

Considérations sur la Recherche* spatiale technique

Université de Liège
BST - Sciences Appliquées et Mathéma
PAR 1. Chemin des Chevreuils; Bât B52/
B. FRAELIS DE VEUBEKEB-4000
Professeur aux Universités de Liège et Louvain-la-NEGE

La Recherche Spatiale n'est pas une science nouvelle, mais une convergence de disciplines extrêmement diverses vers la réalisation d'un objectif central : l'acquisition de données nouvelles sur la nature du monde extérieur.

Le spectre complet du rayonnement électromagnétique n'est accessible qu'en déplaçant l'observatoire en dehors de l'écran constitué par l'atmosphère terrestre; la constitution de certains objets célestes ne peut être élucidée qu'en déplaçant le champ d'expérience à proximité de ces objets. Les satellites et les sondes spatiales deviennent ainsi pour la physique des outils de recherche aussi fondamentaux, et malheureusement aussi coûteux, que les accélérateurs de particules par exemple.

Dans la mesure où les activités techniques associées à cette recherche relèvent le niveau général de technicité d'un pays et constituent par là un facteur de promotion économique et sociale, la pratique de la Recherche Spatiale serait également justifiée sur un plan peut-être moins désintéressé, mais tout aussi vital que celui de la Science pure.

L'industrie aéronautique a joué, tant aux États-Unis qu'en Europe, ce rôle d'avant-garde dans le développement de nom-

(*) Conférence faite à la réunion de la Société Scientifique de Bruxelles, à Liège le 28 octobre 1964.

breuses technologies, transposables dans un domaine d'application beaucoup plus large que l'aviation. L'industrie spatiale est héritière de ces activités et en constitue même, en partie, une forme de reconversion.

Le fait même que l'industrie spatiale ait pris depuis 1957 aux États-Unis et en U.R.S.S. une importance considérable constituerait pour l'Europe un danger de régression si elle se tenait à l'écart de pareilles activités. On sait que depuis 1961 ont été constitués les organismes européens de développement de lanceurs lourds (ELDO) et de planification des expériences spatiales (ESRO).

Les participants à ces organismes n'ont pu être influencés par les considérations de prestige ou de capacité militaire, par lesquelles on se plaît à justifier les budgets énormes de la NASA. Ils ont conclu, à la suite d'une analyse approfondie, qu'un programme spatial raisonnable, dépouillé de ces aspects de prestige, restait un stimulant incomparable pour le relèvement technique de l'Europe, et que le fait de pouvoir se hisser à un niveau d'interlocuteur valable aurait pour conséquence d'accentuer un courant de collaboration bénéfique avec les États-Unis.

Cet espoir semble déjà se concrétiser avant même que les premières performances spatiales d'ELDO, prévues pour 1967, se réalisent.

La nature de quelques-unes des activités techniques impliquées par la réalisation d'une mission spatiale est évoquée ci-après.

Le domaine du guidage et du contrôle a été particulièrement développé en raison des responsabilités assumées par la Belgique dans le cadre d'ELDO.

1. PROPULSION

La propulsion chimique reste la solution retenue à court et moyen terme. Les combinaisons classiques d'ergols : oxygène liquide et kérosène d'une part, peroxyde d'azote et diméthylhydrazine dissymétrique d'autre part, ont été appliquées avec succès

dans les moteurs-fusées européens et seront utilisées dans le cadre du premier projet de l'ELDO. Une augmentation considérable des charges en orbite pourra être obtenue par le développement d'étages supérieurs fonctionnant avec la combinaison hydrogène liquide et oxygène liquide. Le principe d'un moteur-fusée de ce type est illustré à la figure 1. Quoique le débit massique en oxygène soit environ quatre fois supérieur à celui en hydrogène, ce dernier fluide est retenu comme réfrigérant de la tuyère du fait de sa

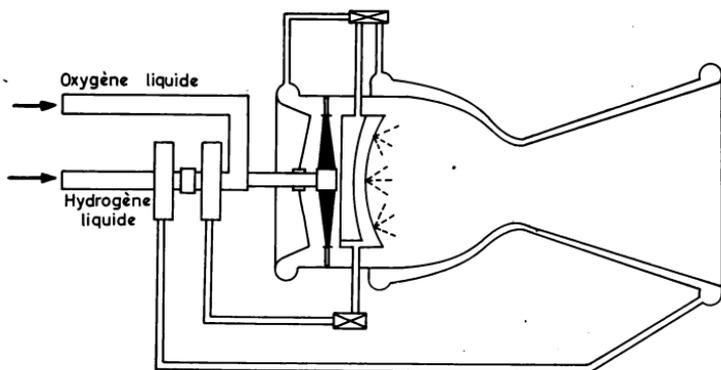


Fig. 1 — Schéma de principe d'un moteur à oxygène liquide et hydrogène liquide.

chaleur spécifique élevée (environ six fois celle de l'oxygène liquide). La gazéification de l'hydrogène liquide autorise en principe son utilisation dans un cycle thermodynamique producteur de travail, avant son injection dans la chambre. La puissance de la turbine récupérant ce travail permet d'entraîner les pompes d'alimentation des deux fluides. Ceci représente une simplification par rapport au système de turbopompes du moteur à oxygène liquide et kérosène, qui requiert un générateur de gaz pour l'entraînement des turbines.

Si T_0 dénote la température de combustion, M la masse molaire moyenne des produits de combustion, k leur rapport de chaleurs spécifiques et R_u la constante universelle des gaz, la vitesse limite V_L de ces gaz détendus jusqu'à pression et température nulles serait

$$V_L = \left[\frac{2k}{k-1} R_u \frac{T_0}{M} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

En pratique la détente est limitée par le rapport de la section de sortie A_s de la tuyère à la section du col A_c .

La vitesse effective c d'éjection des gaz, qui tient compte de l'écart possible entre la pression de sortie p_s et la pression ambiante p_a , n'est qu'une fraction de V_L .

$$\frac{c}{V_L} = f \left(\frac{A_s}{A_c}, \frac{p_a}{p_0} \right). \quad (2)$$

Elle ne dépend que du rapport (A_s/A_c) et du rapport de la pression ambiante à la pression p_0 dans la chambre de combustion.

La vitesse effective d'éjection est la caractéristique principale de l'efficacité du système propulsif, car la poussée P du moteur lui est liée directement par

$$P = mc \quad (3)$$

où m est le débit massique en ergols.

L'habitude prévaut en technique de calculer le débit en poids; si g_0 dénote la valeur conventionnelle de l'accélération moyenne de la pesanteur à la surface de la terre, la formule (3) se met sous la forme

$$P = mg_0 I_s$$

et définit l'impulsion spécifique I_s , généralement mesurée en secondes,

$$I_s = \frac{c}{g_0} \quad (4)$$

La figure 2 montre le gain d'impulsion spécifique que l'on peut attendre du mélange oxygène-hydrogène liquides par rapport au mélange oxygène liquide-kérosène et l'effet du rapport de mélange. L'optimum correspond au maximum du rapport T_0/M et ne coïncide généralement pas avec le rapport stoechiométrique.

La même figure illustre un désavantage de la nouvelle combinaison, sa faible densité qui implique des réservoirs plus volumineux et donc plus lourds.

L'optimisation d'un étage de lanceur doit prendre ce facteur

en considération et peut conduire à l'utilisation d'un mélange particulièrement riche dans le constituant le plus dense, en l'occurrence l'oxygène liquide.

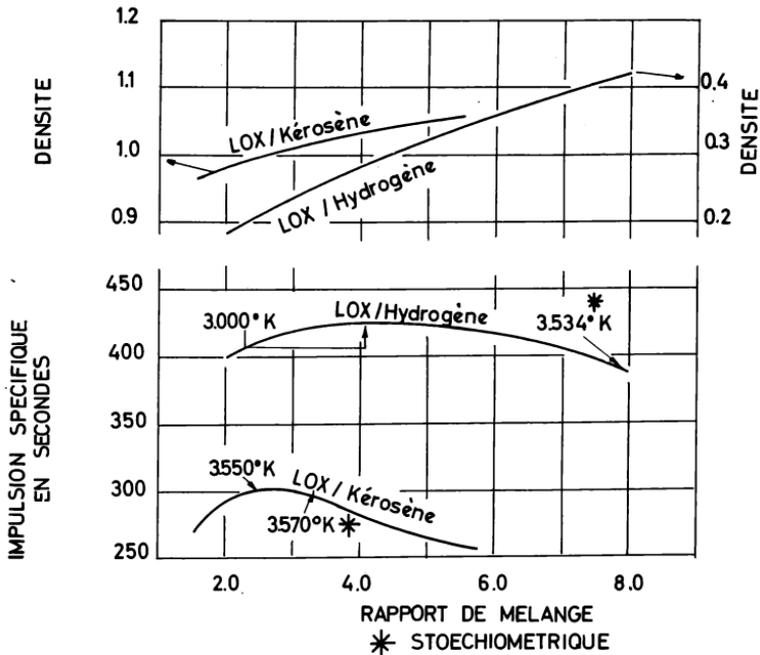


Fig. 2 — Densités et impulsions spécifiques des combinaisons LOX/Kérosène et LOX/Hydrogène en fonction des rapports de mélange ($A_s/A_c = 20$ et $p_a = 0$).

La figure 3 montre l'importance du rapport de détente de la tuyère sur l'impulsion spécifique dans le vide. Il est évident que si la section de sortie est limitée par le diamètre de la fusée, il y a intérêt de chercher à réduire la section du col de la tuyère, tout en conservant le débit massique.

Ce dernier étant directement proportionnel à la section du col et à la pression dans la chambre, la seule voie ouverte consiste à augmenter cette dernière. On cherche donc à faire monter la pression au-dessus des 20 à 30 atmosphères actuellement courantes. Des essais ont été faits à 60 atmosphères, le but final qu'on peut se proposer étant environ 200 atmosphères. Les problèmes techno-

logiques à vaincre sont la résistance mécanique de la chambre à cette pression et aux températures en jeu, la stabilité de la combustion, le développement de pompes cryogéniques à très haute pression.

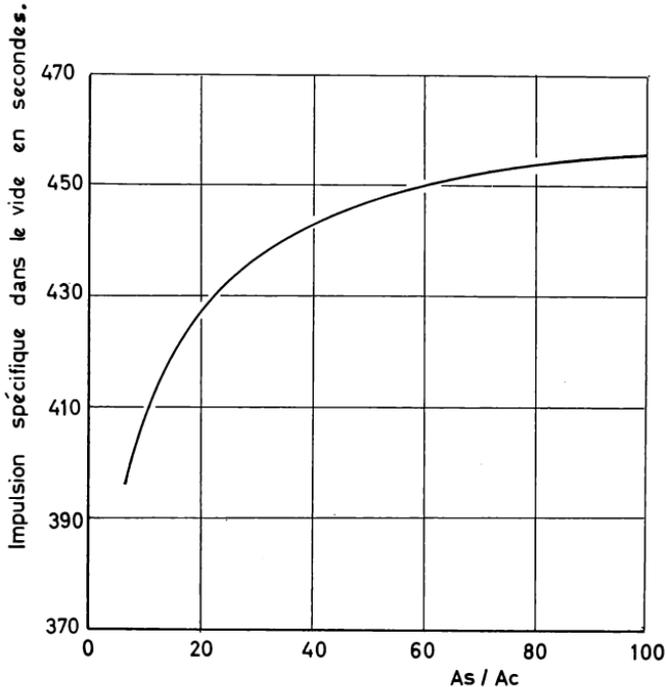


Fig. 3 — Impulsion spécifique du mélange Lox/Hydrogène en fonction du rapport de détente.

Il semble qu'avec ce programme la limite des possibilités offertes par la propulsion chimique soit près d'être atteinte. En effet si le fluor est un élément susceptible de remplacer l'oxygène et d'accroître la vitesse limite grâce à une diminution appréciable de la masse molaire des produits éjectés, sa toxicité et les difficultés de manipulation qui en résultent laissent peu d'espoir pour son utilisation pratique.

2. PERFORMANCES ET TRAJECTOIRES OPTIMALES

Dans le vide, en l'absence de champ de gravitation et pour une

poussée orientée suivant le vecteur vitesse, l'équation du mouvement

$$M \frac{dV}{dt} = mc \quad (5)$$

et l'équation du débit massique

$$m = - \frac{dM}{dt} \quad (6)$$

ont une combinaison intégrable

$$dV = -c \frac{dM}{M} \quad (7)$$

ou

$$V_2 - V_1 = c \ln \frac{M_1}{M_2} \quad (8)$$

bien connue des précurseurs de la propulsion par fusée et en particulier de Tziolkovski. Elle démontre encore une fois l'importance de la vitesse effective d'éjection : pour une fraction déterminée de la masse initiale de la fusée dévolue à la propulsion, le gain de vitesse est directement proportionnel à la vitesse effective d'éjection. Comme ce résultat est indépendant de l'importance du débit massique, il serait en principe intéressant de le réaliser à l'aide du plus petit moteur compatible avec la durée de la période propulsive. En effet, on se réserverait ainsi un maximum de charge utile dans la fraction restante de la masse de la fusée.

En pratique cependant, la difficulté principale des missions spatiales consiste à devoir composer avec le champ de gravitation de la terre, du soleil et des autres planètes. Ceci demande que l'équation du mouvement (5) soit complétée par l'effet sur le module de la vitesse d'une composante retardatrice g_s du champ de gravitation

$$M \frac{dV}{dt} = mc - Mg_s \quad (9)$$

et l'élimination du débit massique par (6) conduit à la nouvelle équation

$$dV = -c \frac{dM}{M} - g_s dt \quad (10)$$

qui fait apparaître un terme de « perte de gravitation élémentaire » sur la vitesse. Dans la majorité des problèmes réels et en particulier dans celui de la satellisation, le travail fourni contre le champ de gravitation représente une énergie récupérable.

Un point de vue plus correct consiste donc à évaluer le gain élémentaire d'énergie spécifique totale, cinétique et potentielle :

$$dE = VdV + g_s V dt = -cV \frac{dM}{M} \quad (11)$$

Cette formule très simple fournit un guide précieux pour le rendement de la propulsion par réaction pure dans un champ gravifique. Dans la mesure où les conditions géométriques du problème permettent une transformation d'énergie potentielle en énergie cinétique durant une phase balistique, il est préférable d'appliquer la propulsion aux endroits où la vitesse est la plus grande.

Le gain d'énergie spécifique totale pour une même fraction de masse consommée est proportionnel à cette vitesse. Comparant le gain d'énergie totale correspondant à une fraction de masse consommée avec et sans champ de gravitation on peut établir ⁽¹⁾ une formule élémentaire pour la « perte de gravitation énergétique » :

$$G_1^2 = c \int_{t_1}^{t_2} g_s \ln \frac{M}{M_2} dt . \quad (12)$$

Elle démontre que tout gain d'énergie potentielle ($g_s > 0$) est nécessairement accompagné d'une perte d'énergie totale. Celle-ci sera cependant d'autant plus faible que la durée de combustion sera réduite. D'où l'intérêt d'utiliser des débits massiques importants qui entre en conflit avec le désir précédent d'accroître la charge utile par l'emploi d'un micro-moteur.

Ce conflit pose, d'une façon encore confuse, la notion d'un compromis optimal quant au niveau de la poussée des moteurs. Dans ce compromis, un paramètre fondamental est le rapport K que la technologie permet d'atteindre entre la poussée d'un moteur

et son poids propre. Ce facteur qui valait 25 pour le moteur de l'engin balistique V-2, atteint et dépasse actuellement 100.

Le choix du critère d'optimalité est essentiel. Il devrait être essentiellement de nature économique et prendre en considération des facteurs tels que la nature des missions spatiales prévues pour un groupe de lanceurs, les coûts et délais combinés de leur mise en opération, compte tenu des équipements industriels, de la qualification du personnel et de la continuité de son emploi. Les États-Unis envisagent actuellement la programmation d'un critère d'optimalité d'une telle complexité par les méthodes modernes de la Recherche Opérationnelle utilisant des calculatrices électroniques de grande capacité.

Cependant, en première approximation, les coûts et délais de mise au point des moteurs constituent le facteur prédominant, et le critère d'optimalité le plus simple consiste à chercher pour une mission type la charge utile maximum, correspondant à l'utilisation de moteurs donnés. Ce critère (2) correspond à une répartition de poids entre charge utile, quantité de propergols, poids de structure et équipements auxiliaires et poids de moteurs très différente d'autres critères simples tels que maximum de charge utile pour un poids au décollage donné (1), ou minimum de consommation d'ergols pour une charge utile donnée (3). Ceci a été illustré dans le cas d'un seul étage en vol purement vertical, en supposant le facteur technologique du moteur $K = 100$ et le rapport du poids de structure et d'équipements auxiliaires au poids total de décollage égal à 0,05.

La figure 4 donne pour les trois critères le rapport f de la poussée des moteurs à la charge utile en fonction du gain de vitesse $\Delta V = V_2 - V_1$ demandé à l'étage, ou plus exactement du rapport $\omega = \Delta V/c$.

On voit que les critères (1) et (3) exigent des poussées installées beaucoup plus importantes que le critère (2).

La figure 5 donne les rapports de masse r , masse initiale à masse burnout (propergols épuisés) correspondants. La figure 6

les facteurs d'accélération brute (poussée/poids) β_1 au décollage et β_2 en fin de combustion. Les accélérations du critère (2) sont beaucoup plus faibles, ce qui est un facteur favorable à la légèreté

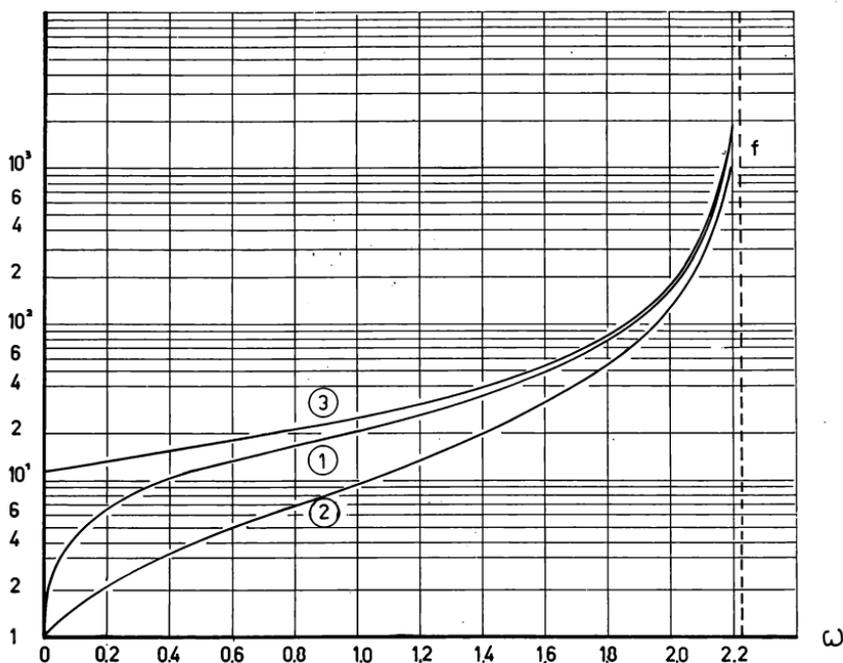


Fig. 4 — Rapport de la poussée des moteurs à la charge utile pour les trois critères de la figure 5.

de la structure et compense partiellement la nécessité de prévoir des réservoirs de propergols plus importants. Enfin la figure 7 illustre les énormes différences entre le critère (2) et les deux autres en ce qui concerne le temps de vol réduit $\tau = \Delta t g_0 / c$ et le gain d'altitude réduit $\Delta \eta = \Delta h g_0 / c^2$.

Cette différence joue également en faveur du critère (2) pour réduire l'échauffement cinétique dans la traversée des basses couches de l'atmosphère.

Si, pour fixer les idées, nous supposons une impulsion spécifique $c/g_0 = 275$ sec et une performance d'étage moyenne $\Delta V = 1,2 c$, le temps de combustion du critère (2) est de 170 s et

la vitesse terminale de 3,24 km/s est atteinte à l'altitude de 15,5 km où l'atmosphère est déjà sensiblement raréfiée. Selon le critère (3), la même vitesse serait atteinte, après 41 s seulement, à l'altitude de 5,2 km.

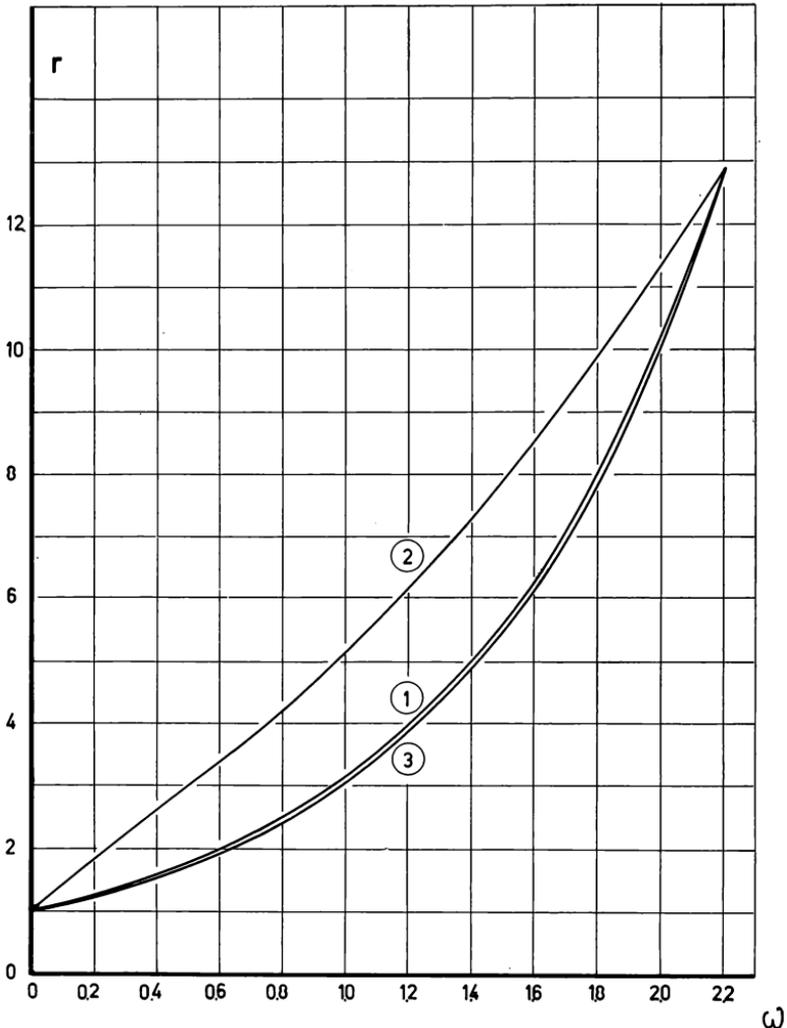


Fig. 5 — Rapports de masse initiale à masse burnout en fonction de la performance $\Delta V = c\omega$ demandée à l'étage pour les critères suivants :
 1) poids initial minimum par unité de charge utile;
 2) poussée initiale minimum;
 3) consommation minimum d'ergols.

L'optimisation des caractéristiques du lanceur et l'optimisation de la trajectoire sont en principe liées. Le problème est alors d'autant plus difficile à résoudre que la trajectoire résulte elle-même d'un

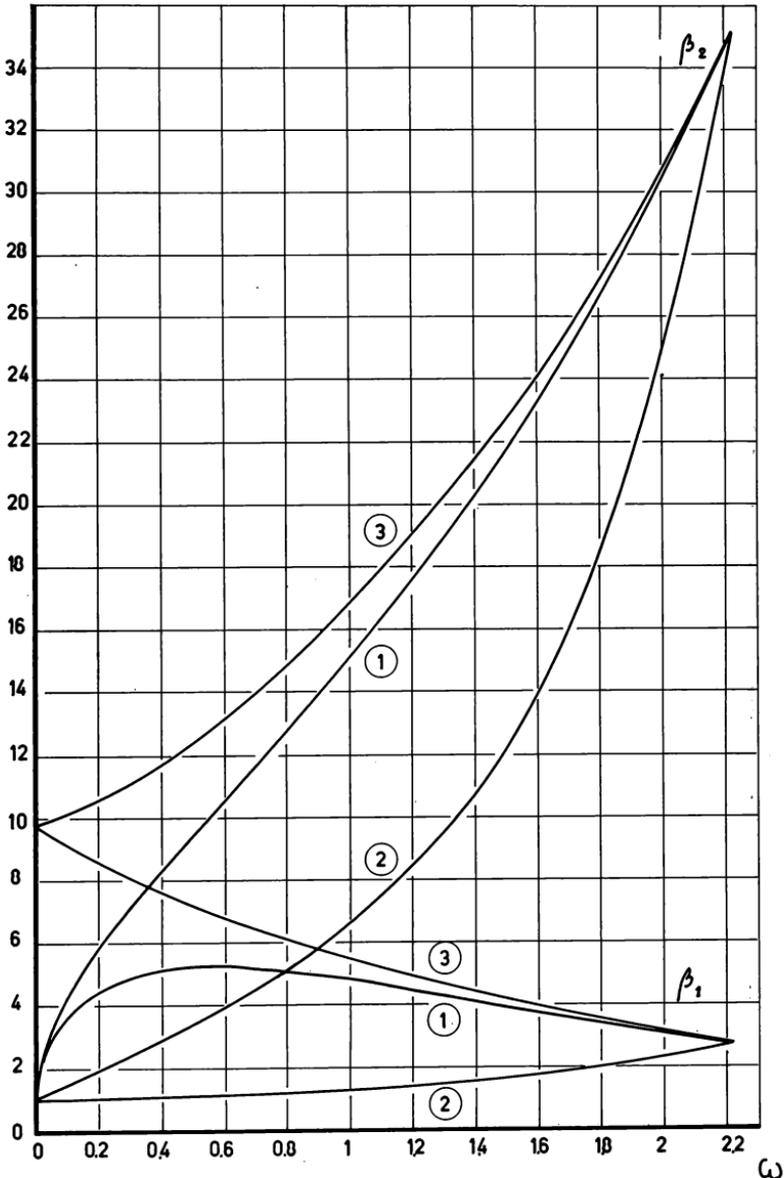


Fig. 6 — Accélération brute au décollage (β_1) et en fin de combustion (β_2) pour les trois critères de la figure 5.

processus d'intégration numérique des équations différentielles du mouvement.

Une analyse simplifiée préalable de la trajectoire optimale rend souvent de grands services pour trouver une approximation con-

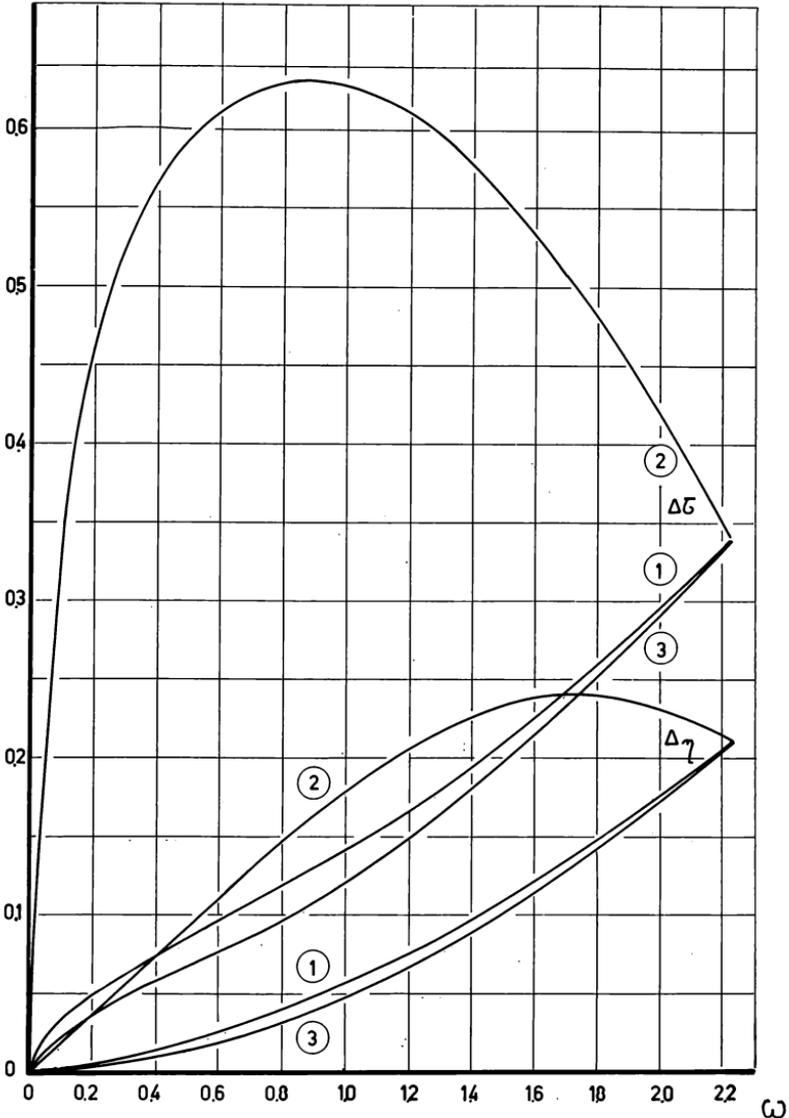


Fig. 7 — Temps de vol réduit $\tau = \Delta tg_0/c$ et gain réduit d'altitude $\Delta \eta = \Delta hg_0/c^2$ pour les trois critères de la figure 5.

venable aux conditions initiales de l'intégration numérique. Elle est généralement basée sur la substitution aux phases propulsives de la trajectoire d'impulsions concentrées. La synthèse optimale des trajectoires à impulsions possède une littérature abondante. Un cas typique important est celui de la satellisation. Il est impossible de satelliser une masse par une seule impulsion de lancement : ou la vitesse communiquée est trop faible et la trajectoire recoupe la surface de la Terre, la trajectoire est celle d'un engin balistique, ou elle est trop forte et la masse s'éloigne à l'infini sur une trajectoire hyperbolique. La satellisation par double impulsion est illustrée à la figure 8.

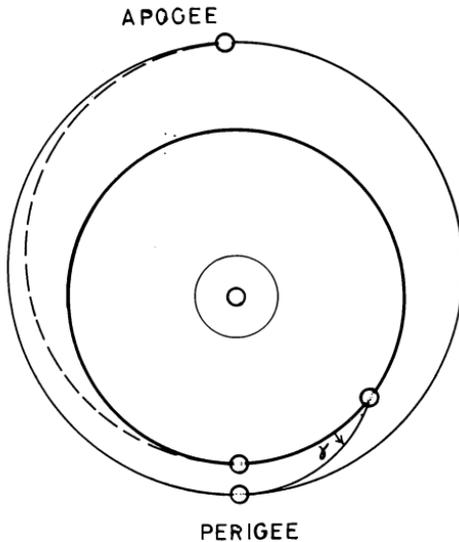


Fig. 8 — Satellisation par double impulsion. Cas idéal en traits interrompus.

La charge utile maximum est obtenue quand la phase balistique intermédiaire, une ellipse de Kepler dite « ellipse de transfert », est tangente à la surface de la Terre d'une part et à l'apogée de l'orbite désirée d'autre part. Pour plusieurs raisons cette solution ne peut être retenue.

Le départ tangentiel à la surface de la Terre implique à la fois une rampe de lancement et un séjour trop long dans les basses

couches de l'atmosphère; l'injection tangentielle à l'antipode du site de lancement présente des difficultés pour le maintien d'un guidage radio-électrique.

On se rapproche de la trajectoire réelle en admettant un angle d'inclinaison γ de la première impulsion au-dessus de l'horizon.

Pour des angles γ petits la pénalisation sur la charge utile reste faible, mais l'injection terminale la meilleure se maintient à l'apogée. Cependant, pour autant que l'orbite finale ne soit pas trop haute, il existe un angle γ acceptable à partir duquel la meilleure injection terminale se déplace au périgée.

Dans ces conditions, la trajectoire globale est appréciablement raccourcie et le guidage radio-électrique peut être assuré par une station pas trop éloignée du site de lancement. La perte de gravitation énergétique, due au fait que l'impulsion totale doit être scindée en deux pour satisfaire les contraintes géométriques du problème, est un cas particulier simple de la formule générale. Elle s'avère être égale au produit de la vitesse perdue durant la phase balistique par la vitesse gagnée dans la seconde impulsion.

Les résultats de l'analyse simplifiée sont assez bien vérifiés par l'optimisation exacte. Au départ l'engin est, pour des raisons évidentes d'équilibre, maintenu en vol vertical pendant une centaine de mètres.

Aussitôt qu'il s'est dégagé suffisamment des installations du site de lancement, l'orientation de son vecteur vitesse est programmée pour lui donner progressivement l'inclinaison finale γ . Cette phase est particulièrement délicate en raison des efforts aérodynamiques et de l'échauffement cinétique résultant de la traversée de l'atmosphère. Pour ne pas créer des efforts structuraux trop importants l'angle d'attaque aérodynamique doit être maintenu entre des limites très étroites ($\pm 3^\circ$) et l'engin doit s'adapter aux rafales de vent qui le sollicitent.

Pour cette raison il n'est pas question de le contraindre à suivre une trajectoire nominale, le pilotage durant cette phase se fait « en boucle ouverte ».

Dans le cas de la fusée Saturne V par exemple, une pression dynamique maximum de 3500 Newtons/m² est atteinte à l'altitude de 20 km et à la vitesse de 0,9 km/s, après 100 s de fonctionnement.

Pour les satellisations sur orbites hautes telles que les orbites de satellite 24 heures de télécommunication illustrées à la figure 9, on procède au transfert d'une orbite basse, dite orbite de parking,

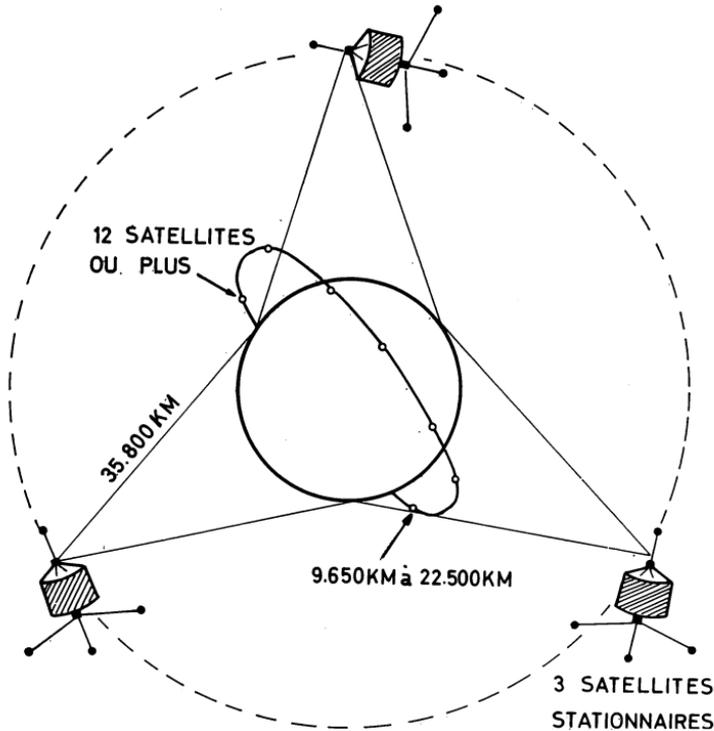


Fig. 9 — Orbites de principe de satellites de télécommunication.

à l'orbite haute. L'étude des transferts optimaux montre que la solution de Hohmann est généralement la meilleure, elle consiste à opérer le transfert par deux impulsions tangentielles séparées par une phase balistique semi-elliptique. Quoique la théorie générale des transferts optimaux à impulsions en nombre quelconque ne soit achevée que du point de vue des conditions nécessaires⁽²⁾, un seul cas certain est connu pour lequel un transfert à trois impulsions

s'avère supérieur à la solution de Hohmann. C'est le cas du transfert entre deux orbites circulaires dont le rapport des rayons est supérieur à 15,6 [une racine de $(1+x)^3 = 2(1+3x)^2$]. La première impulsion fournit un apogée supérieur au rayon de l'orbite finale, la seconde ramène le périégée au rayon de l'orbite finale, la troisième est un freinage qui ramène l'apogée au rayon terminal. La solution est d'autant meilleure que le premier apogée est plus éloigné. Ce cas ne présente cependant pas de signification pratique.

La technique mathématique pour la recherche des trajectoires optimales non-idéalisées est une prolongation des techniques du calcul classique des variations.

Les problèmes de trajectoire et les problèmes de contrôle en aéronautique (3) et en recherche spatiale ont été les stimulants les plus puissants pour l'élaboration des deux grandes méthodes modernes d'optimisation des processus gouvernés par des équations différentielles d'évolution : la méthode de Pontrjagin (4,5), apparentée à la méthode de Mayer avec critère de variation forte de Weierstrass, et la programmation dynamique de Bellman, apparentée à la méthode de Hamilton-Jacobi.

Dans la méthode de Pontrjagin les équations d'évolution du vecteur \bar{q} , phase du système, qui dépendent d'un vecteur de contrôle \bar{u}

$$\dot{\bar{q}} = \bar{f}(\bar{q}, t; \bar{u}) \quad (13)$$

sont associées à un système différentiel gouvernant un vecteur adjoint \bar{z}

$$\dot{\bar{z}} = - \text{grad}_q H \quad (14)$$

par un hamiltonien

$$H = \bar{z} \cdot \bar{f} \quad (15)$$

A chaque pas d'intégration les contrôles optimaux sont ceux qui donnent au hamiltonien sa valeur maximum

$$\bar{u} = \arg \sup H. \quad (16)$$

La principale difficulté d'application de cette méthode réside dans le fait que les conditions aux limites imposées et naturelles sur \bar{q} et \bar{z} apparaissent toujours en nombre égal aux deux extrémités de la trajectoire.

Ajuster toutes les données initiales à une extrémité pour satisfaire après intégration numérique pas à pas les conditions aux limites à l'autre extrémité, est un processus encore largement tributaire de l'intuition physique ou de l'empirisme.

La programmation dynamique, qui revient à résoudre numériquement l'équation aux dérivées partielles de Jacobi du problème variationnel, n'a pas cet inconvénient. En revanche, la capacité de mémoire qu'elle exige d'une calculatrice électronique dépasse rapidement ses possibilités, dès que les dimensions de l'espace dans lequel il faut travailler dépassent cinq ou six.

3. PRÉCISION D'INJECTION. CORRECTIONS DE MI-COURSE

On peut distinguer deux grandes catégories de missions spatiales. Celles qui fixent de façon précise à la fois la position du véhicule et sa vitesse en fin de mission et celles qui autorisent une certaine latitude sur ces valeurs.

Deux représentants typiques de la première catégorie sont l'opération d'alunissage et le rendez-vous spatial, où coordonnées et vitesse de l'engin doivent s'annuler simultanément par rapport à un repère fixé dans la cible.

De telles missions se terminent obligatoirement par une phase propulsée; elles supposent même une capacité de modulation de la poussée terminale. La mise en station d'un satellite 24 heures peut être considérée comme un rendez-vous avec une cible virtuelle.

Les missions de la seconde catégorie s'accomplissent en phase balistique, engins balistiques, impact lunaire, sondage planétaire, orbitation normale de satellites d'observation. La mission peut être remplie avec une variété de conditions d'injection terminales et une certaine tolérance sur celles-ci.

La figure 10 établit la relation entre les tolérances sur l'orientation du vecteur vitesse et les tolérances sur son module pour une variété de missions.

Dans le cas de l'engin balistique intermédiaire (IRBM) avec précision de $\pm 1,8$ km sur l'objectif, le tir à 45° autorise une tolérance d'angle sensiblement supérieure à celle du tir à 30° .

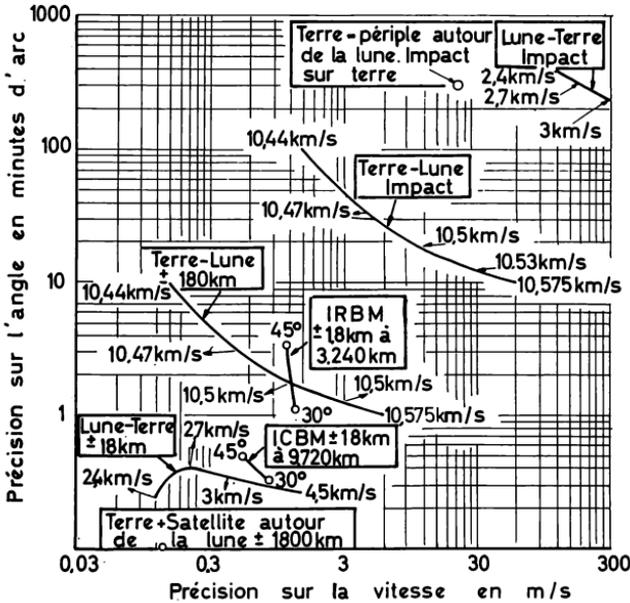


Fig. 10 — Tolérances sur l'orientation et sur le module de la vitesse d'injection pour quelques missions spatiales.

Pour faire impact sur la lune, la vitesse d'injection la plus économique (10,44 km/s) autorise une tolérance de 100 min d'arc et de 1,8 m/s sur la vitesse.

En poussant la vitesse d'injection à 10,575 km/s la tolérance d'orientation est réduite à 10 min d'arc mais celle sur la vitesse monte à 60 m/s. Pour la réalisation d'une trajectoire circumlunaire du genre de celle ayant permis à Lunik 3 de photographier la face cachée de notre satellite, les tolérances correspondantes descendent respectivement à 10 min et 0,15 m/s d'une part, 1 min et 6 m/s d'autre part.

Les précisions requises sur le module de la vitesse sont particulièrement difficiles à obtenir par simple arrêt de la propulsion des moteurs du dernier étage. Le niveau de poussée de ces moteurs est généralement tel que les erreurs atteignent ± 10 m/s. Dans les missions lunaires et surtout planétaires, des corrections de mi-course sont nécessaires. Après mesures radio-électriques très précises de la trajectoire à corriger, les modifications d'orientation et de module de la vitesse sont apportées à l'aide de micro-moteurs ou moteurs-verniers.

Un type particulièrement intéressant de vernier est celui qui est capable de fournir des bouffées propulsives soigneusement calibrées. La correction s'opère alors par commande de l'orientation du moteur et comptage électronique du nombre de bouffées requises. Cette méthode permet un codage facile des ordres envoyés à grande distance; avant l'ordre d'exécution, on s'assure que le message a été correctement mémorisé par l'engin en le lui faisant répéter.

Dans le cas de Mariner 2 par exemple, la vitesse a été ajustée à $\pm 0,2$ m/s à une distance de deux millions km de la Terre pour que la sonde passe à 39.000 km de la planète Vénus. Les moteurs verniers pour correction de mi-course peuvent également être utilisés pour le rendez-vous spatial et pour le maintien de poste des satellites de télécommunication.

4. NAVIGATION, GUIDAGE ET CONTRÔLE

Les corrections dites de mi-course ne constituent qu'un aspect des opérations de navigation et de guidage. Le problème général qui se pose en effet est, une fois la trajectoire nominale optimale de la mission déterminée, d'assurer qu'elle soit suivie d'aussi près que possible, malgré les perturbations auxquelles l'engin sera soumis. Les perturbations dues aux rafales de vent ont déjà été évoquées, elles peuvent produire des écarts d'autant plus importants que, comme on l'a vu, l'engin doit les épouser pour résister mécanique-

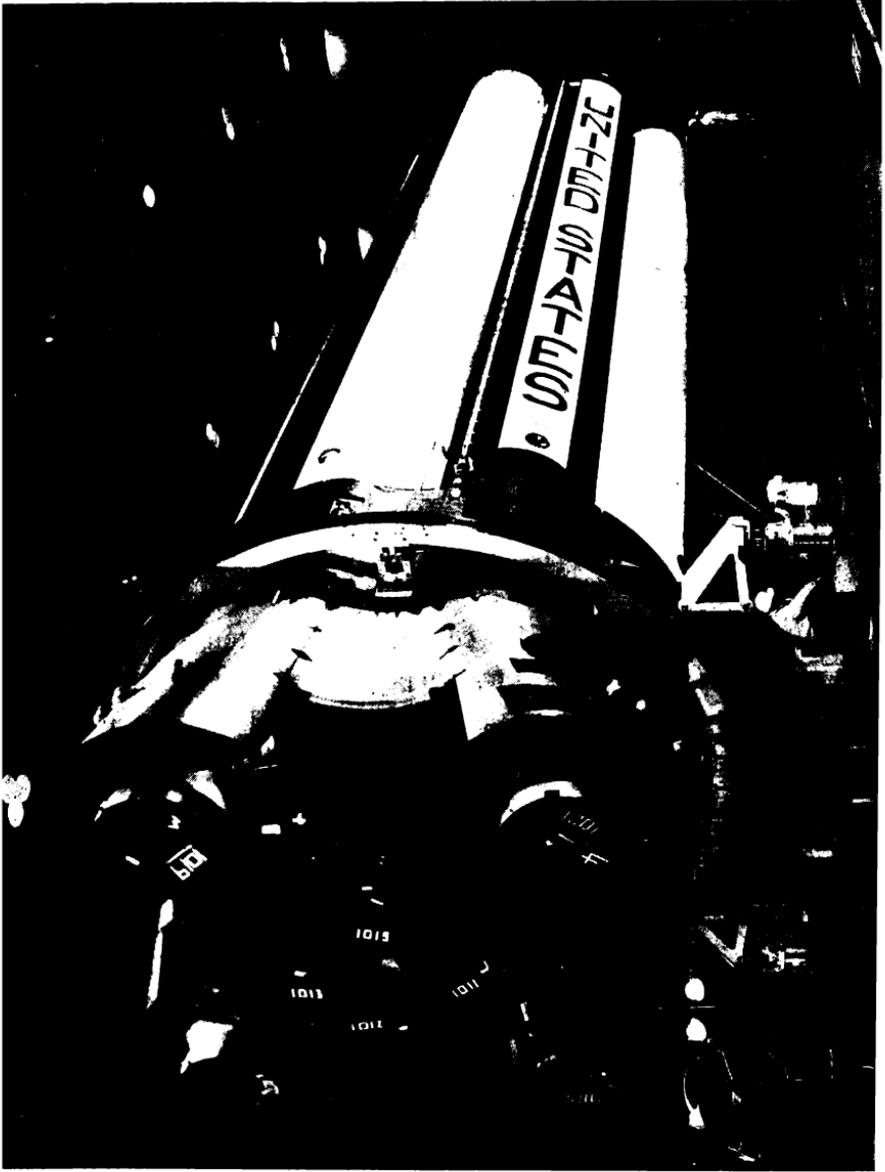
ment à leurs effets. Une répartition non typique de la densité et de la pression avec l'altitude, la dispersion des caractéristiques de l'engin autour de leur valeur nominale, l'arrêt éventuel d'un moteur dans un groupe sont autant d'autres causes de perturbation possibles. Pour les corriger, il faut pouvoir piloter l'engin autrement qu'à l'aide de la courbure naturelle de la trajectoire, induite par le champ de gravitation. Ceci se fait en montant les moteurs sur cardans et en réglant l'orientation de leur axe par rapport à l'axe de la fusée au moyen de vérins hydrauliques. La figure 11 montre le groupe des huit moteurs propulsant le premier étage de la fusée Saturne I.

Les quatre moteurs périphériques sont pivotés sur cardans et permettent le contrôle autour des trois axes : tangage, lacet et roulis.

En dehors de l'atmosphère, où l'angle entre vecteur vitesse du centre de gravité et axe de la fusée (angle d'attaque) est sans conséquences aérodynamiques, la trajectoire peut être courbée en appliquant la poussée de façon non tangentielle. La séquence des opérations, décrite dans un plan conventionnel de tangage, est la suivante. Braquage des moteurs ($\pm 7^\circ$) pour développer un moment de tangage, réponse de l'engin en tangage, quand l'orientation de l'axe de la fusée approche de la valeur demandée, braquage opposé des moteurs pour annuler la vitesse angulaire de tangage.

L'axe de la fusée faisant maintenant l'angle d'attaque désiré, la poussée axiale des moteurs provoque une réponse plus lente qui constitue l'effet désiré : une modification de l'orientation du vecteur vitesse.

Cette séquence d'opérations se retrouve dans les boucles de contrôle et guidage du diagramme de la figure 12. Un calculateur de guidage élabore à partir d'un algorithme de guidage, dont nous parlerons plus loin, des ordres portant sur l'assiette que doit prendre l'engin, c'est-à-dire sur l'orientation de l'axe de la fusée (et de la poussée) dans l'espace pour modifier la courbure naturelle de la trajectoire. Il a besoin pour cela de mémoriser le but final de la mission (par exemple la variété terminale des conditions d'injection)



et de recevoir les informations les plus précises possibles sur la position et la vitesse actuelles du centre de gravité dans le repère utilisé.

Les ordres sont envoyés à un premier calculateur de contrôle qui, les comparant à l'assiette actuelle de l'engin, élabore lui-même des ordres de modification de cette assiette par braquage des moteurs. Ces ordres sont reçus par un deuxième calculateur de contrôle qui, les comparant au braquage actuel des moteurs,

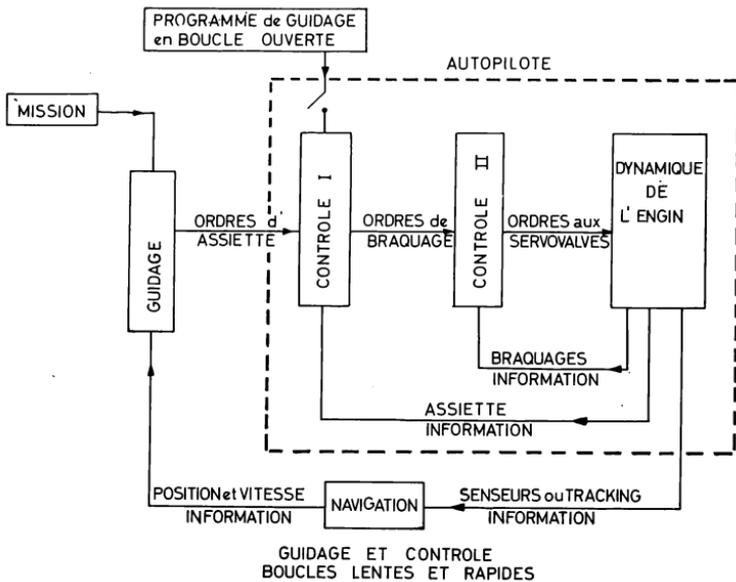
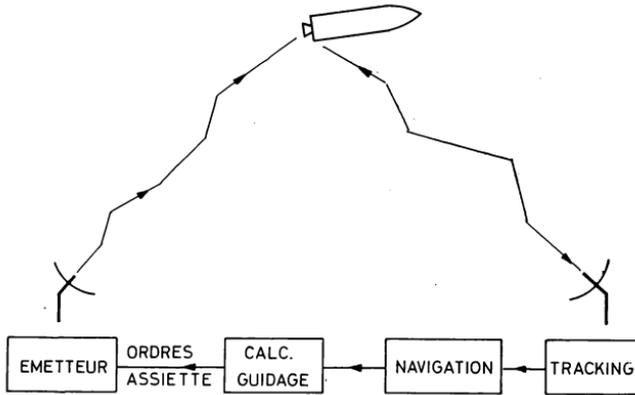


Fig. 12

élabore les ordres de modification nécessaires par déplacement des servo-valves qui commandent les vérins hydrauliques des braquages. Les boucles d'asservissement sur les braquages et positions des servo-valves ont une réponse rapide et forment un ensemble appelé autopilote qui est toujours aéroporté. Les informations du bord sur l'assiette actuelle sont obtenues soit par intégration de gyro-mètres, soit par l'orientation relative d'une plateforme gyrostabilisée.

La boucle des ordres de guidage, ou boucle lente, est fermée soit par radio-guidage de l'extérieur (fig. 13), soit à bord de l'engin même par guidage inertiel (fig. 14).

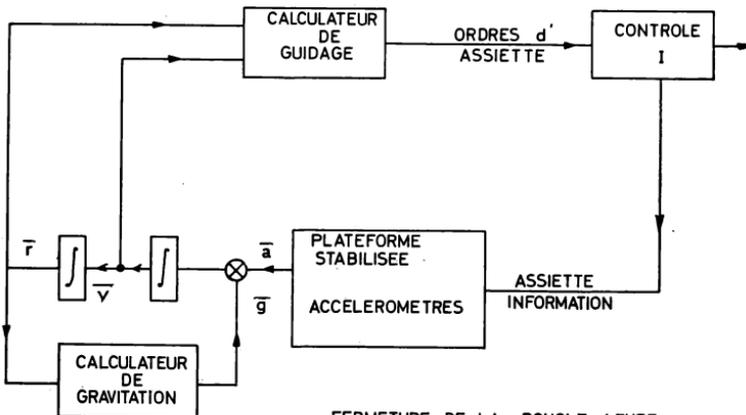
Le cœur du guidage inertiel est une « centrale d'inertie » constituée d'une plate-forme gyrostabilisée, asservie en principe à une direction fixe dans un repère inertiel. Elle porte des accéléromètres suivant trois axes orthogonaux. Ces accéléromètres ne



FERMETURE de la BOUCLE LENTE par GUIDAGE RADIO.

Fig. 13

peuvent mesurer que l'accélération \vec{a} due à la poussée des moteurs ou aux forces perturbatrices autres que le champ de gravitation. Si \vec{g} dénote le vecteur accélération local de ce champ et \vec{r} le vecteur



FERMETURE DE LA BOUCLE LENTE
PAR GUIDAGE INERTIEL

Fig. 14

de position du centre de gravité de l'engin dans le repère inertiel, l'équation fondamentale du guidage inertiel est

$$\frac{d^2\bar{r}}{dt^2} = \bar{a} + \bar{g}(\bar{r}, \bar{t}). \quad (17)$$

Au second membre, le premier terme est mesuré, le second doit être calculé sur la base d'une représentation mathématique $\bar{g}(\bar{r}, \bar{t})$ aussi fidèle que possible du champ de gravitation dans l'espace et à l'époque occupée par la mission. Le guidage inertiel comporte donc un calculateur de gravitation. La valeur de \bar{g} qu'il fournit est ajoutée à la mesure \bar{a} provenant des accéléromètres; le tout est intégré deux fois pour fournir la vitesse $\bar{v} = d\bar{r}/dt$ et la position \bar{r} . Cette dernière est retournée au calculateur de gravitation pour lui permettre d'ajuster la valeur de \bar{g} .

L'avantage du guidage inertiel est l'indépendance de la fusée par rapport aux vicissitudes et aux brouillages possibles des liaisons radio-électriques, c'est pourquoi il est utilisé de préférence sur les engins balistiques militaires.

Ses désavantages sont évidents : augmentation du poids de l'équipement à bord et dégradation de la précision dans les missions de longue durée, par suite de la dérive de la plateforme et de l'accumulation des erreurs dans la boucle du calculateur de gravitation.

Ce dernier inconvénient disparaît quand l'orientation de la centrale d'inertie et la position de l'engin peuvent être réajustées par observations astronomiques à bord. Aussi le guidage inertiel reprend-il sa valeur dans les missions complexes et longues, avec équipage à bord.

Malgré des dérives de plate-forme de l'ordre de 0.1°/heure et l'emploi d'accéléromètres de très haute précision (gyromètres pendulaires intégrateurs flottants), le guidage radio-électrique reste supérieur en précision jusqu'à des éloignements de l'ordre du million de kilomètres.

Le guidage radio-électrique a stimulé particulièrement le développement des radars pour la mesure des distances et des

vitesse par effet Doppler et les asservissements permettant une mesure, qui reste moins précise, des vitesses angulaires. Des techniques spéciales très ingénieuses de filtrage des données, tel que le filtre de Kalman (6), ont été imaginées pour retirer l'information maximum de ces mesures, compte tenu des équations différentielles connues de la trajectoire. Le guidage inertiel a stimulé non seulement le développement mécanique de gyroscopes et d'accéléromètres d'une précision extraordinaire, mais aussi la micro-miniaturisation des calculatrices électroniques aéroportées. Il est maintenant possible de fabriquer des calculatrices digitales disposant d'une mémoire de 32.000 mots de 28 bits d'un poids de 30 kg.

Enfin la fiabilité d'un système de guidage aussi complexe n'est pas sans poser de nouveaux problèmes. Si la fonction de chaque élément du système est irremplaçable, la probabilité de panne de l'ensemble croît avec le nombre d'éléments en jeu et devient significative, même si la fiabilité de chaque élément est l'objet de soins particuliers. Aussi les schémas de redondance sont-ils devenus un sujet d'étude et de recherche particulièrement fructueux, ils constituent d'ailleurs un chapitre intéressant de la cybernétique.

5. ALGORITHMES DE GUIDAGE

Une des parties scientifiquement les plus intéressantes du problème du guidage est la conception d'algorithmes ou de philosophies pour l'élaboration des ordres, sur la base des informations reçues du calculateur de navigation. Ce dernier ne fait que traiter l'information des radars ou de la centrale d'inertie pour établir la position et la vitesse de l'engin dans le repère utilisé par le calculateur de guidage. Plusieurs philosophies de guidage ont été utilisées; elles peuvent être classées en trois groupes, avec de nombreuses variantes au sein de chaque groupe.

La philosophie la plus élémentaire consiste à forcer l'engin à suivre la trajectoire nominale en dépit des perturbations. Elle a été utilisée avec succès sur les engins balistiques militaires. Elle a

cependant de grands inconvénients : elle demande une capacité de modulation du niveau de la poussée, elle sollicite assez énergiquement les réponses dynamiques de l'engin, elle ne se soucie pas de l'accroissement de consommation des ergols.

Il est évident qu'elle est d'autant plus difficile à réaliser que la trajectoire nominale elle-même possède des propriétés extrémales.

Cette philosophie est généralement connue sous le nom de « méthode delta minimum ».

Une deuxième philosophie simple est celle dite de la « vitesse à gagner ». Elle consiste à calculer, à partir de la position actuelle (mesurée), une trajectoire balistique passant par une position cible dont la réalisation est supposée remplir le but de la mission. Par différence entre le vecteur vitesse actuel requis pour parcourir cette trajectoire balistique et le vecteur vitesse actuel mesuré, on obtient le vecteur vitesse à gagner. Suivant des modalités sujettes à variantes, l'engin est orienté de façon à gagner effectivement cette vitesse. Cette méthode, comme la précédente, ne se soucie pas de minimiser la consommation en ergols. De plus elle suppose que le vecteur final avec lequel la position cible est atteinte peut varier dans d'assez larges limites. Elle ne convient donc en pratique que pour une classe restreinte de missions : interception, corrections de mi-course de sondages planétaires.

Le troisième groupe de philosophies est plus évolué. Il consiste à recalculer une trajectoire optimale (à minimum de consommation en général) qui remplit la variété terminale de la mission à partir de l'état mesuré de l'engin. Ce calcul, quoique très complexe, doit pouvoir être exécuté très rapidement pour donner des ordres de correction de guidage avec une fréquence compatible avec la précision finale requise. Dans la méthode dite « explicite » la calculatrice électronique est appelée à résoudre le problème d'optimisation exact avec tous les tâtonnements ou les cycles d'itération convergente impliqués par l'existence des conditions aux limites à satisfaire aux deux extrémités de la trajectoire. La difficulté majeure du guidage explicite est d'avoir, soit une connaissance déjà bonne des valeurs

initiales des variables adjointes, soit d'avoir pu découvrir un algorithme d'itération dont la convergence soit non seulement assurée mais rapide. Son avantage est sa souplesse d'utilisation pour une classe étendue de missions.

Une autre technique, plus sûre, consiste à prédéterminer une famille de trajectoire optimales voisines de la nominale de façon à pouvoir mettre en mémoire les relations explicites entre les écarts observés à la nominale et les corrections d'assiette correspondantes. Cette méthode, dite de guidage suboptimal, a par contre l'inconvénient de devoir être retravaillée pour chaque mission particulière. De plus, sa précision pourrait laisser à désirer si les écarts réels à la nominale sortent du domaine de validité de la linéarisation (ou perturbation mathématique) du problème autour de la nominale. Dans ce contexte, le choix des variables a une importance majeure pour l'étendue de ce domaine de validité.

Signalons qu'une variante du guidage suboptimal a été expérimentée avec grand succès au cours des essais de la fusée Saturne I. Elle a même pu effectuer les corrections dues à la panne d'un des huit moteurs.

Toutes les philosophies de guidage, et particulièrement les suboptimales, présentent une forme d'instabilité en fin d'injection. Cette instabilité sollicite de façon exagérée les commandes de l'engin; elle est évitée en modifiant la philosophie quelques secondes avant l'arrêt des moteurs, soit que l'on renonce à remplir exactement certaines des conditions terminales de position, soit que l'on bloque l'assiette de l'engin.

6. CONCLUSIONS

Quelques secteurs seulement de l'activité scientifique en relation avec la Recherche Spatiale Technique ont été évoqués. D'autres, comme la stabilisation d'attitude des satellites offrent aux chercheurs un champ d'activité créatrice aussi vaste et aussi fécond pour les applications non spatiales. La convergence de ces activités vers

l'étude et la réalisation d'un « système » n'est pas un fait scientifique nouveau.

L'étude de systèmes (systems engineering) est à l'honneur aux États-Unis depuis une vingtaine d'années. Ce sont plutôt la très grande complexité du système, l'extrême sensibilité de ses performances et son prix qui, réunis, font de la Recherche Spatiale Technique un stimulant sans égal pour l'avancement de l'art de l'Ingénieur.

La faible valeur de la charge utile en comparaison avec le poids total au décollage et l'extrême sensibilité de cette valeur aux moindres modifications de chaque élément a pour effet de produire des organes d'une performance remarquable en comparaison de leur poids et de leur volume. Elle requiert aussi la pratique de l'optimisation globale dans laquelle chaque organe est pesé en fonction de son rôle exact dans l'ensemble de la mission. De plus le coût élevé d'une mission met simultanément à l'avant-plan la sécurité de fonctionnement, non seulement de chaque organe, mais de la conception intégrée de ces organes et ce, dans des conditions ambiantes de fonctionnement particulièrement sévères.

Presque toutes les disciplines de l'Ingénieur concourent à la réalisation de cet édifice.

Les dernières cloisons entre disciplines spécialisées sont ébranlées. Pour pouvoir se comprendre, électroniciens, chimistes, physiologistes, mécaniciens sont bien forcés de parler un langage commun et d'élaborer des concepts communs pour être en mesure de quantifier les interférences entre leurs disciplines. Il se produit ainsi, dans les meilleures traditions de l'aéronautique mais sur une échelle encore plus vaste, une fécondation réciproque entre les compartiments de l'art de l'Ingénieur, qui peut avoir sa répercussion jusque dans l'enseignement. Le potentiel scientifique ainsi développé dans chaque pays n'est pas un potentiel de spécialistes étroits. Une équipe ayant pratiqué l'étude d'un système aussi complexe que celui d'un lanceur spatial représente un potentiel directement utilisable à d'autres fins industrielles.

Il semble bien qu'on puisse en conclure qu'au delà d'un engouement passager, la Recherche Spatiale s'annonce comme une des grandes activités scientifiques et techniques de l'Europe dans les vingt années à venir.

RÉFÉRENCES

- (1) M. BARRÈRE, A. JAUMOTTE, B. FRAEIJIS DE VEUBEKE, J. VANDENKERCKHOVE, *Rocket propulsion*, Elsevier Publ. Cy., 1960.
- (2) B. FRAEIJIS DE VEUBEKE et J. GEERTS, *Optimization of multiple impulse orbital transfers by the maximum principle*, Comptes rendus du 15^e Congrès de la Fédération Internationale d'Astronautique Varsovie 1964.
- (3) B. FRAEIJIS DE VEUBEKE, Quelques problèmes des grandes vitesses en aéronautique, *Revue des Questions Scientifiques*, 20 octobre 1955.
- (4) V. G. BOLTYANSKII, R. V. GAMKRELIDZE and L. S. PONTRJAGIN, The theory of optimal processes, *Izvestia Akad. Nauk SSSR, Ser. Mat.* 24, 3-43, 1960, Translated by L. W. Neustadt, *Trans. Am. Math. Soc.*, 17, 341-382, 1961.
- (5) B. FRAEIJIS DE VEUBEKE, *Régularisation des réticences et réduction du principe du maximum de Pontrjagin au calcul des variations*, Université de Liège, Laboratoire de Techniques Aéronautiques et Spatiales, Rapport OF-3, mai 1964.
- (6) R. E. KALMAN, A new approach to linear filtering and prediction problems, *Trans. ASME, Séries D, Journal of Basic Engineering*, 82, 1960.