

Rendez vous Spatial

Espace Information

21 mai 2005

*Scan sans autorisation de la revue "Espace Information" consacrée aux rendez vous spatiaux.
Page ouaibe **ici**,*

Références

- [1] Claude Nicollier (1990), La méthode Américaine, Espace Information, vol 45, pp 1-14.



ESPACE INFORMATION

Bulletin périodique d'information et d'éducation spatiales

Juin 1990 — N° 45

Attention !

Une paire de lunettes cartonnée a été glissée à l'intérieur de cette revue. Ne l'égarez pas : elle vous sera indispensable pour percevoir le relief de notre poster anaglyphe de la ville de Marseille...

Dans ce numéro

Les dossiers

- Le rendez-vous spatial 1

Affichette n° 17

- Marseille en relief par SPOT 23

Actualité astronautique

- Granat, DORIS, Mir, etc. 33

Anniversaire

- Transit-1 45

Calendrier de l'espace

- Du 4 juillet au 27 octobre 1989 ... 46

Le rendez-vous spatial

Propulser des satellites artificiels autour de la Terre est une chose... En faire se rencontrer deux sur orbite, en douceur, et les réunir en une structure unique en est une autre...

Tout programme spatial un peu ambitieux implique nécessairement la maîtrise de cette technique du rendez-vous spatial.

Trois contributions (l'une d'origine suisse, les deux autres françaises) nous permettent de présenter les solutions adoptées respectivement par les Etats-Unis, l'Union soviétique et l'Europe.

1. La méthode américaine

(Le texte qui suit décrit la procédure de rendez-vous telle qu'elle est actuellement mise en œuvre par la navette spatiale américaine. Il est dû à Claude Nicollier, astronaute de l'Agence spatiale européenne, et extrait du cours public 1988/1989 de l'université de Lausanne édité en 1989 par les éditions Payot de Lausanne sous le titre l'Espace.)

P EU 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

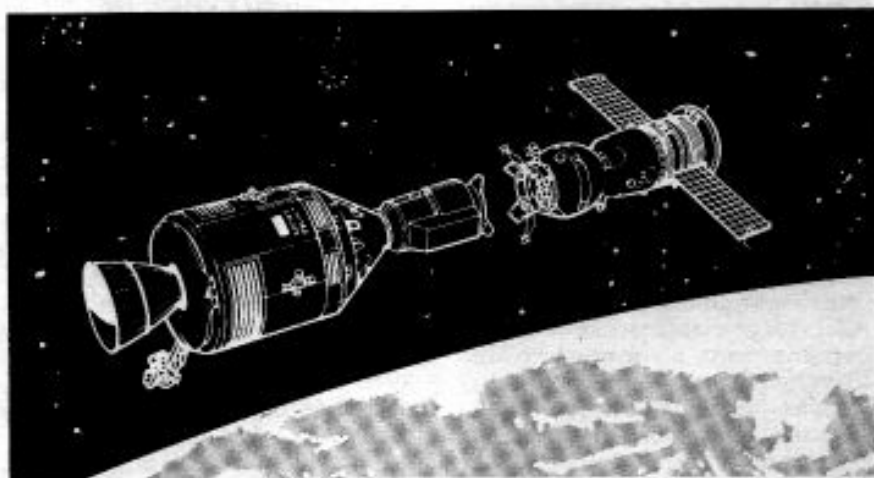
l'espace constituait une nécessité opérationnelle.

Le programme Apollo rendait nécessaire l'exécution de rendez-

Le 17 juillet 1975, un vaisseau spatial américain Apollo (le dernier du nom) et un vaisseau spatial soviétique Soyouz opèrent leur jonction dans l'espace...

Ce type de rendez-vous entre engins spatiaux de nationalité différente devrait se généraliser à la fin du siècle, lorsque coexisteront les structures orbitales américaine, soviétique et européenne.

L'Europe, pour sa part, travaille à la définition d'un avion spatial (Hermès) qui — outre sa fonction principale de desserte du laboratoire Columbus — sera en mesure de s'amarrer aussi bien à la station américaine Freedom qu'à la station soviétique Mir. (Doc. NASA)



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 autres équipements dans les stations sur orbite terrestre basse.

Le vol d'Apollo-Soyouz, 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 20 vols nécessaires à l'assemblage de la station orbitale internationale « Freedom », et d'y amener ensuite régulièrement équipages, charges utiles et équipements de rechange. (...)

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.

Un peu de vocabulaire...

- **accostage** (n.m.) : opération d'approche dans l'espace, jusqu'au contact, entre engins spatiaux. (Anglais : *docking*)
- **amarrage** (n.m.) : opération d'assemblage dans l'espace entre engins spatiaux. (Anglais : *docking*) (Pour cette opération, l'emploi du mot *arrimage*, bien que très répandu chez les spécialistes, ainsi qu'en témoignent... les articles de ce numéro, est impropre.)
- **arrimage** (n.m.) : fixation d'une charge utile à l'intérieur ou à l'extérieur d'un véhicule spatial. (Anglais : *stowage*)
- **attelage** (n.m.) : amarrage d'engins spatiaux dont l'un est un véhicule destiné à propulser les autres. Désigne aussi le dispositif servant à cette opération.

(Là encore, le terme *arrimage* est à proscrire pour désigner cette opération.)

- **rendez-vous spatial** (loc.m.) : rencontre sur orbite organisée entre deux ou plusieurs engins spatiaux. (Anglais : *rendezvous*).

Cette rencontre peut se limiter à un rapprochement sans contact physique, c'est-à-dire sans amarrage.

(Sources : dictionnaire des néologismes officiels, n° 1468, 5^e édition, 1988, Journal officiel de la République française, arrêté du 12 janvier 1973 relatif à l'enrichissement du vocabulaire des techniques spatiales ; dictionnaire de spatologie, tome I, 1985, CNES/CILF)

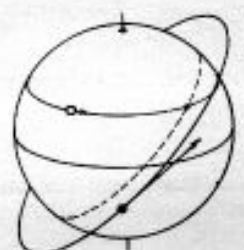
[Note de la rédaction d'Espace Information]

Le problème du rendez-vous orbital

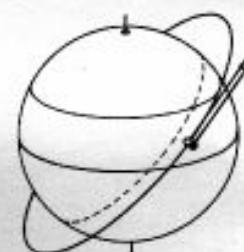
Le problème du rendez-vous orbital peut être présenté de la manière suivante (fig. 1). Il s'agit de passer d'un état initial à un état final en regard des positions et vecteurs vitesse du chasseur et de la cible.

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 km d'altitude), avec lequel la navette va effectuer le rendez-vous. Les vitesses initiales sont d'environ 400 m/s 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 manœuvre orbitale.



ETAT INITIAL



ETAT FINAL

Fig. 1
Le problème du rendez-vous orbital

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.

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.

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^e siècle). Elles sont résumées sur la fig. 2. Elles s'appliquent au problème à deux corps.

LOIS DE KEPLER (2 CORPS)

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

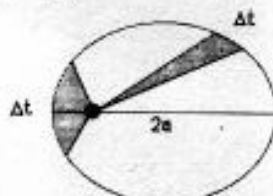


Fig. 2
Lois du mouvement orbital

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 correspondant sont parcourus en des temps égaux, ce qui signifie, dans notre cas, que la vitesse orbitale est plus élevée au périégée 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 1 h 30 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.

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



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

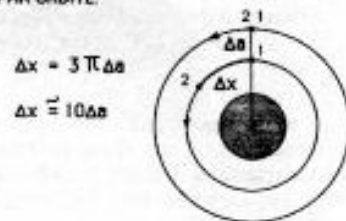


Fig. 3
Conséquences des lois de Kepler

Par exemple, si la navette se trouve initialement à 10 m au-dessous d'un satellite et sur la même verticale (positions 1 sur la fig. 3), après une révolution (1 h 30), elle en sera éloignée vers l'avant d'une centaine de mètres (positions 2 sur la fig. 3). Si la navette est initialement 10 m au-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.

(Suite en page 6)

Premiers rapprochements

Union soviétique

★ **12/15 août 1962** : pour la première fois dans l'histoire de l'astronautique, deux vaisseaux spatiaux habités (*Vostok-3*, piloté par A. Nikolaïev et *Vostok-4*, piloté par P. Popovitch), lancés à un jour d'intervalle, se trouvent en même temps dans l'espace.

Progressivement les deux engins vont se rapprocher, réussissant même à passer à seulement 5 ou 6 km l'un de l'autre (pratiquement à la même altitude) : c'est le **premier vol conjoint**.

(Peut-on, pour autant, parler de « rendez-vous spatial » ? Certainement pas...)

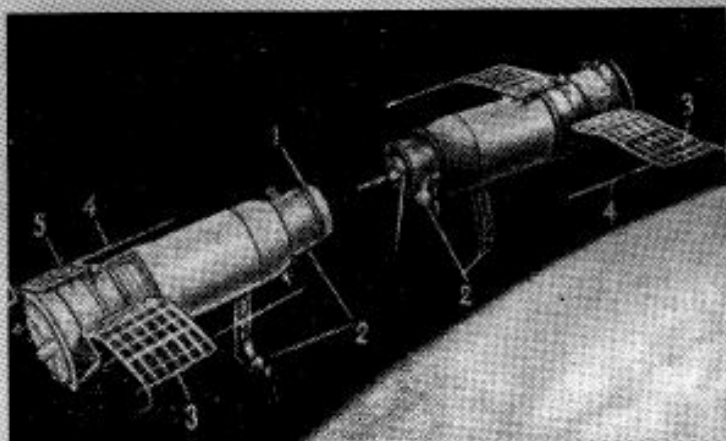
★ **30 octobre 1967** : premier rendez-vous spatial et premier amarrage automatiques de deux vaisseaux inhabités, *Cosmos-186* et *Cosmos-188*.

★ **16 janvier 1969** : premier amarrage de deux vaisseaux habités, *Soyouz-5* (A. Elisseïev, B. Volynov et E. Khrounov) et *Soyouz-4* (passager unique : V. Chatalov) et premier transfert de cosmonautes (Elisseïev et Khrounov) d'un vaisseau dans l'autre. Les deux engins restent assemblés 4h34 mn avant de se séparer et de revenir sur terre.

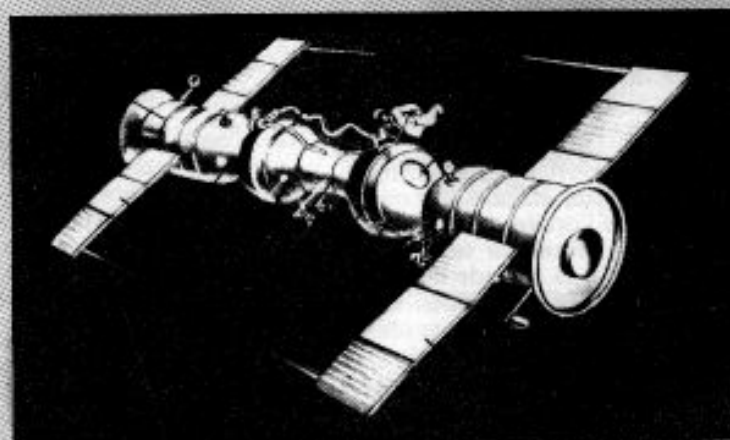
★ **7 juin 1971** : pour la première fois, un vaisseau spatial habité (*Soyouz-11*) s'accroche à une station orbitale (*Saliout-1*). L'occupation de ce premier laboratoire spatial se prolonge trois semaines et les trois passagers de *Soyouz-11* (G. Dobrovolsky, V. Volkov et V. Patsaïev) reviennent sur terre le 30 juin : ils trouvent la mort au cours de leur rentrée dans l'atmosphère, à la suite d'une dépressurisation accidentelle de leur vaisseau.

Etats-Unis

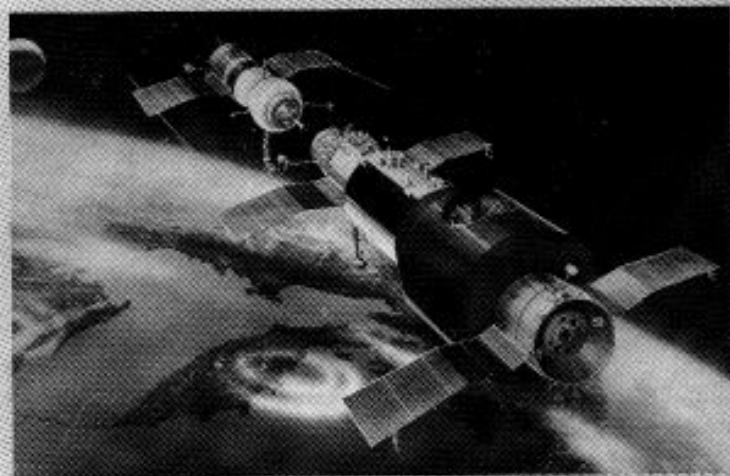
★ **15 décembre 1965** : le vaisseau spatial *Gemini-6A* (piloté par W. Schirra et T. Stafford) rejoint le vaisseau *Gemini-7* (qui transporte F. Borman et J. Lovell), lancé onze jours auparavant. Pen-



Le premier amarrage spatial automatique (*Cosmos-186* et *Cosmos-188*) en 1967. (Doc. Novosti)



Le premier amarrage de deux vaisseaux habités, *Soyouz-4* et *Soyouz-5*, en 1969. (Doc. URSS)



Le vaisseau *Soyouz-11* s'accroche à la station *Saliout-1*, en 1971. (Doc. Novosti)

dans l'espace...

dant 5 heures et demie (soit près de quatre révolutions autour de la Terre), les deux engins voleront de conserve, se rapprochant parfois à une trentaine de centimètres l'un de l'autre, sans toutefois chercher à atteindre le contact physique : c'est le **premier rendez-vous spatial** de l'histoire...

★ **16 mars 1966** : 5h4 mn après avoir décollé de Cap Canaveral, le vaisseau spatial *Gemini-8* (pilote par N. Armstrong et D. Scott) se rapproche d'une cible inhabitée (l'étage supérieur *Agena* d'une fusée *Atlas*) et opère la jonction : c'est le **premier amarrage spatial** de l'histoire...

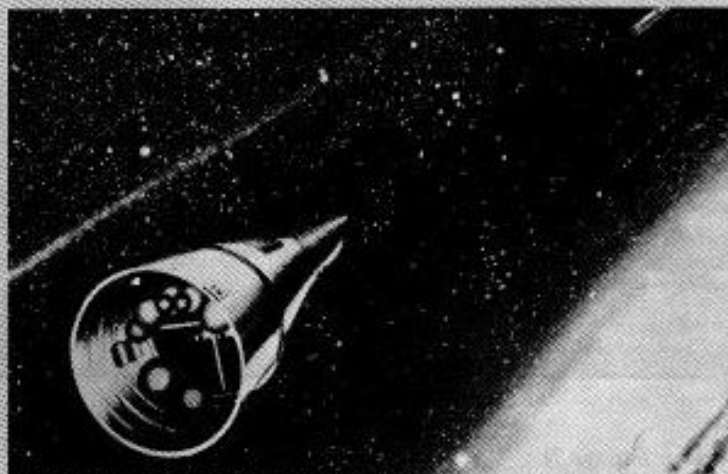
Mais, 27 minutes plus tard, les deux engins se mettent à tourner rapidement à la suite d'un court-circuit dans le système de contrôle d'attitude. La procédure d'urgence est mise en œuvre : séparation des deux engins et retour sur terre de *Gemini-8*.

★ **18/26 mai 1969** : avec la mission *Apollo-10*, les Etats-Unis entendent procéder, en orbite lunaire, à une ultime répétition du premier débarquement d'astronautes (mais sans contact avec le sol) sur notre satellite naturel (tel qu'il se déroulera, deux mois plus tard, avec *Apollo-11*). Parvenu au voisinage de la Lune, le vaisseau *Apollo* libère un module d'exploration lunaire (le LM) dans lequel ont pris place T. Stafford et E. Cernan. Après être descendu jusqu'à... 15 km seulement de la surface lunaire, cet engin va rejoindre le vaisseau-mère (occupé par J. Young) : c'est le **premier amarrage spatial réalisé en orbite lunaire**... Trois jours plus tard, l'équipage rentre sain et sauf sur terre.

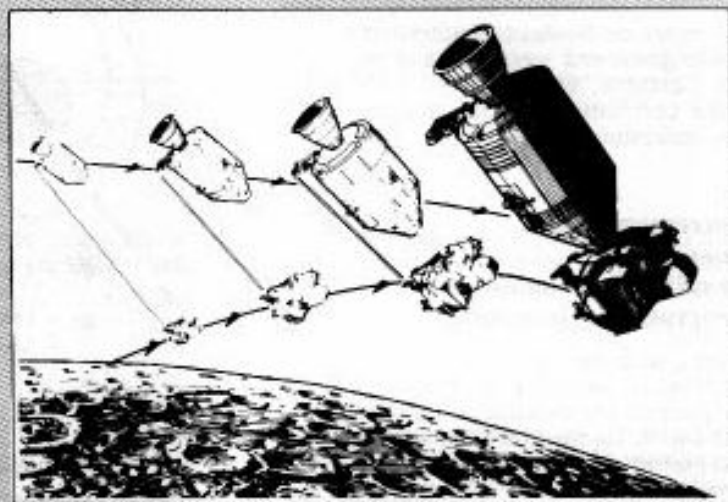
Coopération soviéto-américaine

★ **17 juillet 1975** : lancés deux jours plus tôt, un vaisseau spatial soviétique (*Soyouz-19*, qui emporte A. Leonov et V. Kubasov) et un vaisseau spatial américain (*Apollo-18*, qui emporte T. Stafford, V. Brand et D. Slayton) se rejoignent

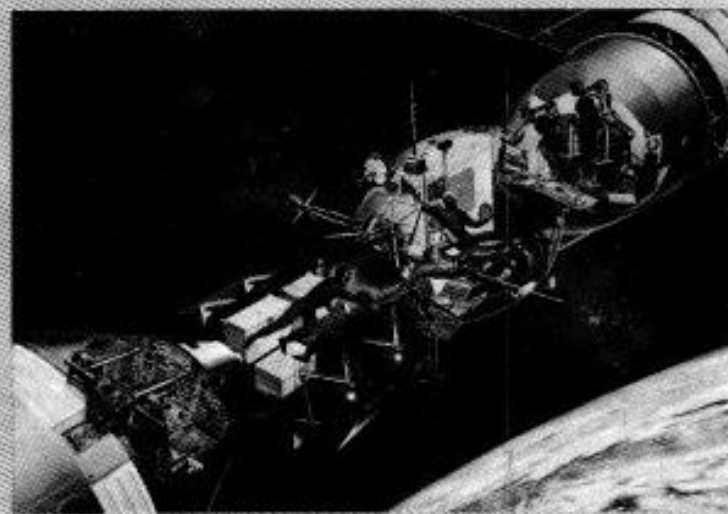
(Suite en page 6)



La capsule Gemini s'approche de sa cible Agena. (Doc. NASA)



Au voisinage de la Lune, le module lunaire rejoint le vaisseau Apollo. (Doc. NASA)



L'opération Apollo-Soyouz, en 1975. (Doc. NASA)

(Suite de la page 5)

en orbite. C'est la première fois que les deux Grands de l'espace entreprennent, ensemble, une mission habitée et réussissent un rendez-vous spatial commun.

Les deux équipages échangent une poignée de mains considérée

comme historique, puis passent d'un vaisseau dans l'autre.

Deux jours plus tard, après un premier désamarrage, les deux vaisseaux s'unissent de nouveau avant de se séparer définitivement. Les Soviétiques rejoignent le sol le 21 juillet, les Américains le 24 juillet.

Désignée par le sigle ASTP (Apollo-Soyouz Test Project), cette mission spatiale commune avait

pour but de tester la compatibilité des systèmes de rendez-vous et d'amarrage en vue de nouvelles missions internationales ou d'éventuelles opérations de sauvetage dans l'espace. Elle n'eut aucune suite...

Jean-Pierre Penot,
CNES, Toulouse.

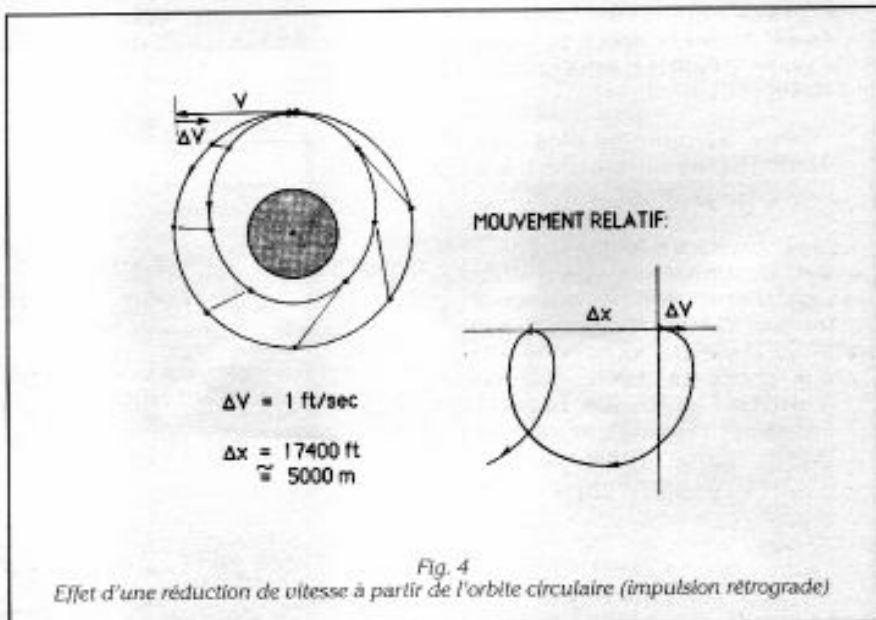
(Suite de la page 3)

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.

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 ΔV rétrograde (dans la direction opposée au vecteur V) est impartie à la navette, avec ΔV 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 périégée 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 périégée. Cette diminution de hauteur s'accompagne d'une aug-



mentation de vitesse (2^e loi de Kepler), à tel point que la navette va dépasser le satellite par-dessous, passer au périégée de son orbite environ 45 mn 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 autre manœuvre 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.

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 au-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 1 ft/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 manœuvres 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 !

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.

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

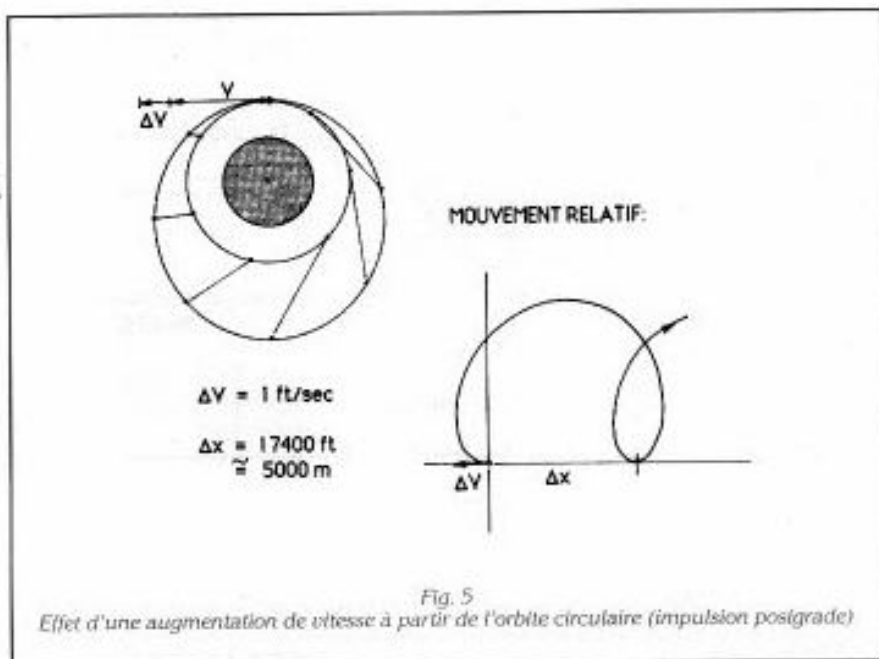


Fig. 5
Effet d'une augmentation de vitesse à partir de l'orbite circulaire (impulsion posigrade)

ses moyens (manuels ou automatiques) de contrôle d'attitude et de trajectoire.

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).

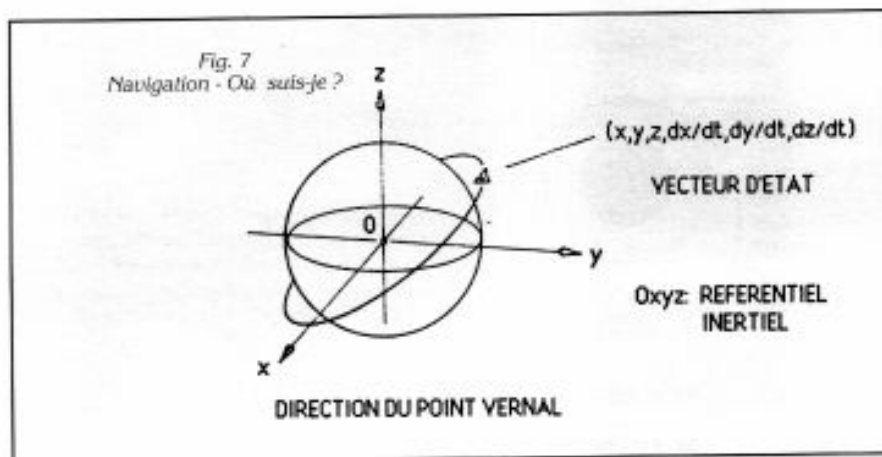
Les ordinateurs à bord de la navette calculent en permanence le « vecteur d'état » de celle-ci, c'est-à-dire le vecteur à six dimensions (x, y, z, dx/dt, dy/dt, dz/dt), sur la base de conditions initiales et de la résolution numérique des équations du mouvement orbital, en tenant compte du potentiel 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.

Guidage

Le problème du guidage est le problème de la manœuvre à effec-

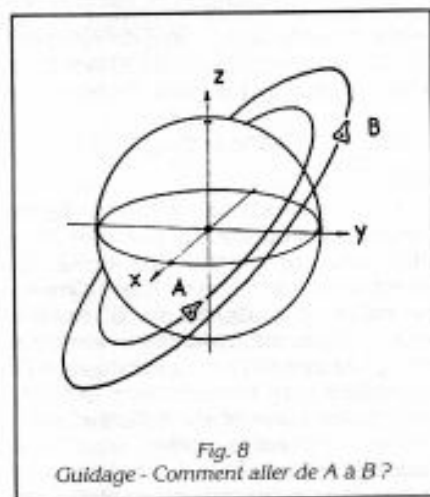


Fig. 6
Transfert de Hohmann
entre deux orbites circulaires



tuer 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 au 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 relatif de la cible par rapport à la navette avant d'engager les ordinateurs de bord sur le problème du guidage.

Pilotage

Le pilotage est la mise en œuvre 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.

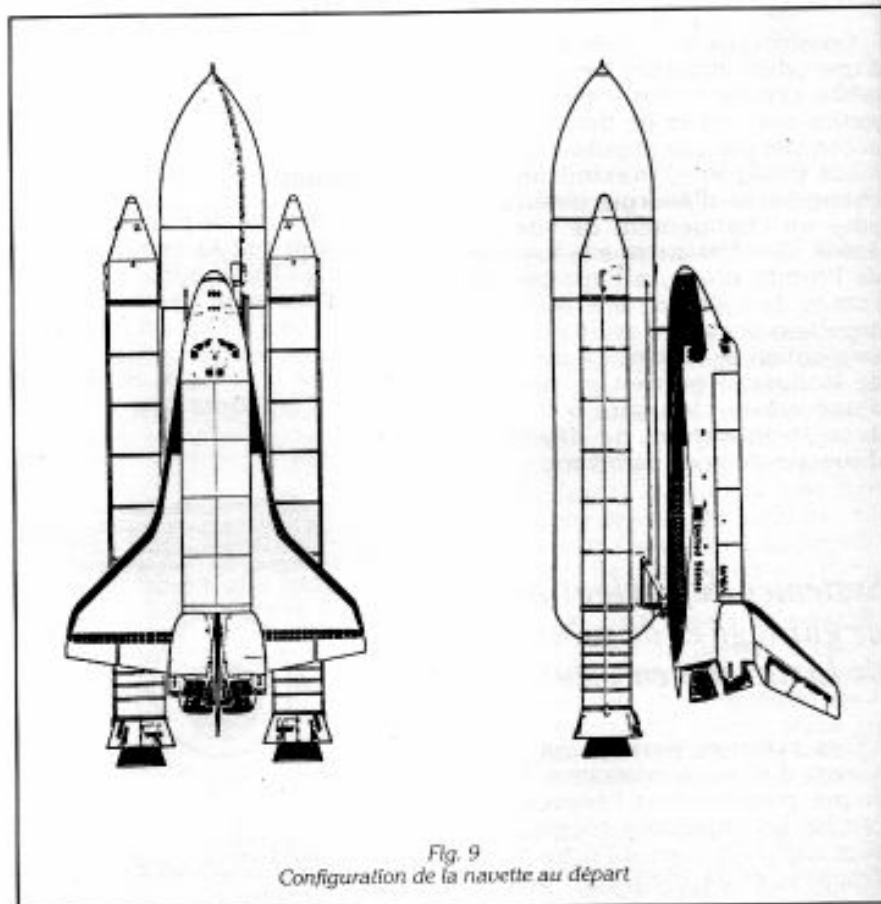
Montée de la navette en orbite

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 spatial ou orbiteur, le cœur 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 principaux 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 mn 30 s 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 s après MECO. Après le largage, le réservoir suit un arc orbital et tombe dans l'océan Indien 45 mn 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 manœuvres en orbite OMS (Orbital Maneuvering System).

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).

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 naviga-

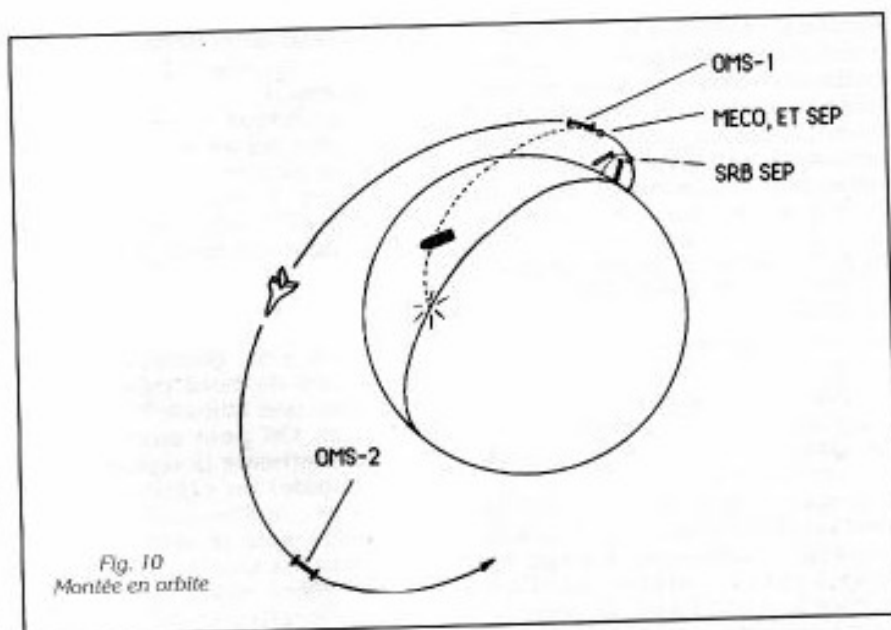


Fig. 10
Montée en orbite

tion, 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 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 manœuvres 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 limite pour divers paramètres, etc.

Les rotations et translations de la navette sont assurées par trois types de propulseurs : les propulseurs OMS (Orbital Maneuvering System), situés à l'arrière du véhicule et déjà cités dans le paragraphe sur la montée en orbite. Ils servent aux manœuvres 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

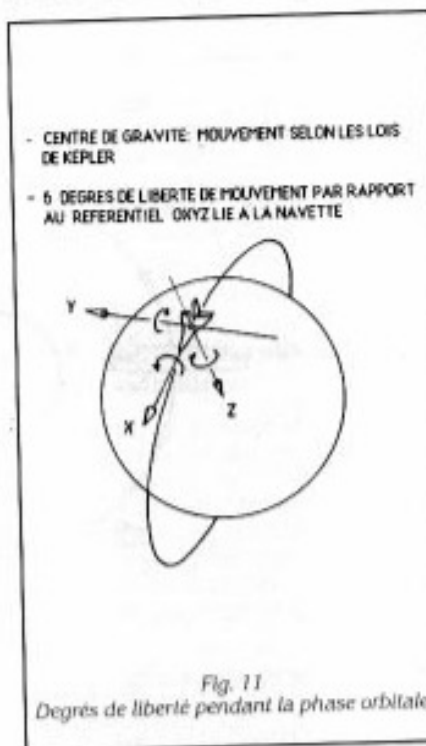


Fig. 11
Degrés de liberté pendant la phase orbitale

translations de faible amplitude. Enfin, les propulseurs « vernier RCS », au nombre de six et de très faible poussée (110 newtons 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 un 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 œuvre pour l'alignement des plates-formes des centrales inertiellles (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 inertiellles redondantes sont utilisées comme référence d'attitude, et pour mesurer les changements de vitesse vectorielle lorsque les propulseurs OMS ou RCS sont actifs. Les plates-formes gyrostabilisées sur lesquelles se trouvent les accéléromètres sont alignées de façon précise avant le départ. Une fois par jour environ, elles sont réalignées en comparant les données fournies par les capteurs stellaires avec une « carte du ciel » contenue dans la mémoire des ordinateurs de bord.

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.

L'autopilote 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, d'une page de « display » d'un terminal ordinateur de bord, 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.

Rendez-vous

Stratégie générale

La fig. 16 illustre la stratégie générale pour l'accomplissement d'un rendez-vous avec la navette. Il s'agit tout d'abord de partir à temps, pour effectuer la montée dans le plan de l'orbite de la cible. On s'installe sur une orbite circulaire de parage, plus basse que celle de la cible et derrière celle-ci. L'angle de phase, entre les rayons vecteur centre de la Terre-navette et centre de la Terre-cible, va diminuer avec le temps (3^e loi de Kepler). On demande alors aux ordinateurs de bord de nous fournir des solutions de guidage pour passer, par étapes, de notre position (A) à l'emplacement de la cible (B). On s'approche alors

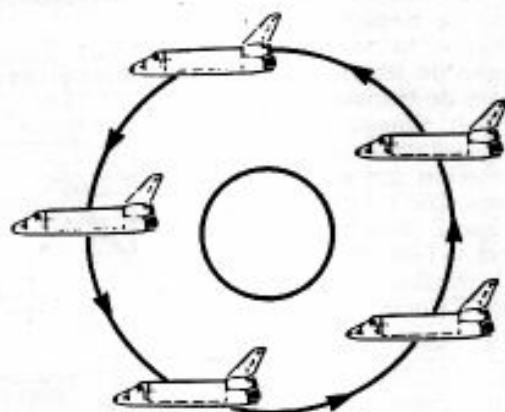


Fig. 14
Maintien d'une attitude inertielle, ou pointage d'un point de la sphère céleste (étoile, Soleil)

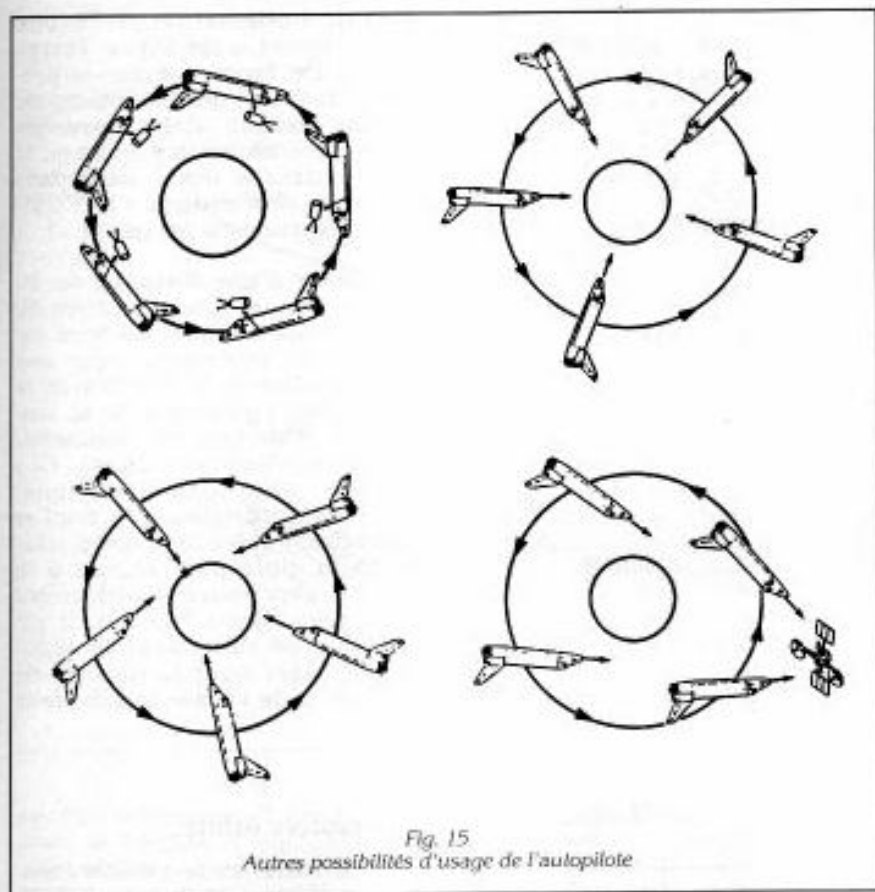


Fig. 15
Autres possibilités d'usage de l'autopilote



Fig. 16
Stratégie du rendez-vous

de la cible par étapes successives, en utilisant les détecteurs de position relative de la cible de manière appropriée (capteurs stellaires, radar), de façon à améliorer la précision de la navigation à mesure que l'on s'approche du but.

Profil du rendez-vous, vue du satellite...

A partir de l'orbite de parage, l'étape initiale du rendez-vous consiste à accomplir la première partie d'un transfert de Hohmann vers l'orbite de la cible, c'est-à-dire de se placer sur une orbite elliptique de transfert tangente à l'orbite de parage et à l'orbite de la cible.

Dans un référentiel lié à la cible et tournant autour de la Terre avec elle (référentiel terrestre

local centré sur la cible, voir fig. 4 et 5), l'orbite de parage peut être représentée par une ligne horizontale au-dessous de l'horizontale passant par la cible, et parcourue de droite à gauche par la navette, pour un mouvement orbital du satellite vers la gauche (fig. 17).

L'injection sur l'orbite de transfert s'effectue par une impulsion purement posigrade (impulsion 1).

La trajectoire relative de la navette par rapport à la cible prend alors la forme d'une série de boucles tangentes à l'orbite de parage et à l'orbite de la cible. La forme de ces boucles est dictée par la 2^e loi de Kepler : la vitesse orbitale de la cible étant constante (orbite circulaire), on voit que la navette, au périégée de son orbite, a une vitesse plus grande que la cible, et à l'apogée plus petite.

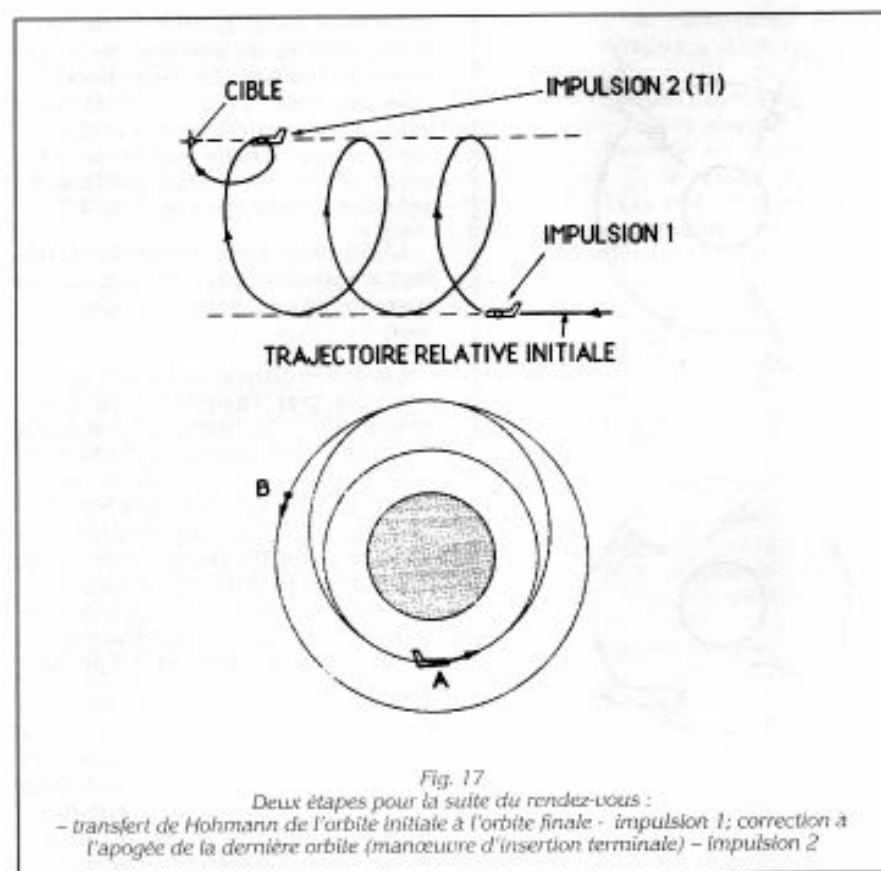
Sur la fig. 17, la distance horizontale entre les sommets des boucles successives est une mesure du rapprochement horizontal navette-cible pour chaque orbite de la navette. Cette distance est d'environ 30 km par orbite, et chaque boucle est parcourue en approximativement 1 h 30. Le temps exact d'exécution de l'impulsion 1 et la géométrie de l'orbite de transfert sont calculés de manière à ce qu'un des points d'apogée de l'orbite de la navette soit à environ 15 km derrière la cible.

En ce point, une nouvelle impulsion posigrade (appelée impulsion terminale et désignée par impulsion 2 sur la figure) est fournie pour placer la navette sur une nouvelle orbite de transfert qui va aboutir, une orbite ou environ 1 h 30 plus tard, à l'emplacement de la cible.

Il faut noter que, de façon à arriver au voisinage de la cible le matin du jour orbital, pour pouvoir accomplir l'approche finale de la cible avant la nuit, l'impulsion 1 est effectuée vers le milieu de la nuit orbitale. (...)

Utilisation de détecteurs de position de la cible durant le rendez-vous

On a déjà indiqué plus haut que la navette est équipée de pareils



détecteurs et que ceux-ci sont utilisés pour améliorer la précision de la navigation relative navette/cible. Chronologiquement, le premier détecteur à être utilisé est le capteur stellaire dont le champ de vision est orienté suivant l'axe -Z de la navette, c'est-à-dire suivant l'axe perpendiculaire au plan des ailes, et vers le haut, ou en direction du plafond du cockpit. Les données de position de la cible obtenues par le capteur sont transmises en permanence aux ordinateurs de bord.

Pendant presque toute la manœuvre du rendez-vous, sauf pendant l'exécution de manœuvres ou impulsions, l'attitude de la navette est prise en charge par l'autopilote digital qui est configuré de façon à ce que la cible se trouve toujours suivant l'axe -Z de la navette.

Cette attitude présente de nombreux avantages : premièrement, elle permet de suivre la cible au moyen du capteur stellaire -Z ;

ensuite, -Z est aussi l'axe du collimateur optique, utilisé essentiellement durant la phase manuelle en fin de rendez-vous. Enfin, la position de la cible sur l'axe -Z ou dans son voisinage est idéale en fin de rendez-vous car elle offre une bonne visibilité de la cible par les grands hublots situés au plafond du cockpit dans sa partie arrière.

De plus, cette position relative au-dessus de la soute de la navette est idéale pour toutes les opérations de récupération ou de maintenance sur le satellite. Vu de quelques dizaines ou quelques centaines de kilomètres (dépendant de sa dimension), la cible est visible dans le ciel comme une étoile brillante. Ceci est dû au fait que, comme la Lune, elle nous renvoie une partie du rayonnement solaire incident sur la surface. Par conséquent, elle n'est visible de la navette que pendant le jour orbital, durant une moyenne de 50 mn par orbite (dépen-

dant de l'orientation de l'orbite par rapport à la ligne Terre-Soleil). De façon à éviter la présence du Soleil dans le champ du capteur stellaire -Z, les pointages de la cible ne se font qu'avec le Soleil « dans le dos », donc dans la partie « descendante » de l'orbite, en direction du périégée. (...)

A partir d'une distance de 30 km environ, et jusqu'au point du rendez-vous, le radar de bord est utilisé non seulement pour une détermination de la direction de la cible, mais également de sa distance R et du taux de rapprochement navette/cible dR/dt . Ces données sont également transmises aux ordinateurs de bord et la précision du vecteur d'état relatif de la cible par rapport à la navette s'en trouve sensiblement améliorée. Dans le futur, il est question de remplacer le radar par un laser pour la mesure de position et de vitesse radiale de la cible.

La dernière orbite

La dernière orbite relative commence environ 15 km derrière la cible, à la même hauteur que celle-ci. C'est le point d'insertion terminale ou TI (*Terminal Insertion*). Une impulsion posigrade est nécessaire pour placer la navette sur une orbite qui va nous amener au voisinage de la cible 1h 30 plus tard (fig. 19). L'amplitude et la direction de cette impulsion (impulsion 2), en tant que solution de guidage fournie par les ordinateurs de bord, peut être acceptée avec confiance car ces données sont basées sur un vecteur d'état relatif très précis à la suite de l'accumulation de données de position de la cible obtenues par les capteurs stellaires et le radar.

Peu après l'impulsion 2 au point TI, on est plongé à nouveau dans la nuit orbitale. Le radar continue cependant à nous fournir des données de position de la cible. Des manœuvres de correction de faible amplitude, désignées MC1 à MC4 (*Midcourse Correction 1-4*) sont accomplies manuellement, sur la base de solutions de guidage, pour aboutir à un point situé environ 100 m devant la cible. Le lever du Soleil a lieu alors que la

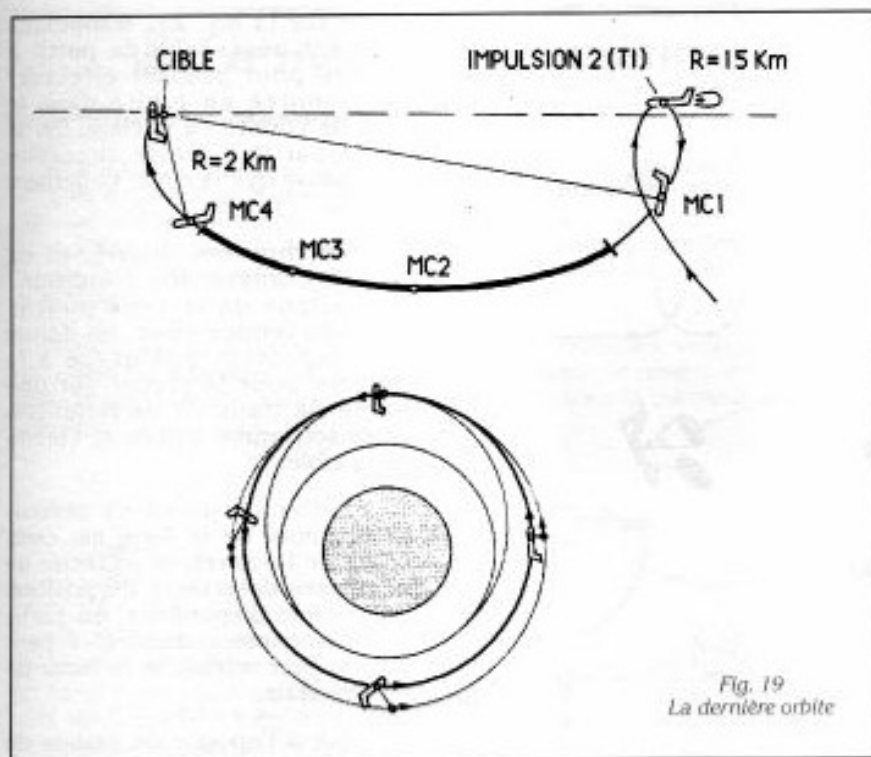


Fig. 19
La dernière orbite

navette est environ 2 km au-dessous de la cible. L'équipage, qui voit la cible par les fenêtres supérieures du cockpit, sélectionne un mode de maintien d'attitude inertielle pour la navette et commande manuellement les translations pour parvenir au point d'attente sur le vecteur vitesse de la cible.

L'approche finale

Au moment de l'arrivée sur son point d'attente, la navette est orientée le nez en haut, l'arrière du fuselage en direction du centre de la Terre et son propre vecteur vitesse perpendiculaire au plan des ailes (fig. 20).

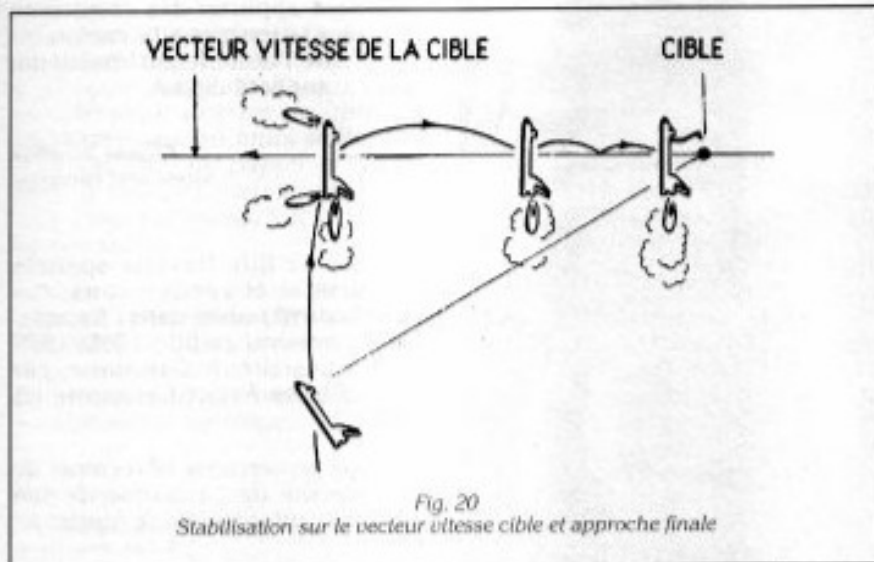


Fig. 20
Stabilisation sur le vecteur vitesse cible et approche finale

L'autopilote digital est configuré pour maintenir cette attitude par rapport au référentiel terrestre survolé. La position sur le vecteur vitesse de la cible est instable : tout écart par rapport à cette position va être à l'origine d'un écart croissant, si bien que la navette doit être « pilotée » sur le point d'attente. Elle ne peut pas être laissée à elle-même, mais des corrections en translation doivent périodiquement être effectuées.

Pour engager un mouvement de rapprochement vers la cible, une manœuvre de translation rétrograde est nécessaire. On a vu plus haut qu'une impulsion rétrograde, à partir d'une orbite circulaire, va rapidement nous faire perdre de la hauteur (fig. 4). Par conséquent, en même temps que le mouvement de rapprochement de la cible est initié, une composante de vitesse est également donnée vers le haut, si bien que la navette va effectuer un saut en direction de la cible et par-dessus son vecteur vitesse.

Les jets des propulseurs RCS activés au moment de l'initiation de la manœuvre de rapprochement sont visibles sur la fig. 20. Au moment où la trajectoire du saut rejoint le vecteur vitesse, ce qui est détecté par l'équipage au moyen d'une visée de la cible par le collimateur optique face à un des hublots supérieurs, une nouvelle impulsion est donnée vers le haut pour commencer un nouveau saut, et ainsi de suite jusqu'à proximité de la cible.

Une fois le rendez-vous accompli, les activités prévues dans le plan de vol pour les travaux de maintenance, de réparation ou d'installation du satellite dans la soute peuvent commencer. Ces travaux sont accomplis soit à l'aide du bras manipulateur, soit au moyen d'une sortie extra-véhiculaire de deux astronautes.

Résumé

Un résumé illustré des manœuvres nécessaires à l'accomplissement d'un rendez-vous est pré-

- PARTIR A L'HEURE SUR UNE ORBITE PLUS BASSE QUE LA CIBLE
- EFFECTUER UN TRANSFERT DE HOHMANN DERRIERE LA CIBLE
- UTILISER LES DETECTEURS POUR AMELIORER LA PRECISION DE LA NAVIGATION
- MANOEUVRE TERMINALE UNE ORBITE AVANT LE RENDEZ-VOUS
- STABILISER LA NAVETTE SUR LE VECTEUR VITESSE CIBLE
- APPROCHE FINALE SUR LE VECTEUR VITESSE CIBLE

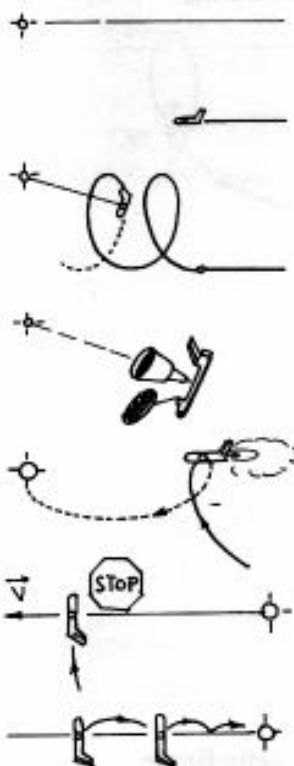


Fig. 21

Résumé des manœuvres nécessaires à l'accomplissement d'un rendez-vous

senté sur la fig. 21. Rappelons qu'il est nécessaire de partir à l'heure pour pouvoir effectuer une montée en orbite dans le plan de l'orbite de la cible. On se place sur une orbite circulaire plus basse que la cible, et derrière celle-ci.

A un moment donné, et en tenant compte des conditions d'éclairage de la cible pour la suite du rendez-vous, on donne une impulsion posigrade à la navette pour la placer sur une orbite de transfert de Hohmann entre son orbite initiale et l'orbite de la cible.

On effectue plusieurs révolutions autour de la Terre sur cette orbite de transfert, et on utilise au mieux les détecteurs de position de la cible disponibles, en particulier le capteur stellaire -Z pendant le jour orbital, et le radar de rendez-vous.

Arrivé à l'apogée de l'orbite de transfert à près de 15 km de la cible, au point de l'insertion terminale, on donne à la navette une nouvelle impulsion posigrade qui va l'amener, 1h 30 plus tard, à 100 m devant la cible.

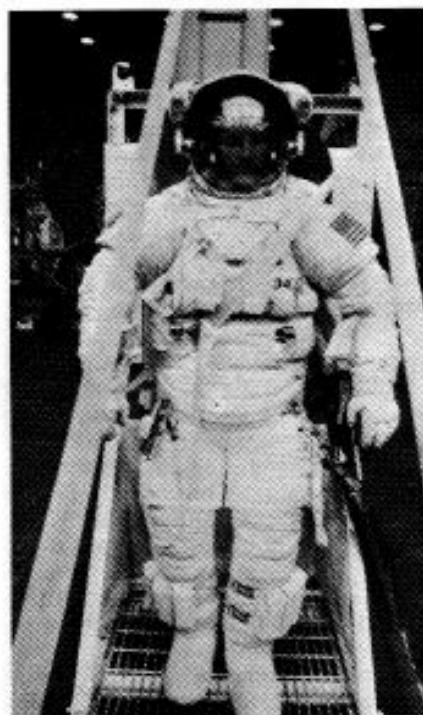
La navette est alors stabilisée sur le vecteur vitesse de la cible et une manœuvre de rapprochement de la cible est effectuée sous la forme d'une série de sauts de faible amplitude au-dessus du vecteur vitesse de la cible.

La position de la navette sur le vecteur vitesse de la cible est instable et l'équipage doit périodiquement apporter des corrections de translation pour la maintenir, alors que l'attitude est maintenue par l'autopilote digital.

Claude Nicollier,
astronaute européen.

C. Nicollier est né le 2 septembre 1944 à Vevey, en Suisse. Astronome de formation, il a exercé la profession de pilote de ligne et est d'ailleurs toujours pilote de réserve dans l'armée de l'air suisse.

Sélectionné en tant qu'astronaute européen par l'Agence spatiale européenne, en mai 1978, il est actuellement détaché à la NASA qui, à l'automne dernier, l'a désigné pour embarquer en qualité de spécialiste mission sur le vol STS-46 en 1991. (Doc. ESA)



(Sous le titre Navette spatiale, vol orbital et rendez-vous, cet article a été publié dans l'Espace, cours général public 1988/1989 de l'université de Lausanne, par les éditions Payot Lausanne en 1989.

Nous remercions le rectorat de l'université de Lausanne de son aimable autorisation de reproduction.)