

## NAVETTE SPATIALE - VOL ORBITAL ET RENDEZ-VOUS

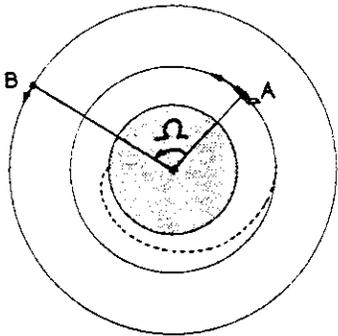
Nous donnons ci-dessous la suite et la fin de l'étude de Claude Nicollier, astronaute à l'Agence Spatiale Européenne. Nous renouvelons nos remerciements à Bernard Hauck, Vice-Recteur de l'Université de Lausanne et aux éditions Payot qui nous ont autorisés à reproduire cet excellent exposé.

### 5. Rendez-vous

#### 5.1. Stratégie générale

La figure 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

- PARTIR "DERRIERE" LA CIBLE, SUR UNE ORBITE PLUS BASSE



- L'ANGLE DE PHASE DIMINUE AVEC LE TEMPS ( $\Omega$ )

- DEMANDER AUX ORDINATEURS DE BORD DES SOLUTIONS DE GUIDAGE POUR ALLER DE A A B

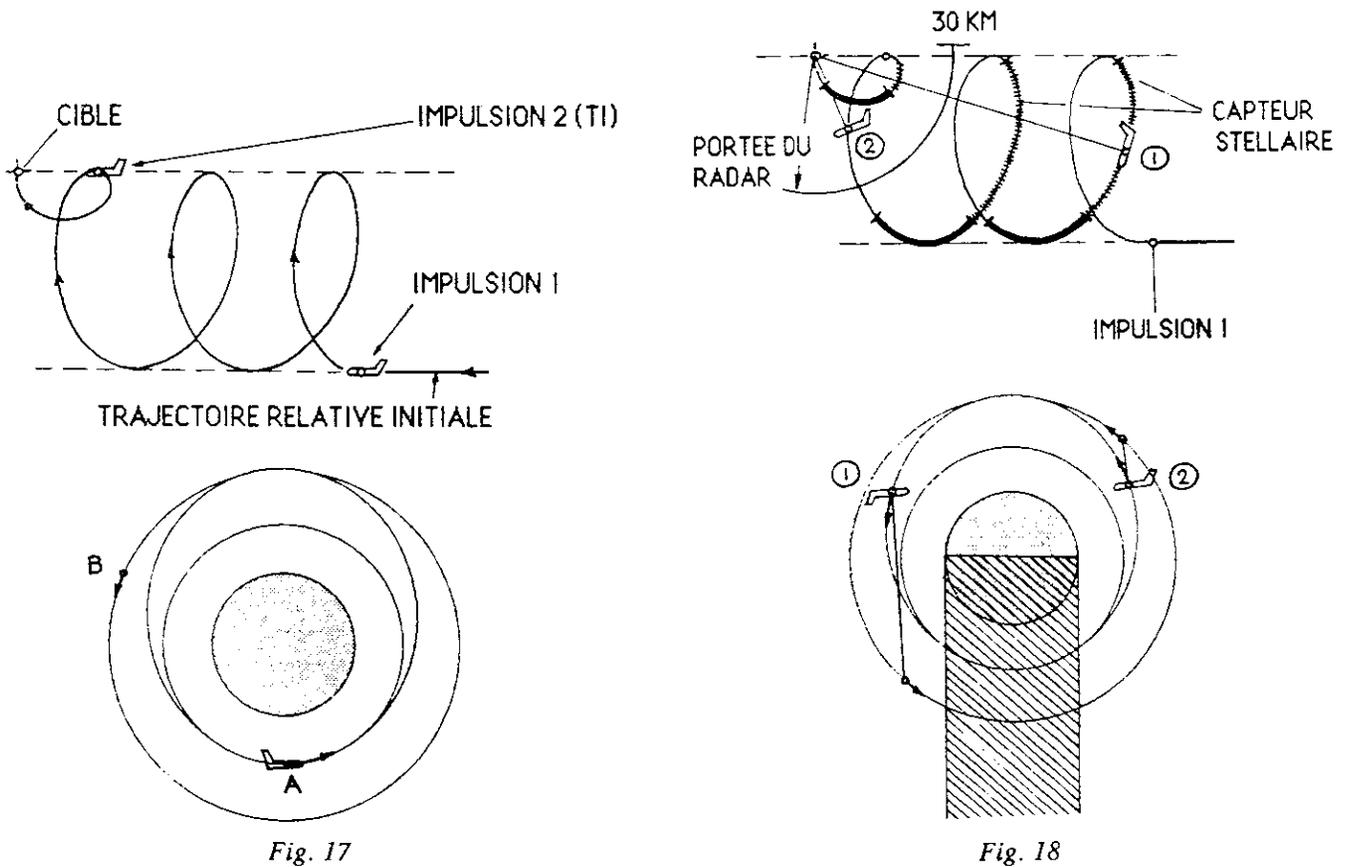
sur une orbite circulaire de parcage, plus basse que celle de la cible et derrière celle-ci. L'angle de phase, entre les rayons vecteur centre de la Terre-navette et centre de la Terre-cible, va diminuer avec le temps -troisième loi de Kepler). On demande alors aux ordinateurs de bord de nous fournir des solutions de guidage pour passer, par étapes, de notre position (A) à l'emplacement de la cible (B). On s'approche alors 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.

Fig. 16  
Stratégie du rendez-vous.

#### 5.2. Profil du rendez-vous, vu du satellite...

A partir de l'orbite de parcage, 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 parcage 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 parcage peut être représentée par une ligne horizontale en 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 parcage et à l'orbite de la cible. La forme de ces boucles est dictée par la deuxième 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 figure 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 insertion terminale et désignée par impulsion 2 sur la figure) est fournie pour placer la navette sur une nouvelle orbite de transfert qui va aboutir, 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. Le bas de la figure 18 permet d'en comprendre les raisons : elle illustre l'orbite de transfert résultant de l'impulsion 1. Le périégée de cette orbite (point de l'impulsion) étant de nuit, l'apogée est de jour, donc le point de rendez-vous se fera dans des conditions d'éclairage favorables.



### 5.3. 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 manoeuvre du rendez-vous, sauf pendant l'exécution de manoeuvres 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. Vue 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 sa surface. Par conséquent, elle n'est visible de la navette que pendant le jour orbital, durant une moyenne de 50 min par orbite (dépendant 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. Les secteurs "nuit" de l'orbite relative navette/cible sont marqués d'un trait renforcé sur le haut de la fig 18, les secteurs où le capteur stellaire -Z est utilisé sont indiqués d'un trait hachuré. A partir d'une distance de 30 km environ, et jusqu'au point de 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 ensiblement 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.

#### 5.4. La dernière orbite

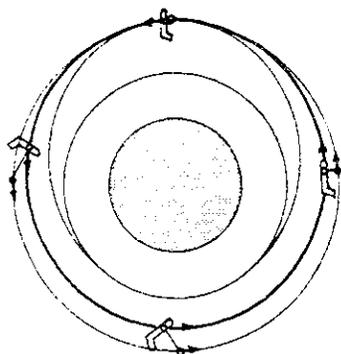
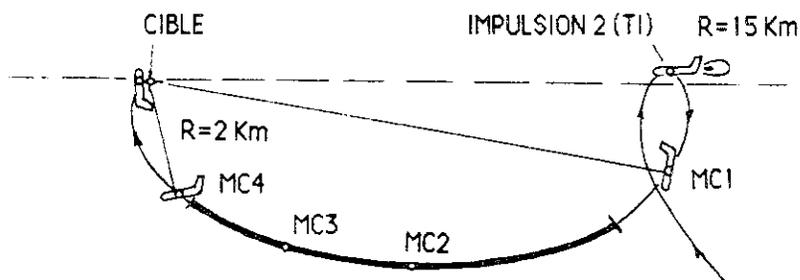


Fig. 19  
La dernière orbite.

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 (fig19). 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 manoeuvres 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 navette est environ 2 km en 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.

### 5.5. L'approche finale

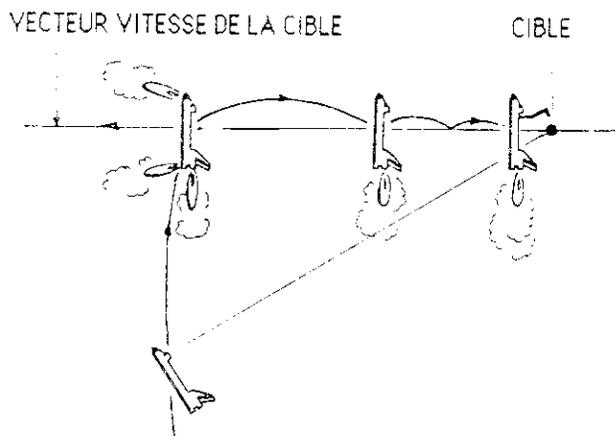


Fig. 20

*Stabilisation sur le vecteur vitesse cible et 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).

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 "pilotee" 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

manoeuvre 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 manoeuvre 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.

### 5.6 Résumé

Un résumé illustré des manoeuvres nécessaires à l'accomplissement d'un rendez-vous est présenté 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 100m devant la cible. La navette est alors stabilisée sur le vecteur vitesse de la cible, et une manoeuvre 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

Bibliographie :

Introduction to Level-A Flight Design, Mission Planning and Analysis Division, Johnson Space Center, May 1981.

Contingency Rendezvous, Mission Operations Directorate, Flight Design & Dynamics Division, Johnson Space Center, July 1987.

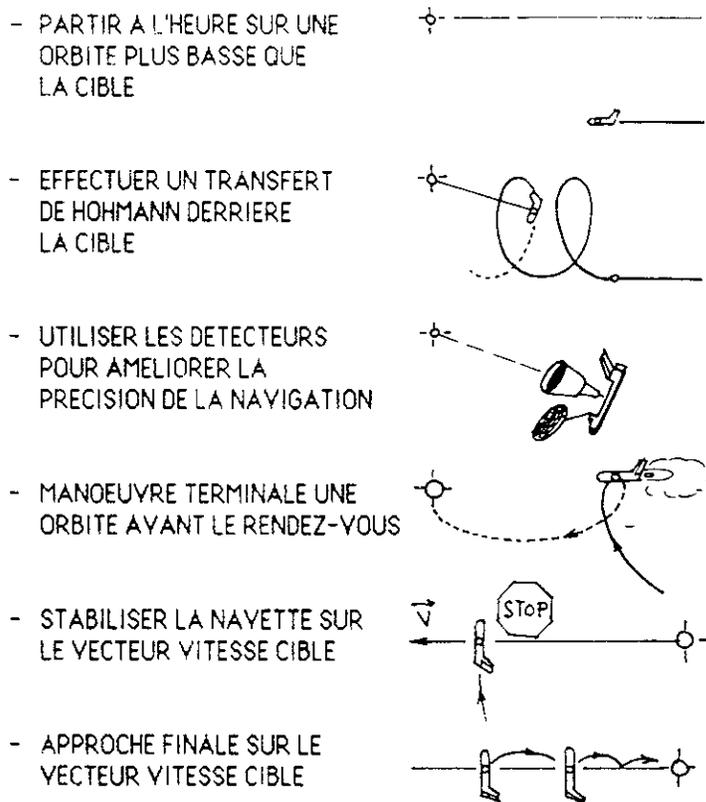


Fig. 21

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