinateurs de bord sur le problème du guidage.

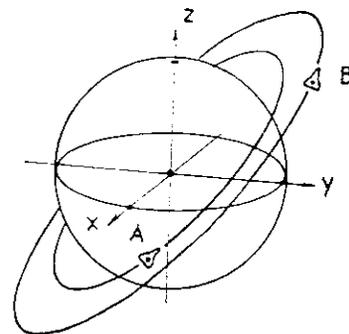


Fig. 8  
Guidage - Comment aller de A à B?

##### 4.3. Pilotage

Le pilotage est la mise en oeuvre des moyens de contrôle de l'attitude et de la trajectoire. Pour la phase orbitale, ces moyens sont constitués par un ensemble de propulseurs permettant les rotations et les translations de la navette.

##### 4.4. Montée de la navette en orbite

Avant de décrire les moyens de navigation, de guidage et de pilotage de la navette en phase orbitale, la phase de montée sera brièvement passée en revue. La configuration de la navette au départ est comme présentée sur la fig.9. L'assemblage est constitué de l'avion spécial ou orbiteur, le coeur du système, comprenant la cabine de pilotage et l'équipage, la soute contenant la charge utile, la presque totalité des systèmes de bord, et flanqué à l'arrière de trois propulseurs

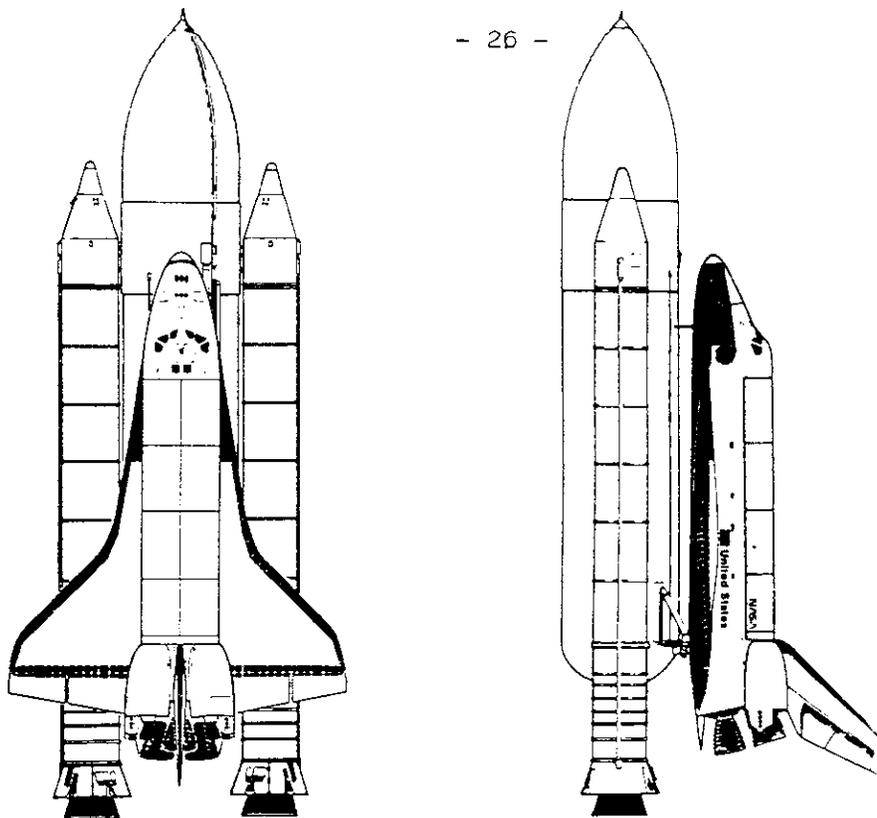


Fig 9  
Configuration de la navette au départ.

à hydrogène liquide. Ces propulseurs ne sont utilisés que pour la phase de montée en orbite. L'orbiteur est fixé à un grand réservoir extérieur contenant l'hydrogène et l'oxygène liquides servant à alimenter les propulseurs principaux pendant la montée en orbite. Deux propulseurs d'appoint, à combustible solide, se trouvent de part et d'autre du réservoir extérieur. Ils fournissent la plus grande partie de la poussée pendant les deux premières minutes de la montée, après quoi ils sont largués et récupérés par la suite dans l'océan. Un profil typique de montée en orbite est illustré sur la fig.10. SRB SEP (Solid Rocket Booster Separation) est le point de largage des propulseurs d'appoint après la fin de combustion. MECO (Main Engines Cutoff) est le point de coupure des propulseurs principaux, quelque 8:30min après le départ, et à une vitesse légèrement inférieure à la vitesse orbitale. ET SEP (External Tank Separation) est le point de largage du réservoir extérieur 18 sec après MECO. Après le largage, le réservoir suit un arc orbital et tombe dans l'Océan Indien 45 minutes environ après le départ. La suite de la mise en orbite de la navette s'effectue à l'aide de deux impulsions posigrades, désignées OMS-1 et OMS-2, utilisant les propulseurs de manoeuvres en orbite OMS (Orbital Manoeuvring System).

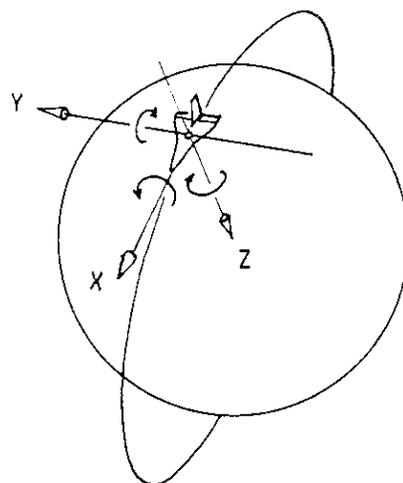
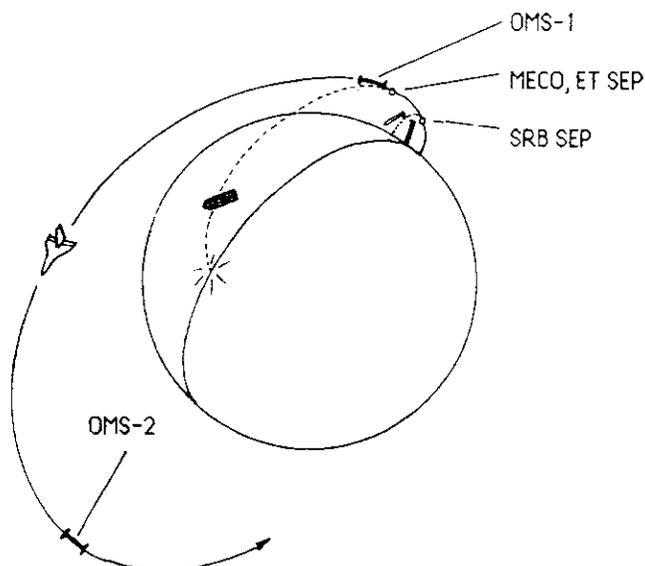


Fig. 11  
Degrés de liberté pendant la phase orbitale.

#### 4.5. Degrés de liberté durant la phase orbitale

Revenons à la phase orbitale (fig.11). Le centre de gravité de la navette suit une trajectoire conforme aux lois de Kepler. Par rapport à ce centre, la navette possède six degrés de liberté de mouvement : trois de translation, et trois de rotation. Quelle que soit son attitude en orbite, on peut la faire translater selon son axe X (avant-arrière), son axe Y (droite-gauche) ou son axe Z (bas-haut). De même on peut la faire tourner autour de l'axe X (roulis), l'axe Y (tangage), ou l'axe Z (lacet).

#### 4.6. Moyens de bord permettant la navigation, le guidage et le pilotage

Ces moyens sont nombreux et complexes et il est hors de question de les traiter en détail ici. Le cerveau du système de navigation, guidage et pilotage est constitué par cinq ordinateurs de bord et leurs éléments périphériques. Pendant la phase orbitale, deux ordinateurs seulement sont chargés du logiciel de guidage, navigation et pilotage. Par contre, pour les phases de montée en orbite et de descente, plus critiques, les ordinateurs sont configurés de façon à assurer une quadruple redondance pour les tâches de navigation, guidage et pilotage. Ce sont les ordinateurs de bord chargés du logiciel correspondant qui sont responsables de la propagation des vecteurs d'état de la navette et de la cible. La connaissance en tout temps de ces deux vecteurs permet à la navette (et par conséquent à l'équipage) de toujours savoir dans quelle direction et à quelle distance se trouve la cible. Les ordinateurs de bord assurent un grand nombre d'autres tâches : calcul des solutions de guidage pour les rendez-vous et autres manoeuvres en orbite, autopilote digital, pointage automatique, sélection des moyens de contrôle de l'attitude, management de la redondance, surveillance des fonctions critiques, annonce à l'équipage de valeurs hors limites pour divers paramètres, etc...

Les rotations et translations de la navette sont assurées par trois types de propulseurs : les propulseurs OMS (Orbital Manoeuvring System), situés à l'arrière du véhicule et déjà cités dans le paragraphe sur la montée en orbite. Ils servent aux manoeuvres de translations orbitales nécessitant une impulsion de plus de 2 à 3 m/s. Les propulseurs RCS (Reaction Control System), au nombre de 38, répartis à l'avant et à l'arrière du fuselage de l'orbiteur, sont utilisés pour les rotations ou changements d'attitude, et pour les translations de faible amplitude. Enfin, les propulseurs "Vernier RCS", au nombre de six et de très faible poussée (12 kilogrammes-force seulement, pour un véhicule de 100 tonnes), sont utilisés essentiellement pour le maintien d'une attitude précise. Les propulseurs OMS et RCS sont alimentés par un carburant et oxydant hypergoliques, c'est à dire dont l'allumage est spontané lorsqu'ils sont en contact l'un avec l'autre.

Différents capteurs et détecteurs sont mis en oeuvre pour l'alignement des plate-formes des centrales inertielle (voir ci-dessous) et aussi pour repérer la position de la cible dans l'espace lors d'un rendez-vous. Il s'agit de deux capteurs stellaires, l'un orienté suivant l'axe Z (vers le haut), l'autre suivant l'axe Y (vers la gauche) et d'un collimateur optique dans le cockpit. Un radar de rendez-vous est également utilisé pour mesurer la position de la cible lorsque sa portée est de moins de 30 km.

Trois centrales inertielle redondantes sont utilisées comme référence d'attitude, et pour mesurer les changements de vitesse vectorielle lorsque les propulseurs OMS et RCS sont actifs. Les plate-formes gyroscopiques sur lesquelles se trouvent les accéléromètres sont alignées de façon précise avant le départ. Une fois par jour environ, elles sont re-alignées en comparant les données fournies par les capteurs stellaires avec le contenu d'une "carte du ciel" contenue dans la mémoire des ordinateurs de bord.

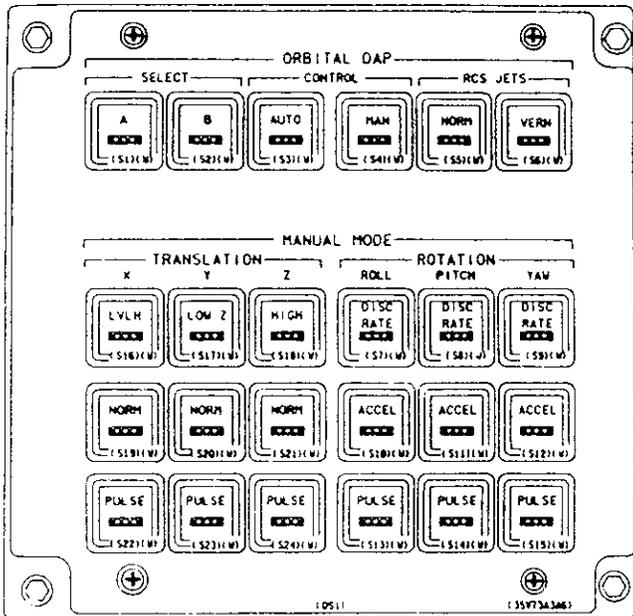


Fig. 12  
Autopilote digital.

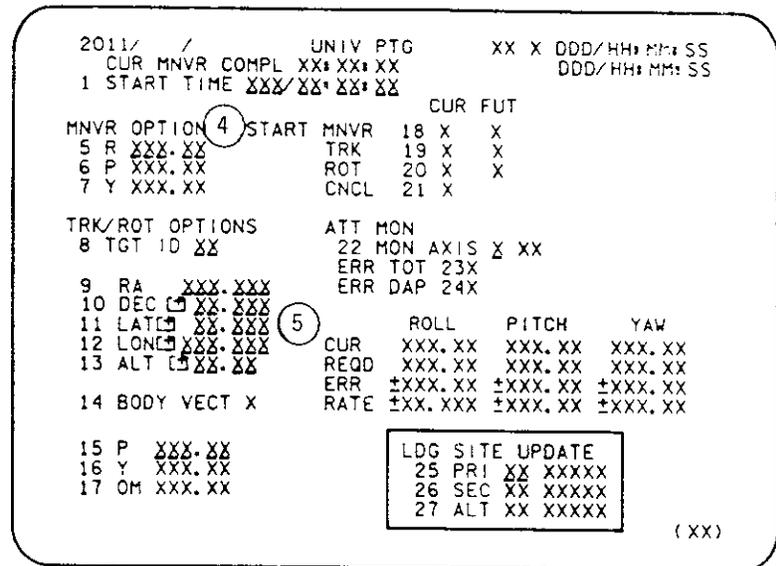


Fig.13 Pointage automatique 1.Sélection d'attitude inertielle - 2.Options de pointage - 3.Sélection d'un vecteur lié à la navette - 4.Exécution de la manoeuvre 5.Attitude actuelle, désirée et erreur d'attitude

Les moyens de pilotage manuel, enfin, sont constitués par des "manches à balai" classiques pour les rotations, ainsi que des leviers de commande à trois degrés de liberté pour les translations. Le pilotage en manuel peut se faire de l'une des places avant, ou de l'arrière du cockpit, face à l'arrière de la navette pour la phase orbitale.

#### 4.7. L'autopilotage digital

Il s'agit là d'un autopilote de logiciel, applicable aux rotations et translations, et qui permet à l'équipage, par l'intermédiaire d'un tableau de commande (fig.12), d'une page de "display" d'un terminal d'ordinateur de bord (fig.13), du clavier alphanumérique correspondant, et de commandes manuelles, de piloter la navette en rotation et translation. Si le mode automatique (AUTO) est choisi sur le tableau de commande, la page du "display" désignée "UNIV PTG" est alors active.

On peut ainsi rentrer dans les ordinateurs de bord trois angles définissant une attitude inertielle à maintenir. On peut aussi définir une cible terrestre (longitude, latitude, altitude) ou céleste (ascension droite déclinaison, ou alors un satellite dont le vecteur d'état est connu en tout temps par la navette, définir ensuite un vecteur lié à la navette, et demander à l'autopilote de maintenir constamment ce vecteur vers la cible. La page "UNIV PTG" présente à l'équipage, en permanence, l'attitude désirée, l'attitude actuelle, et l'erreur entre les deux. La fig.14 illustre ce qui se passe si on demande à l'autopilote digital de maintenir l'attitude inertielle de la navette dans son mouvement orbital autour de la Terre. La fig.15 illustre d'autres possibilités d'utilisation de l'autopilote: pointage d'un vecteur lié à la navette vers un satellite, pointage permanent du centre de la Terre avec l'axe +X (vers l'avant), pointage d'un point de la surface terrestre avec le même axe, et enfin pointage d'un satellite géostationnaire, toujours avec l'axe +X. Toutes ces capacités de l'autopilote sont indispensables pour l'accomplissement d'un rendez-vous.

(à suivre)

Claude Nicollier

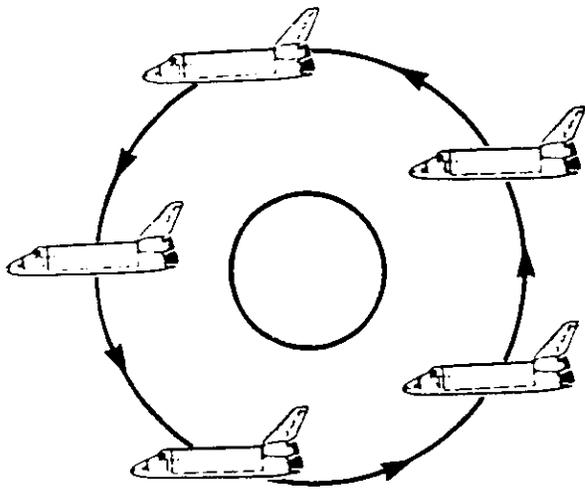


Fig.14  
Maintien d'une attitude inertielle,  
ou pointage d'un point de la  
sphère céleste (étoile, Soleil).

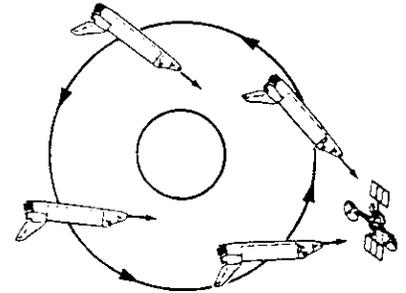
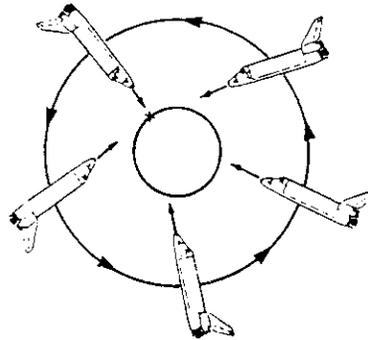
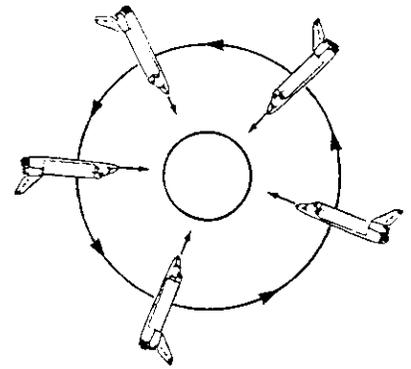
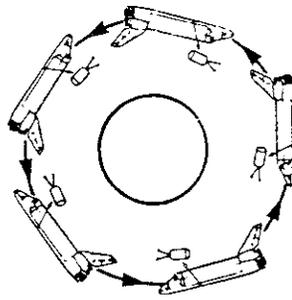


Fig. 15  
Autres possibilités d'usage de l'autopilote.

---

## LECTURES POUR LA MARQUISE ET POUR SES AMIS

---

### L'EXPANSION DE L'UNIVERS

par Evry Schatzman ; collection "Questions de Science";  
100 p. ; éd Hachette 1989 (89 F).

Dans cette nouvelle collection de livres de vulgarisation où se retrouvent les meilleurs auteurs (François Gros sur le gène, Victor Weisskopf sur les quanta), Evry Schatzman nous donne un remarquable tableau du problème fondamental de l'astronomie d'aujourd'hui. La préface de Dominique Lecourt, directeur de la collection, rappelle les grandes lignes de l'astronomie classique pour situer ce qui suit.

Et qui s'ordonne en trois parties. En premier, les faits cosmologiques et la théorie de l'expansion qui les coordonne ; exposé sans formules d'une parfaite clarté ; Schatzman signale d'ailleurs l'existence d'autres modèles dont il indique les faiblesses. La deuxième partie est sans doute la plus captivante, "Questions ouvertes", car tout progrès, telle la théorie de l'expansion de l'Univers, apporte autant de questions nouvelles qu'elle résout de problèmes. Sont ainsi passés en revue : l'isotropie du rayonnement fossile, la composition chimique de l'Univers, le modèle inflationnaire, l'unification des forces de la nature, les brisures de symétrie, du cosmos à la vie, la distribution et la formation des galaxies, l'âge de l'Univers.

La troisième partie devrait être lue et relue par tous les collègues. Elle rappelle l'importance des progrès dans l'instrumentation pour les progrès dans la recherche fondamentale. On le sait bien, mais la réflexion de Schatzman débouche sur la place de cette recherche fondamentale dans la vie sociale et politique. La réflexion s'élargit même sur