

SPECTROMÈTRE POUR LA PREMIÈRE MISSION SPACELAB (1)

par

Jean BESSON (2), André GIRARD (3), Marcel ACKERMAN (4) et Dirk FRIMOUT (4)

RÉSUMÉ

Le spectromètre à grille, pour mesure de la composition de la stratosphère et de la mésosphère, embarqué sur Spacelab, doit permettre d'effectuer des mesures sur les constituants atmosphériques actifs en infrarouge dans la gamme d'altitude où leur concentration locale est supérieure à 10^8 mol. cm^{-3} .

L'appareil fonctionne selon deux modes : en absorption avec le soleil comme source, en émission dans les domaines spectraux propres à l'émission thermique des gaz atmosphériques.

L'instrument comprend essentiellement un système de visée (miroir frontal orientable), un collecteur de rayonnement, un monochromateur avec optique de sortie et détecteurs, et les sous-ensembles électroniques de commande et de liaisons avec le système électronique du Spacelab.

Descripteurs (thésaurus CEDOCAR) : Spacelab programme — Mission spatiale — Aéronomie — Haute atmosphère — Spectromètres — Spectromètres infra rouges — Mesures optiques — Commande automatique machine.

SPECTROMETER FOR THE FIRST SPACELAB PAYLOAD

SUMMARY

The grille spectrometer, planned to be carried as part of the Spacelab payload, is intended to perform measurements of atmospheric constituents in the stratosphere and the mesosphere, active in infrared, within the altitude range where their local concentration is above 10^8 mol. cm^{-3} .

The instrument operates in two modes : in absorption, with the sun as a source, and in emission in the spectral domains pertaining to the thermal emission of atmospheric gases.

The apparatus is essentially made of a sighting system (tiltable front mirror), a monochromator with output optics and detectors, and electronic units for the instrument control and its connexion with the Spacelab electronic system.

Descriptors (NASA thesaurus) : Spacelab — Space missions — Aeronomy — Atmospheric composition — Upper atmosphere — Spectrometric analysis — Infrared spectroscopy — Spectrometers — Infrared spectrometers — Optical measurement — Automatic control.

(1) Communication présentée au 29^e Congrès International d'Astronautique, Dubrovnik (Yougoslavie), 1-8 octobre 1978 (IAF paper n° 78-170).
 (2) Chargé de Mission à l'O.N.E.R.A.
 (3) Maître de Recherche à l'O.N.E.R.A.
 (4) Institut d'Aéronomie Spatiale de Belgique (I.A.S.B.).

*Abréviations employées par la NASA
et l'ESA utilisées dans le texte*

CDMS	Command and Data Management Subsystem.
EPDS	Electrical Power Distribution Subsystem.
EPSP	Electrical Power Switching Panel.
HRM	High Rate Multiplexer.
POCC	Payload Operation Control Center.
RAU	Remote Acquisition Unit.
SPAH	Spacelab Payload Accommodation Handbook.
SPICE	Spacelab Payload Integration Coordination in Europe.

I. — INTRODUCTION

La composition de l'homosphère est principalement liée à des mécanismes encore mal expliqués de la chimie, des transports et des échanges radiatifs.

Ces aspects ont été longtemps étudiés séparément pour permettre une simplification des évaluations théoriques. La nécessité d'augmenter la précision dans l'évaluation des modifications apportées par des contraintes naturelles ou artificielles rend nécessaire d'étudier simultanément ces phénomènes pour prendre en compte leurs influences mutuelles et les phénomènes de réaction.

En même temps, les données expérimentales doivent être améliorées. Les mesures isolées d'un seul élément doivent faire place à des mesures simultanées fréquentes, sur une échelle mondiale, de constituants caractéristiques.

Des observations peuvent être effectuées du sol ou à partir d'avions et de ballons, mais elles sont limitées dans le temps par des contraintes météorologiques, et dans l'espace par le nombre limité de points d'observation disponibles. Les mesures effectuées à partir de satellites ou de Spacelab peuvent s'affranchir de ces difficultés.

L'utilisation d'une plateforme comme le Spacelab permet la réunion de moyens puissants effectuant simultanément de nombreuses mesures coordonnées en des lieux géographiques différents.

Un des moyens scientifiques retenus pour la première charge utile de Spacelab est le spectromètre infrarouge à grille, effectuant des mesures par spectroscopie d'absorption avec le Soleil comme source et par spectroscopie d'émission de l'atmosphère.

Le but des mesures faites par le spectromètre, dans ces deux modes de fonctionnement, est de déterminer le profil

vertical de concentration, en de nombreux points autour du globe, de constituants atmosphériques minoritaires qui participent à l'équilibre de la couche d'ozone.

II. — OBJECTIFS SCIENTIFIQUES

L'objectif général de cette expérience est de contribuer à une meilleure compréhension des effets des apports d'origine humaine de gaz susceptibles d'agir, soit directement sur le climat de la Terre comme le gaz carbonique, soit par l'intermédiaire de réactions chimiques sur l'équilibre de la couche d'ozone et, par là, sur la dose d'ultra-violet solaire qui parvient dans la biosphère.

Les mesures simultanées des concentrations d'espèces chimiques concernées et de leurs variations à l'échelle globale constituent l'amorce d'une cartographie des sources, des puits, et des mécanismes d'évolution des polluants atmosphériques sous l'action des phénomènes chimiques et dynamiques.

Les mesures seront effectuées principalement dans une gamme d'altitude où il est généralement admis que les phénomènes photochimiques l'emportent en importance sur les phénomènes de transport; dans ces conditions, des mesures simultanées d'espèces composées des mêmes éléments, telles que CO et CO₂, peuvent servir de base à des mesures de vitesses de réactions photochimiques.

Les résultats obtenus doivent servir à alimenter en données de base les modèles mathématiques, contribuer à établir sur des bases expérimentales la validité de la paramétrisation des phénomènes de transport et, finalement, améliorer la crédibilité des prévisions relatives aux variations de la couche d'ozone ou aux variations climatiques sous l'effet de facteurs d'origine humaine.

Les performances du spectromètre autorisent, en première approximation, des mesures sur les constituants atmosphériques actifs dans l'infrarouge dans la gamme d'altitude où leur concentration locale est supérieure à 10⁸ mol.cm⁻³.

Aux altitudes supérieures à 50 km, seront observables (fig. 1) CO₂, CO, HO₂, O₃, CH₄ et, peut-être, NO. L'abondance de ces molécules est mal connue à ces altitudes, quoiqu'elles jouent un rôle prépondérant sur les phénomènes thermiques et chimiques. Aucune expérience spectrométrique à haute résolution n'aura sans doute été effectuée dans ce domaine en 1980. Elles sont d'autre part irréalisables à partir de ballons et, a fortiori, à partir d'avions ou depuis le sol.

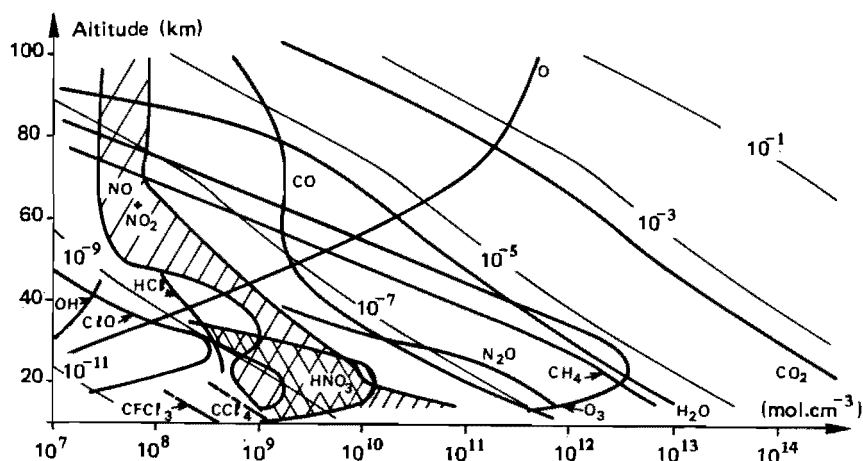


Fig. 1. — Profil vertical des concentrations des constituants atmosphériques entre 10 et 100 km.

Des calculs de spectres synthétiques sont en cours dans la région spectrale située vers $2\,360\text{ cm}^{-1}$, où se trouvent les raies d'absorption les plus intenses du CO_2 ; dans ces calculs, les conditions d'observation d'une atmosphère multicouches à partir de Spacelab sont simulées. Les premiers résultats montrent la possibilité d'obtenir des mesures caractérisant le contenu de l'atmosphère en CO_2 à des altitudes très nettement supérieures à 100 km.

III. — RAPPEL DU PRINCIPE DE LA MÉTHODE DE MESURE

Les mesures de composants minoritaires de l'atmosphère peuvent être faites par diverses méthodes : prélèvement in situ, mesures à distance par radiométrie, hyperfréquences, interférométrie, spectrométrie, etc.; l'appareil embarqué sur Spacelab travaille par spectroscopie d'absorption et d'émission.

III.1. — MODE ABSORPTION

Dans ce mode, les mesures sont faites par spectroscopie d'absorption avec le Soleil comme source. Pour une valeur donnée de l'élévation solaire, le nombre de molécules absorbantes le long de l'axe de visée est déterminé à partir de l'absorption observée sur des raies spectrales caractéristiques du gaz étudié. Au lever ou au coucher du Soleil, le trajet optique dans l'atmosphère est très grand et la méthode atteint sa sensibilité maximale.

Le dépouillement des mesures effectuées au cours d'une expérience, pour une série de valeurs de la hauteur solaire, permet de déterminer la répartition verticale de concentration. Exprimé en nombre volumique, le seuil de détection se situe au voisinage de 10^8 mol.cm^{-3} .

La durée des mesures en absorption est fonction de l'angle β que fait la direction du Soleil avec le plan de l'orbite de Spacelab. L'angle β dépend du jour et de l'heure du lancement. De plus, sa valeur variera de façon non négligeable pendant les 8 jours de la mission Spacelab. Ces différents critères conduisent à établir un programme des séquences de mesure qui puisse évoluer.

Un des principes retenus est la séparation de l'atmosphère en zones atmosphériques dans lesquelles un choix des composants à étudier sera prédéterminé ou éventuellement effectué en cours de mission.

III.2. — MODE ÉMISSION

Les mesures en absorption sont limitées dans le temps aux périodes de passage du Soleil à travers le limbe terrestre et n'occupent par conséquent qu'une faible fraction du temps de mesure disponible. Une grande partie du temps de mesure sera donc consacrée à l'étude de l'émission

de l'atmosphère. On envisage d'étudier la variation géographique des quantités intégrées d'ozone le long de l'axe de visée dans la bande de $9,6\text{ }\mu\text{m}$, à plusieurs niveaux, dans la stratosphère et la mésosphère. Des sommations de spectres successifs sont prévues pour améliorer le rapport signal/bruit. Les possibilités d'étude du CO_2 thermosphérique dans la bande de $4,3\text{ }\mu\text{m}$ sont également examinées.

IV. — PRINCIPE DE L'APPAREIL

IV.1. — PRINCIPE GÉNÉRAL

Pour caractériser, dans de bonnes conditions, l'absorption d'une molécule, les mesures spectrales doivent remplir plusieurs critères :

— pouvoir de résolution élevé : le spectre doit comporter une raie ou un groupe de raies raisonnablement bien isolée, caractéristique de la molécule étudiée, et qui constitue une « signature spectrale » précise de ce gaz;

— rapidité d'analyse : le spectre caractéristique d'un corps doit être obtenu en un temps très court, de l'ordre de la seconde, étant donné la brièveté de la période de mesure à bord de Spacelab au lever ou au coucher du Soleil;

— rapport signal/bruit le plus élevé possible.

Ces conditions ne peuvent être remplies simultanément qu'avec un appareil à grande luminosité. Le spectromètre à réseau, où la fente est remplacée par une grille [1], est bien adapté à ce problème. L'appareil embarqué sur Spacelab est essentiellement un spectromètre à grille associé à un miroir frontal orientable. Il est dérivé des équipements embarquables sur avion et sur ballon au moyen desquels, dans le cadre du COVOS (Comité pour l'Analyse des Conséquences des Vols Stratosphériques), l'ONERA et l'IASB ont établi entre 1973 et 1976 des profils verticaux de NO , NO_2 , HNO_3 et HCl [2 à 8].

Ses principales originalités sont un diamètre de 30 cm pour le télescope collecteur de flux permettant d'obtenir l'énergie nécessaire au travail en émission, l'utilisation de deux voies de mesures fonctionnant en parallèle, et un dispositif de calibration interne.

Le schéma fonctionnel de la figure 2 identifie les parties principales de l'appareil; en suivant le trajet lumineux, on trouve :

— le miroir frontal orientable qui vise à tout instant le limbe, avec le Soleil comme cible dans le mode absorption;

— le télescope, qui transmet le flux lumineux au monochromateur;

— le monochromateur, qui assure la fonction de dispersion par utilisation d'un réseau de diffraction et d'une grille remplaçant la fente classique des spectromètres;

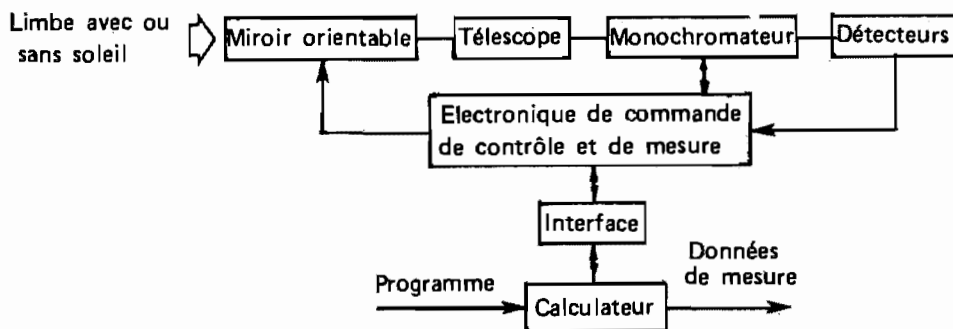


Fig. 2. — Schéma fonctionnel.

— les détecteurs qui recueillent le flux derrière la grille.

Un ensemble électronique de commande, de contrôle et de mesure est associé à ces différents éléments, et la gestion de l'appareil est assurée par un microprocesseur relié au calculateur du Spacelab (CDMS).

IV,2. — SCHEMA OPTIQUE ET FONCTIONNEMENT

La figure 3 donne le principe du schéma optique; les caractéristiques principales des éléments pris le long du trajet lumineux sont les suivantes :

a) Le miroir plan frontal M_1 est orientable selon deux axes. Les amplitudes de rotation selon ces axes sont indi-

quées figure 4 : $\pm 105^\circ$ autour de l'axe parallèle à l'axe optique du télescope, cet axe est appelé axe d'azimut; $+20^\circ$ à -30° autour d'un axe parallèle au plan du miroir et perpendiculaire à l'axe d'azimut, cet axe est appelé axe de site.

En absorption, le miroir est asservi en orientation à partir des signaux d'erreur délivrés par le senseur solaire d'acquisition et de poursuite; ce dernier a pour objet de diriger les rayons lumineux du Soleil vers l'axe optique du spectromètre et de l'y maintenir quelles que soient les perturbations données au Spacelab le long de la trajectoire. Le détecteur est constitué d'une partie optique [9] associée à quatre cellules photovoltaïques au silicium et possède une résolution d'une minute d'arc pour un champ total de

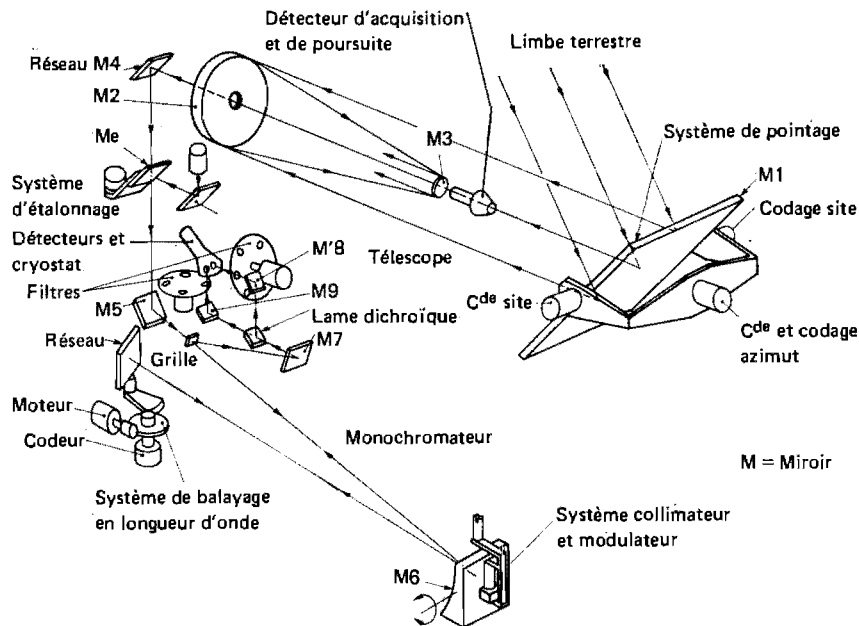


Fig. 3. — Schéma optique.

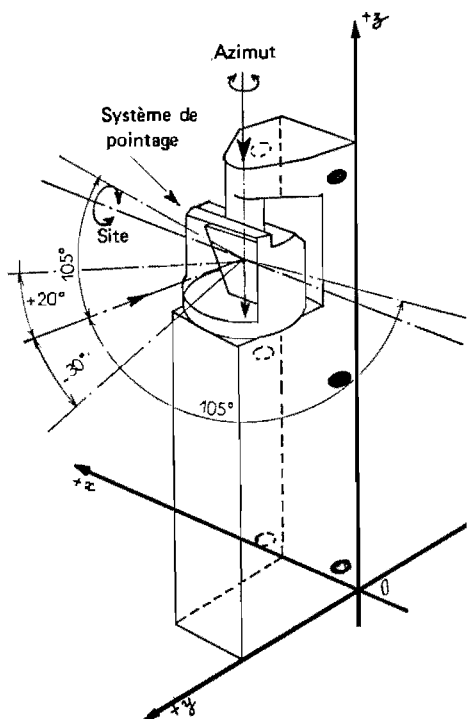


Fig. 4. — Amplitudes du miroir frontal.

$\pm 2^\circ$; il doit donc être associé à un détecteur grossier permettant l'acquisition du Soleil en début d'expérience. Ces détecteurs sont utilisés comme détecteurs d'écart par deux chaînes d'asservissement entraînant le miroir orientable selon les deux mouvements perpendiculaires en azimut et en site.

En émission, l'orientation du miroir M_1 est fixée à partir des indications d'attitude fournies par le « Command and Data Management Subsystem » (CDMS) du Spacelab.

b) Le télescope, de type Cassegrain, est constitué par le miroir primaire M_2 (diamètre 30 cm) et le miroir secondaire M_3 ; il forme l'image de la source visée dans le plan de la grille par l'intermédiaire du réseau M_4 et du miroir M_5 ; la distance focale est de 6 m. La résolution angulaire admise pour la visée de l'atmosphère est de 10 minutes d'arc ce qui, compte tenu de l'altitude d'environ 250 km du Spacelab, correspond à une résolution en altitude de 4,5 km. Le champ angulaire objet est de 10 minutes d'arc.

c) Le réseau M_4 placé à l'arrière du miroir M_2 sert de miroir de renvoi pour le rayonnement infrarouge et élimine, par diffraction dans les différents ordres, la majeure partie du rayonnement solaire inférieur à $2 \mu\text{m}$.

d) Le miroir M_6 est escamotable : en position sur le trajet optique, il substitue, à fin de calibration spectrale, une source de lumière interne au flux venant du télescope.

e) Après réflexion sur le miroir M_5 , la lumière traverse la grille placée au foyer du miroir collimateur oscillant M_6 .

La grille est constituée de zones alternativement réfléchissantes et transparentes limitées par des hyperboles équilatères (fig. 5); elle est utilisée par réflexion de la lumière à l'entrée et par transmission à la sortie; la largeur du plus petit intervalle est de 0,1 mm. La limite de résolution atteinte est celle qui peut être obtenue avec une fente de largeur 0,15 mm. Compte tenu des dimensions de la grille (15 × 15 mm), le gain en luminosité par rapport à un appareil à fente est de 25.

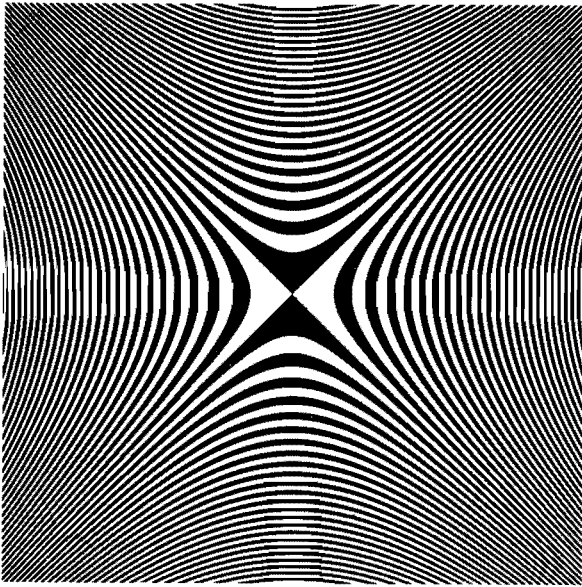


Fig. 5. — Grille hyperbolique.

f) Le collimateur, de focale 80 cm, oscille à une fréquence voisine de 500 Hz; la fonction de ce miroir oscillant [1, 8] est d'obtenir une fonction d'appareil en forme d'impulsion. Ce collimateur est entraîné par un résonateur mécanique à pendule de torsion; l'oscillation est entretenue par un pot excitateur piezoélectrique et le déplacement contrôlé par un capteur accélérométrique.

g) Après réflexion sur le miroir collimateur oscillant M_6 , il y a diffraction sur le réseau et une nouvelle réflexion sur M_6 . Le réseau possède 58 traits par mm, avec un angle de « blaze » de 65° ; il fonctionne en montage Littrow; l'angle d'incidence peut varier entre 55° et 72° .

h) Après réflexion sur M_6 , la lumière réfléchi par la grille est divisée en deux parties par une lame dichroïque, dont le pouvoir réflecteur est voisin de 50 % entre 2,5 et $5,5 \mu\text{m}$ et aussi élevé que possible au-delà de $5,5 \mu\text{m}$.

Le flux réfléchi par cette lame est concentré sur un détecteur HgCdTe dont le domaine spectral d'emploi s'étend de 2,5 à $10,5 \mu\text{m}$. Le flux transmis par la lame dichroïque est concentré sur la surface sensible d'un détecteur InSb dont le domaine spectral d'emploi s'étend de 2,5 à $5 \mu\text{m}$ environ. Les deux détecteurs sont montés sur le même cryostat.

Les filtres interférentiels, au nombre de 8 sur chaque voie de détection, permettent la sélection des différents ordres du réseau; ils sont montés sur disques tournants.

V. — CONCEPTION DE L'APPAREIL

V.1. — MÉCANIQUE ET OPTIQUE

L'appareil est constitué de trois sous-ensembles (fig. 6) :

- système de pointage (miroir frontal orientable),
- collecteur de rayonnement (téléscope),

— monochromateur - optique de sortie - détecteurs.

Les deux sous-ensembles télescope et monochromateur sont liés isostatiquement pour qu'aucune contrainte d'origine thermique ne se transmette de l'un à l'autre (points ABC, fig. 6).

L'ensemble ainsi formé et le système de pointage sont fixés sur un caisson en tôles rivées. Les dimensions extérieures de l'instrument placé sur la palette du Spacelab sont environ $76 \times 85 \times 180 \text{ cm}$; la masse de l'ensemble, avec les boîtiers électroniques placés dans le caisson, est de 83 kg; la masse du tiroir d'électronique placée dans le module est de 15 kg.

L'expérience est actuellement implantée sur la partie américaine de la palette. Des points d'attache à rotule (fig. 6) sont prévus pour des entretoises de liaison entre l'instrument et les points de fixation du plancher NASA. Le poids de cette structure de liaison est de 11 kg.

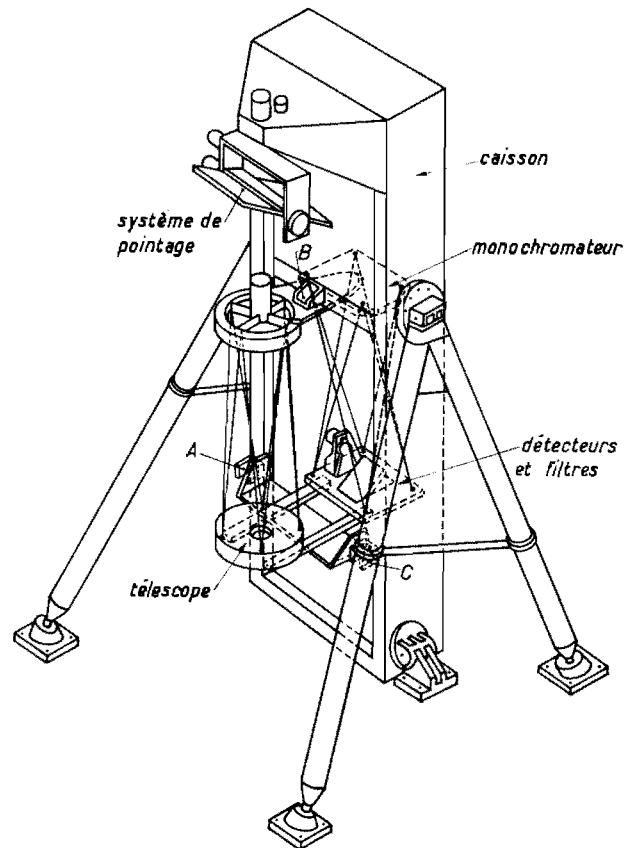


Fig. 6. — Montage mécanique.

V.2. — ÉLECTRONIQUE

V.2.1. — Organisation générale.

Les principales fonctions des sous-ensembles électroniques sont (fig. 7) :

- alimentation des éléments actifs du spectromètre à partir des sources du Spacelab (EPDS et EPSP),
- commande des différents électromécanismes,
- exploitation des données d'attitude et de temps délivrées par le calculateur du Spacelab (CDMS) pour les télécommandes et les télémessures,
- mise en mémoire et exécution des séquences automatiques de mesure, tant en vol qu'au sol,
- conditionnement et transmission au CDMS des résultats de mesures spectrales ainsi que des informations de télémessure en vue de leur transmission au sol.

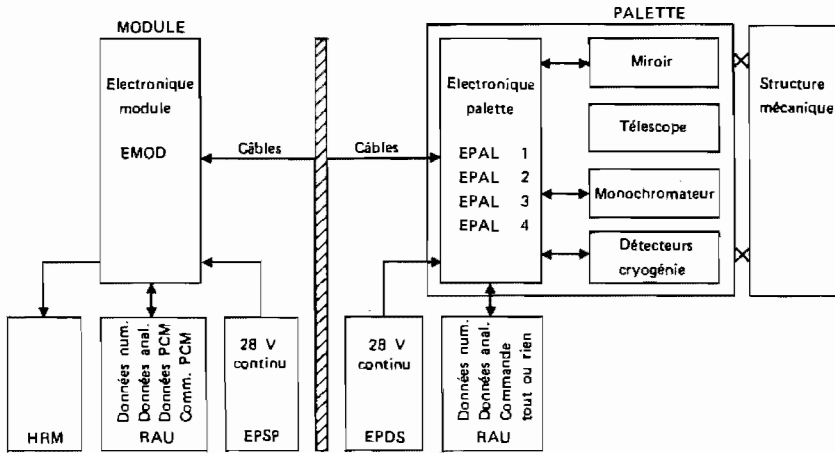


Fig. 7. — Schéma fonctionnel de l'électronique.

L'électronique est répartie entre le module et la palette. Dans le module se trouvent réunis :

- les interfaces avec le panneau de contrôle,
- le microprocesseur de gestion et ses interfaces,
- les interfaces avec le CDMS et l'EPDS.

Sur la palette sont placés, dans le caisson de l'appareil, les sous-systèmes de commandes des électro-mécanismes et des dispositifs de mesures.

V.2.2. — Circuits fonctionnels.

Les principales fonctions sont effectuées par :

- les circuits de commande des électromécanismes : miroir frontal M_1 , excitation et compensation du miroir oscillant (parabole M_0), réseau, filtres, butées et verrouillages; ces circuits sont interconnectés par l'intermédiaire d'une « logique de contrôle des mécanismes » qui distribue les ordres de démarrage, d'arrêt, ainsi que les consignes de régulation, et de collecte des mesures;
- les circuits des détecteurs, comportant des préamplificateurs, des filtres, des démodulateurs...;
- les circuits des capteurs de fonctionnement de l'appareil, qui permettent la surveillance de paramètres tels que températures, tensions, présence de signaux caractéristiques, et fournissent des informations de validation ou d'alarme;
- le microprocesseur, qui dirige et contrôle le déroulement des séquences de mesure et dialogue avec l'électronique via les circuits d'interfaces spécifiques;
- les circuits d'adaptation, pour les échanges d'information entre le spectromètre et le système de données du Spacelab (CDMS-RAU);
- les circuits élaborant et distribuant à partir des sources du Spacelab (EPDS) les tensions nécessaires à l'alimentation des différents sous-systèmes électroniques.

VI. — PERFORMANCES

VI.1. — POINTAGE

Il est obtenu par orientation du miroir frontal. Les éléments électromécaniques sont essentiellement des moteurs sur les axes d'azimut et de site, associés à des génératrices tachymétriques et des codeurs angulaires.

VI.1.1. — Pointage en absorption.

Un détecteur solaire d'acquisition à large champ assure l'acquisition du Soleil et un détecteur solaire de poursuite

à champ étroit assure le pointage sur Soleil avec une précision d'une minute d'arc [9].

L'opération de pointage se déroule en trois phases :

- prépositionnement du miroir par une consigne fournie par le CDMS avec une précision de 5^0 pour amener le Soleil dans le champ du détecteur d'acquisition;
- acquisition du Soleil par le détecteur d'acquisition;
- poursuite du Soleil par le détecteur de poursuite, avec une précision de ± 1 minute d'arc sur les deux axes, azimut et site.

Dans le cas où une perturbation produirait un décrochage au cours de la phase de poursuite, le système entraînerait automatiquement une nouvelle phase de prépositionnement et d'acquisition; le CDMS fournit toutes les 5 secondes les données de pointage nécessaires.

L'écart entre les données fournies par le CDMS et la position réelle du miroir, mesurée en poursuite lorsque l'on pointe le Soleil, peut être injectée dans le CDMS pour augmenter la précision des pointages ultérieurs.

VI.1.2. — Pointage en émission.

Les mesures en émission nécessitent la connaissance de l'attitude de l'instrument dans des repères géographiques. Les défauts de rigidité de la structure de Spacelab sous l'effet de contraintes thermiques ne permettent pas de considérer que le trièdre de référence lié à l'instrument restera confondu en permanence avec le trièdre de référence « Spacelab ». C'est pourquoi la connaissance de l'axe de visée en émission dépend, dans une large mesure, des indications qui seront fournies par les détecteurs d'horizon qui doivent être placés par la NASA sur la palette de Spacelab. L'emplacement de ces détecteurs n'est pas encore connu.

Le fonctionnement en émission consiste à afficher une altitude de visée constante, qui sera assurée à partir des indications fournies au miroir plan frontal par les moyens de connaissance de l'attitude instantanée de Spacelab et par les indications angulaires déduites des visées du Soleil qui auront précédé les mesures en émission.

VI.2. — MIROIR OSCILLANT (fig.8)

Le miroir vibrant M_0 est relié à deux supports par l'intermédiaire de deux barres de torsion qui forment avec le miroir un pendule de torsion dont la fréquence de résonance est voisine de 500 Hz. Les supports sont excités par quatre blocs en céramique piézoélectrique qui entretiennent l'oscillation du miroir, dont l'amplitude est contrôlée par

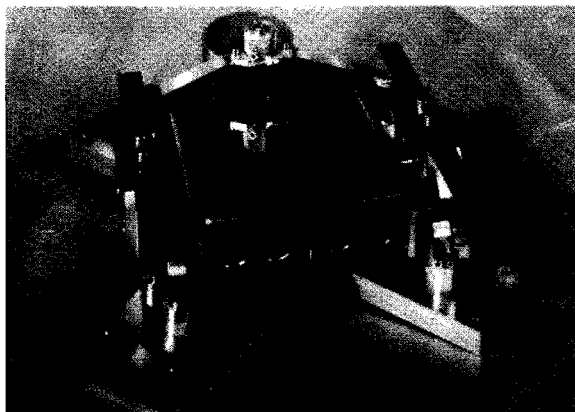


Fig. 8. — Miroir oscillant.

un capteur accélérométrique placé sur la face arrière du miroir.

Le miroir oscillant, qui est parabolique, a une focale de 80 cm; en admettant que dans le plan de la grille le déplacement total de l'image est de 1,5 fois le pas le plus fin de la grille (1 blanc + 1 noir = 0,2 mm), le déplacement angulaire du miroir parabolique est de ± 20 secondes.

La position moyenne de l'axe du miroir parabolique est contrôlée en permanence avec une précision de 5 secondes. Une source auxiliaire envoie sur la parabole un faisceau qui est réfléchi en direction d'un détecteur précédé d'une fente; en cas de désalignement, le signal du détecteur est dissymétrique et fournit la commande du moteur, entraînant le support de la parabole; dans le cas d'un désalignement très important, où le détecteur ne reçoit pas de signal, une procédure de recherche est déclenchée en utilisant la chaîne de commande du moteur de parabole en boucle ouverte, la commutation en boucle fermée se fait automatiquement à l'acquisition d'un signal par le détecteur.

VI.3. — RÉSEAU (fig. 9)

Le mouvement de balayage du réseau est commandé par un moteur suivi d'un mécanisme de réduction sans jeu à ruban, de rapport 17. Le positionnement du réseau est donné avec une précision de 5 secondes et une linéarité de 1 seconde; le codage de la position est effectué au niveau du moteur. Le réseau a un débattement possible de $19,44^\circ$ pour la plage utile de 55° à 72° de balayage.

Les caractéristiques de balayage du réseau sont les suivantes :

- vitesse maximale : $400'' \text{ s}^{-1} \pm 20\%$
- fluctuation de vitesse en palier : $\pm 20\%$
- période de fluctuation : $> 400 \text{ ms}$
- mise en vitesse et arrêt : $< 40''$
- durée mise en vitesse et arrêt : $< 400 \text{ ms}$
- palier pour spectre unique : $120''$
- précision de fonctionnement : $\pm 10''$.

Les caractéristiques en recherche sont les suivantes :

- vitesse : $> 4\,000'' \text{ s}^{-1}$
- précision de fonctionnement : $\pm 10''$.

Le balayage du réseau pour un élément spectral, ou raie unique, correspond à 20 secondes à mi-hauteur de la raie détectée. Il a été choisi de prendre 10 points de mesure pour définir cette raie; si on rapproche ces données de la vitesse de balayage ($400 \text{ secondes s}^{-1}$) on en tire la période d'échantillonnage, qui est de 5 ms; en vitesse maximale, il est possible d'analyser 20 raies spectrales par seconde; si l'on tient compte des début et fin de balayage, la figure 9 montre que 6 raies, correspondant à un spectre élémentaire, sont balayées en 1,1 seconde.

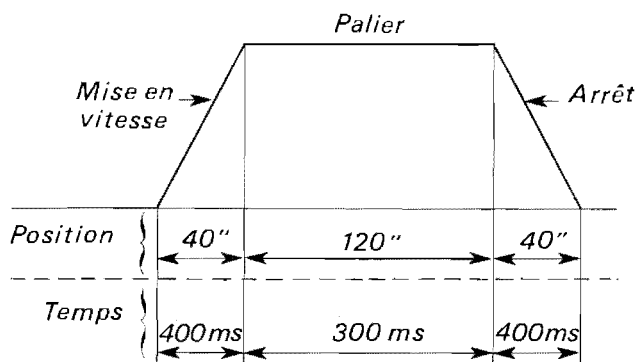


Fig. 9. — Balayage du réseau.

VI.4. — DÉTECTEURS (fig. 10)

Les deux voies de mesure sont équipées de détecteurs photovoltaïques ou photoconducteurs choisis pour obtenir la détectivité maximale vers $5 \mu\text{m}$ pour une voie (InSb) (antimoniure d'indium) et vers $10 \mu\text{m}$ pour l'autre voie (HgCdTe) (tellure de mercure et de cadmium).

Les caractéristiques géométriques sont :

— diamètre de la surface sensible : $2 \pm 0,1 \text{ mm}$, angle de vue 60° ;

— détecteur InSb :

- détectivité : $8 \cdot 10^{10} \text{ cm W}^{-1} \text{ Hz}^{1/2}$ pour $\lambda = 5,2 \mu\text{m}$, $1\,800 \text{ Hz}$, 77°K ,
- impédance inverse : $> 200 \text{ k}\Omega$, pour une tension de polarisation de 10 mV ,
- réponse : $\geq 1 \text{ A/W}$;

— détecteur HgCdTe passivé :

- $10,5 \mu\text{m} < \lambda_m < 11 \mu\text{m}$,
- coupure haute à 50 % : $\geq 11 + 0,5 \mu\text{m}$,
- coupure basse à 50 % : $\geq 6 \pm 2 \mu\text{m}$,
- détectivité : $2 \cdot 10^{10} \text{ cm W}^{-1} \text{ Hz}^{1/2}$ pour λ_m , $1\,800 \text{ Hz}$, 77°K ,
- réponse : $\geq 2 \text{ A/W}$,
- impédance inverse sous polarisation : 100Ω .

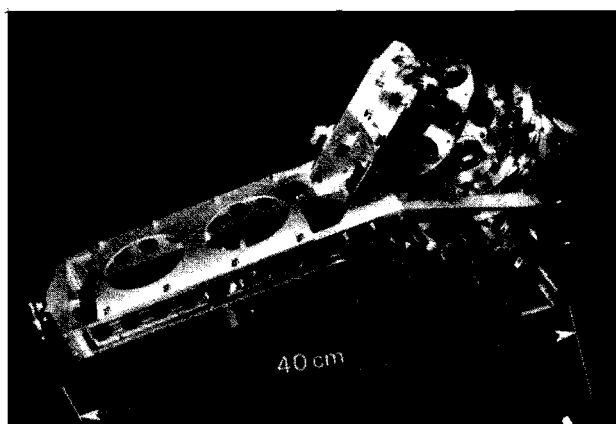


Fig. 10. — Support des détecteurs et filtres.

Les détecteurs sont présentés dans un cryostat de mesure muni d'un diaphragme de 60° et d'une fenêtre en IRTRAN II (70 % de transmission dans la bande de 2 à $12 \mu\text{m}$).

Les détecteurs sont associés à des préamplificateurs de faible bruit (tension équivalente de bruit à l'entrée : $1 \text{ nV Hz}^{-1/2}$), de gain 60 dB , d'impédance de sortie 50Ω , et montés entre les disques portant les filtres.

VI.5. — CRYOGÉNIE

Le principe de refroidissement est la détente Joule-Thomson à partir d'une réserve d'azote comprimé.

Le cryostat développé pour cette expérience est entièrement métallique (acier inoxydable) à double enveloppe interne allégée et externe dorée intérieurement, avec une plaque support, un diaphragme froid, une fenêtre chaude, des passages de fils de chaque détecteur et un piquage pour la mise en vide du cryostat.

La sonde cryogénique est constituée :

- d'une tête de raccordement permettant de collecter les circuits d'alimentation et d'échappement d'un échangeur du type monotubulaire bobiné d'azote,
- du circuit d'alimentation circulant dans le tube bobiné d'azote repris après mise en détente,
- d'une vanne à section de détente, régulée en fonction de la puissance frigorifique requise.

La plus grande dimension de l'ensemble est d'environ 100 mm.

Le fluide frigorigène est l'azote, donnant une température de refroidissement de 77 ± 1 °K pour une température ambiante de 290 °K. La pression d'alimentation est comprise entre 207 et 300 bars. La consommation d'azote est : pour la mise en froid, inférieure à 15 N l/h (litres, en conditions normalisées, par heure), en régime continu à 160 bars, inférieure à 30 N l/h et, à 100 bars, inférieure à 60 N l/h. Le temps de mise en froid du cryostat est inférieur à 1 mn, et les pertes thermiques du cryostat inférieures à 150 mW.

Les réservoirs d'azote prévus sont du type de ceux utilisés sur le satellite Symphonie, ce sont des réservoirs haute pression en alliage de titane (TA6V), pression de service : 250 bars, pression d'éclatement : 500 bars et capacité de 2,68 l.

VI.6. — MOTEURS ET CODEURS

Les moteurs doivent assurer les fonctions suivantes : pointage en azimut et en site du miroir frontal, balayage du réseau, changement des filtres sur les deux voies de détection, blocage des mouvements d'azimut et de site, mise en place du miroir pour la calibration. Les moteurs choisis sont des moteurs-couples à courant continu sans balais, associés à des alimentations à découpage réalisant les commutations d'enroulements lorsque les moteurs doivent fournir un couple constant pour un débattement supérieur à 120°.

Les couples crête à fournir pour le pointage sont au maximum 30 cm.N et les vitesses de rotation inférieures à 10⁰/s.

La précision des mesures des positions angulaires sont : pour le pointage : en azimut : 1 minute, en site : 30 secondes et pour le réseau : 40 secondes. Les éléments choisis sont des résolveurs bipolaires ou multipolaires, sans balais (configuration « pancake », c'est-à-dire rotor alimenté par un transformateur tournant), associés à des électroniques de codage assurant l'élaboration des informations numériques.

VI.7. — CALIBRATION (fig. 11)

Le dispositif de calibration, constitué par une lampe éclairant une cuve contenant une certaine quantité de gaz, sert de source au monochromateur à la sortie du télescope. Le flux envoyé par l'intermédiaire du miroir escamotable M_e (fig. 3), permet d'avoir au niveau des détecteurs une raie caractéristique tracée par 200 points d'échantillonnage. Parmi les spectres de calibration, deux sont transmis au CDMS et visualisés par le « payload specialist ». Toutes les

données sont transmises au centre de contrôle (POCC) par le HRM. La pièce supportant la cuve et le miroir escamotable est présentée sur la photo ci-contre.

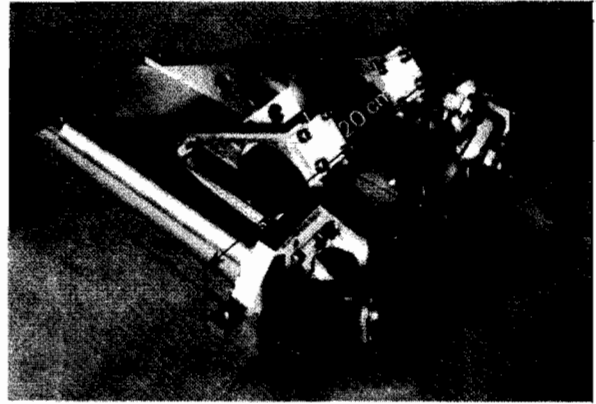


Fig. 11. — Support de calibration.

VII. — ORGANISATION DES MESURES

L'organisation des mesures est basée sur la sélection avant l'expérience, de domaines spectraux étroits (quelques nombres d'onde) situés entre 4 000 et 900 cm^{-1} (2,5 et 11 μm) contenant des raies ou des groupes de raies fortes et convenablement isolées, qui constituent autant de signatures spectrales caractéristiques d'une espèce chimique.

Il faut rappeler qu'avec la grille utilisée, de pas 0,2 mm, et la distance focale du miroir oscillant de 800 mm, le pouvoir de résolution géométrique σ pour le réseau à 64° est de 24 000, avec $d\sigma$ variant de 0,17 à 4 000 cm^{-1} , 0,12 à 3 000 cm^{-1} , 0,08 à 2 000 cm^{-1} et 0,04 à 1 000 cm^{-1} .

La procédure retenue pour l'organisation des mesures permet une certaine souplesse dans les séquences établies pour les deux modes : absorption et émission.

VII.1. — FENÊTRES SPECTRALES

Il a été introduit la notion de fenêtre spectrale, elle est définie par les informations suivantes :

- position du début du balayage du réseau;
- position de la fin du balayage du réseau; chaque position de début ou de fin de balayage correspond à un nombre entier de centièmes de degré (sur 17° d'excursion, soit environ 1 700 positions possibles) codés en information binaire : 2×16 bits;
- numéro du filtre de la voie du détecteur InSb (3 bits);
- numéro du filtre de la voie du détecteur HgCdTe (3 bits);
- gain voie détecteur InSb (4 bits);
- gain voie détecteur HgCdTe (4 bits).

Ainsi se trouve définie une série de 19 fenêtres spectrales, F_j , aussi bien pour l'émission que pour l'absorption; les informations, formées de 46 bits par fenêtre, sont stockées dans le microprocesseur de l'expérience. En plus, il est prévu qu'une vingtième fenêtre puisse être programmée du sol. Les domaines spectraux qui correspondent à chaque fenêtre contiennent les « signatures spectrales » de plusieurs espèces chimiques.

VII.2. — LIMITES DE ZONES ATMOSPHÉRIQUES

Les zones atmosphériques, au nombre de 12 (Z_i), sont les tranches d'atmosphère en km servant également en

émission et en absorption; elles sont repérées par leurs limites entre 250 et 10 km (Z_1 correspondant à 250 km et Z_{12} à 10 km).

Les spectres solaires obtenus par visée à haute altitude serviront de référence pour l'interprétation des spectres contenant des raies d'absorption d'origine atmosphérique. De façon analogue, en émission, le niveau zéro de référence sera déterminée par visée à haute altitude.

VII.3. — MESURES EN ABSORPTION

Le calculateur du Spacelab (CDMS) possède, en mémoire, les valeurs de limite de zone; il calcule pour une orbite donnée les instants (T_1 à T_{12}) de passage aux limites de zones (T_1 pour passage de Z_1 à Z_2), transmet au microprocesseur du spectromètre les valeurs T_1 à T_{12} , les angles de prépositionnement du système de pointage, et toutes les 5 secondes les angles de positionnement à donner en cas de perte de la visée du Soleil. Le départ de l'horloge du microprocesseur est fourni par un top du CDMS.

VII.4. — MESURES EN ÉMISSION

En émission, les mesures se font par visée de l'atmosphère à altitude constante; ces altitudes sont choisies parmi les limites de zones atmosphériques définies en VII.2. L'information « limite de zone » choisie est transmise au CDMS, qui renvoie au microprocesseur de l'appareil les valeurs d'affichage correspondantes des deux codeurs du système de pointage; ces valeurs, mises à jour toutes les secondes, sont calculées par le CDMS en tenant compte des indications des détecteurs d'horizon montés sur la palette. Les indications des détecteurs d'horizon et des codeurs du miroir frontal de l'appareil sont comparées au cours de la mission, pendant le fonctionnement en absorption, par visée du Soleil afin d'introduire dans les calculs une correction de décalage entre l'altitude du Spacelab et le calage initial des codeurs.

VII.5. — SÉQUENCES DE MESURES

Il y a trois sortes de séquences de mesures : absorption coucher de Soleil, absorption lever de Soleil, émission. Il est prévu de placer en mémoire 20 séquences de mesures pour chacun de ces trois types.

En absorption, une séquence est fournie par 12 couples (correspondant aux zones atmosphériques) de 2 valeurs désignant des fenêtres spectrales (1 à 20).

Par exemple, une séquence en absorption coucher de Soleil peut s'écrire :

$$\begin{matrix} (F_5 F_5) & (F_{15} F_4) & (F_4 F_6) & \dots & (F_4 F_6) & (F_3 F_4) \\ Z_1 & Z_2 & Z_3 & Z_4 & Z_{10} & Z_{11} & Z_{12} \end{matrix}$$

Les limites de zones atmosphériques reportées en dessous indiquent les fenêtres balayées dans chaque zone :

- entre Z_1 et Z_2 fenêtre F_5
- entre Z_2 et Z_3 fenêtres F_{15} et F_4 en alternance.
- entre Z_3 et Z_{11} fenêtres F_4 et F_6 en alternance.
- entre Z_{11} et Z_{12} fenêtres F_3 et F_4 en alternance.

La même séquence en absorption-lever de soleil signifie, avec :

$$\begin{matrix} (F_5 F_5) & (F_{15} F_4) & (F_4 F_6) & \dots & (F_4 F_6) & (F_3 F_4) & (F_3 F_4) \\ Z_{12} & Z_{11} & Z_{10} & & & & \end{matrix}$$

que les fenêtres balayées sont :

- entre Z_{12} et Z_{11} fenêtre F_5
- entre Z_{11} et Z_{10} fenêtres F_5 et F_4 en alternance.

En émission, une séquence est fournie par, au plus, 9 groupes de 3 valeurs qui désignent :

- une limite de zone Z_i en km,
- une fenêtre spectrale F_j ,
- le nombre N_k de balayages de la fenêtre F_j à l'altitude Z_i .

La séquence en émission écrite sous la forme $(Z_i F_j N_k)$ ($Z_6 F_4 N_2$) signifie que :

- la fenêtre F_5 est balayée N_1 fois à l'altitude de visée Z_4 ,
- la fenêtre F_4 est balayée N_2 fois à l'altitude de visée Z_6 .

VIII. — UTILISATION DU SPACELAB

Les modalités pour embarquer un appareil sur Spacelab sont définies dans le document de base : SPAH (Spacelab Payload Accommodation Handbook), qui est remis à jour régulièrement, et par de nombreuses notes de la NASA, de l'ESA et du SPICE. Actuellement, certaines spécifications ne sont pas encore totalement connues; pour programmer le développement de l'appareil qui doit être livré au SPICE à la fin de l'année 1979, un certain nombre de choix ont été faits pour la conception et la réalisation des éléments du spectromètre.

La photo (fig. 12) de la partie sensible de l'appareil comportant le télescope, le monochromateur et le support des dispositifs de sortie, montre la conception utilisée pour la structure, en barres d'invar, en vue de limiter la masse tout en répondant aux impératifs d'alignement sous contraintes thermiques.

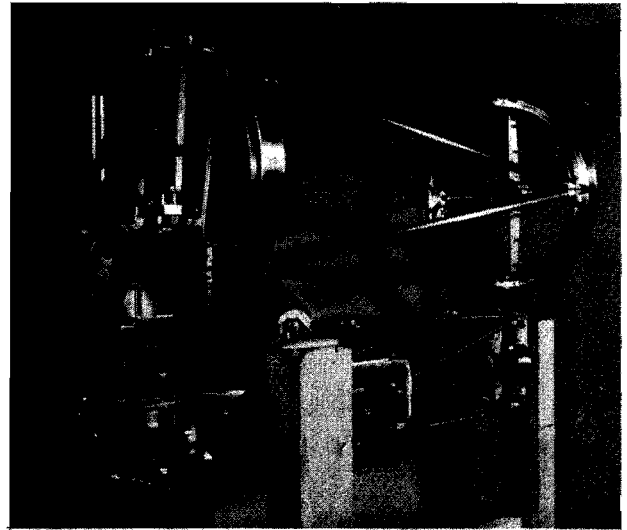


Fig. 12. — Télescope et monochromateur.

VIII.1. — IMPLANTATION DE L'APPAREIL

La position de l'appareil sur la palette est déterminée par la nécessité de viser le limbe terrestre avec ou sans Soleil en tenant compte des possibilités du miroir frontal (§ IV.2, fig. 4), de la mission à remplir par la navette et des objectifs des autres expériences embarquées.

On a vu, au paragraphe III.1 que pour le spectromètre, la durée des mesures en absorption est fonction de l'angle β que fait la direction du Soleil avec le plan de l'orbite de Spacelab. Pour le pointage en émission (§ VI.1.2), les indications des détecteurs d'horizon placés sur la palette sont indispensables pour connaître la direction de l'axe de visée du spectromètre.

L'implantation de l'expérience prévue sur la partie américaine de la palette correspond actuellement à une position verticale du spectromètre (fig. 13 et 14). Une position horizontale, permettant de supprimer la structure de liaison du spectromètre avec le plancher de la palette, apporterait un gain de masse de 11 kg; elle n'a pas été retenue par la NASA et l'ESA.

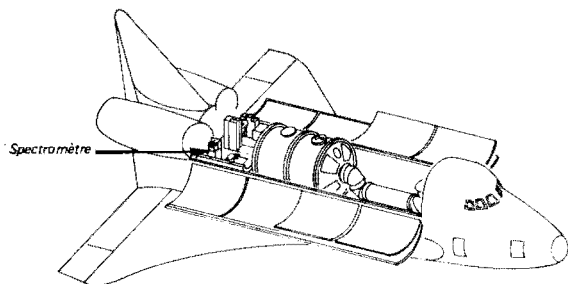


Fig. 13. — Implantation dans Spacelab et la navette.

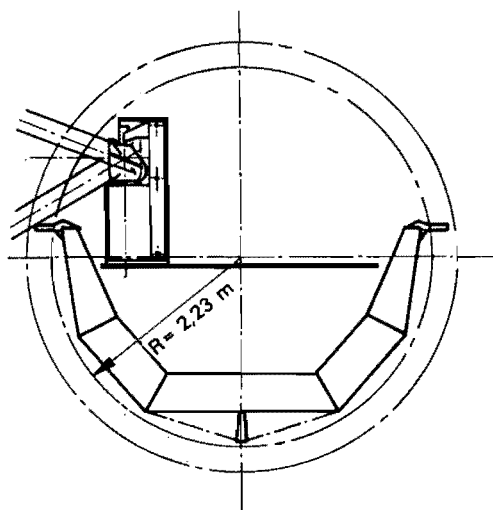


Fig. 14. — Implantation sur la palette.

VIII.2. — ENVIRONNEMENT MÉCANIQUE

Des essais d'environnement mécanique ont été réalisés pour connaître le niveau des contraintes imposées en certains points de l'appareil : boîtiers de l'électronique, fixations des réservoirs, miroir.

En vibrations sinusoïdales, il a été appliqué :

- 5 à 8,5 Hz 20 mm crête à crête
- 8,5 à 35 Hz 3 g
- 35 à 50 Hz 1 g.

En vibrations aléatoires, il a été appliqué :

- 20 à 700 Hz 0,05 g^2/Hz
- 700 à 2 000 Hz —9 dB/octave
- 2 000 Hz 0,0021 g^2/Hz .

L'analyse des réponses des capteurs n'a pas fait apparaître de coefficient de résonance inadmissible pour les divers éléments sensibles. Il faut signaler que la position verticale (fig. 6 et 15) du spectromètre nécessite l'étude d'une structure de fixation intermédiaire importante (11 kg), qui introduit elle-même des résonances pour certaines fréquences. Une position horizontale aurait permis de supprimer cette structure et d'avoir une fixation directe du spectromètre avec le plancher de la palette.

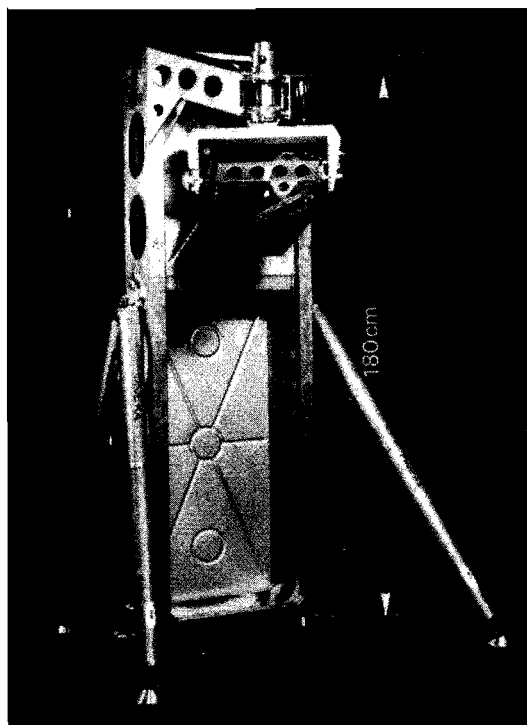


Fig. 15. — Caisson, miroir de pointage et structure de fixation.

VIII.3. — ENVIRONNEMENT THERMIQUE

L'étude du contrôle thermique du spectromètre au cours de la mission Spacelab est menée par le Centre Technique du CNES à Toulouse [10].

VIII.3.1. — Équipements électroniques.

La puissance dissipée dans les équipements électroniques placés dans le spectromètre est d'environ 150 W. L'étude thermique initiale a été faite avec un modèle simplifié comprenant 13 nœuds [10].

L'élévation de température des boîtiers électroniques est importante pendant les mesures en mode émission, qui peuvent durer 45 mn par orbite. Compte tenu de la phase « cold test » à laquelle sera soumis le Spacelab pendant 24 h et pour éviter que la température de l'électronique descende au-dessous de $-5^{\circ}C$, il semble que la solution du spectromètre entièrement superisolé soit à retenir; sous cet aspect, il est possible de faire fonctionner l'électronique pendant 45 mn par orbite. Pour une utilisation supérieure à 45 mn, pendant une dizaine d'heures, en émission, il est nécessaire de prévoir sur la face opposée au système de pointage l'ouverture d'un volet mobile libérant environ 2 500 cm^2 du panneau; son ouverture peut être commandée automatiquement à partir de thermocontacts; une solution avec caloducs diode peut être également envisagée.

VIII.3.2. — Revêtement du miroir secondaire.

Dans le mode absorption, l'énergie solaire arrive fortement concentrée sur le miroir secondaire M_3 ; son comportement thermique a été calculé en tenant compte du spectre solaire incident et du coefficient d'absorption du revêtement (or ou argent). Un contrôle a été fait sur des miroirs doré et argenté pour vérifier les résultats de calculs. Dans le cas du miroir argenté, la puissance absorbée est de 3,6 W (au lieu de 6,7 pour le miroir doré); compte tenu de ces

conditions, en partant de 20 °C, une température de 70 °C est atteinte au bout de 11 mn; le retour à 20 °C exige 200 mn environ.

VIII.3.3. — Allègement de la structure.

Pour homogénéiser les températures de l'appareil et éviter les réflexions parasites, toutes les pièces et les panneaux intérieurs seront peints en noir; pour alléger les capotages, les ouvertures pratiquées dans les panneaux seront recouvertes par la face interne du superisolant (feuille de mylar d'épaisseur supérieure à 25 µm) peinte en noir.

VIII.4. — PROCÉDURES EN LIAISON AVEC SPACELAB

L'énumération rapide des opérations nécessaires à l'expérience donnent une indication des liaisons à établir avec le Spacelab.

a) État passif avec mise hors tension, excepté un relais d'alimentation consommant environ 5 W et transmissions des données analogiques de température.

b) État d'attente ou, après un test de température, l'alimentation de l'électronique du module (EMOD) et de la palette (EPAL) est appliquée et le cryostat mis en fonction. Les informations d'état sont transmises au HRM, et les informations analogiques d'état et de données sont envoyées au CDMS.

c) État calibration, où la lampe de calibration est alimentée et le spectromètre fonctionne normalement en donnant des spectres transmis au CDMS et visualisés par le « Payload Specialist » pour analyse des résultats; toutes les données sont transmises au centre de contrôle (POCC) via le HRM.

d) Mode absorption, avec prépointage sur le Soleil, par le CDMS, du miroir frontal à ± 5° près, puis fonctionnement avec le senseur solaire de poursuite; séquence de mesures avec visualisation de 5 % de données (1 spectre sur 20) par le « Payload Specialist ». Toutes les données sont transmises au POCC via le HRM.

e) Mode émission, où le miroir frontal est pointé sur le limbe à altitude constante suivant les données du CDMS. L'interprétation des mesures, nécessaires dans ce mode pour augmenter le rapport signal/bruit, est faite au sol. Les

données de calibration sont transmises au CDMS, et les autres données au POCC via le HRM.

f) Mode contrôle thermique, où le CDMS commande le chauffage de l'appareil, pendant le test froid.

g) Mode fin d'expérience, où les axes du dispositif de pointage sont bloqués, et le cryostat et l'alimentation de l'électronique sont arrêtés.

La figure 16 montre de façon simplifiée la séquence normale des opérations.

IX. — CONCLUSION

Les possibilités de travail dans l'espace vont être considérablement élargies par le Spacelab, et seront ouvertes aux utilisateurs, scientifiques ou non, peu familiers des techniques spatiales; la première mission du Spacelab sera sans aucun doute, pour les ingénieurs de la NASA et de l'ESA, comme aussi pour tous les responsables d'expérimentations en orbite, une occasion pour apprendre à vivre et à travailler ensemble sans trop se gêner les uns les autres.

Une de ces expériences, visant à la surveillance de la haute atmosphère dans le temps et dans l'espace, ne peut être effectuée qu'à partir de satellites, bien qu'elle nécessite une instrumentation d'une complexité telle que la présence d'un opérateur semble indispensable malgré son haut degré d'automatisation : aussi Spacelab est-il la plateforme idéale pour une telle expérimentation. La description de l'instrument et de sa mise en œuvre dans l'espace fait l'objet de cet article.

Cette expérience est faite en étroite collaboration entre la France et la Belgique. La partie française est partiellement financée par le CNES; le Centre de Toulouse du CNES apporte une contribution technique à la préparation de l'expérience.

Manuscrit remis le 10 novembre 1978.

RÉFÉRENCES

- [1] GIRARD A. — Spectromètre à grille. — Appl. Opt., t. 2 (1963), p. 79.
- [2] GIRARD A., FONTANELLA J. C. et GRAMONT L. — Détection de l'oxyde azotique dans la stratosphère. — C. R. Ac. Sci., série B, t. 276 (1973), p. 845.
- [3] ACKERMAN M., FONTANELLA J. C., FRIMOUT D., GIRARD A., LOUISNARD N., MULLER C. and NEVEJANS D. — Stratospheric nitric oxide from infrared spectra. — Nature, t. 245 (1973), p. 205.
- [4] FONTANELLA J. C., GIRARD A., GRAMONT L. and LOUISNARD N. — Vertical distribution of NO, NO₂ and HNO₃ from stratospheric infrared spectra. — Proc. 3rd Conf. CIAP (1974), p. 217; Appl. Opt., t. 14, n° 4 (1975), p. 825.
- [5] ACKERMAN M., FONTANELLA J. C., FRIMOUT D., GIRARD A., LOUISNARD N. and MULLER C. — Simultaneous measurements of NO and NO₂ in the stratosphere. — Planet. Space Sci., t. 23 (1975), p. 651.
- [6] ACKERMAN M., FRIMOUT D., GIRARD A., GOTTIGNIES M. and MULLER C. — Stratospheric HCl from infrared spectra. — Geoph. Rest. Let., t. 3, n° 2 (1976), p. 81.
- [7] ACKERMAN M. — NO, NO₂ and HNO₃ below 35 km in the atmosphere. — J. Atm. Sci., t. 32 (1975), p. 1649.
- [8] GIRARD A., BESSON J., GRAMONT L. et HAZIZA E. — Spectromètre automatique aéroporté pour la surveillance des gaz à l'état de trace dans la haute atmosphère. — Météorologie, VI^e série, n° 10 (septembre 1977), p. 3-14.
- [9] BESSON J. — Pointeur solaire. — Note Technique ONERA, n° 88 (1965).
- [10] ROLFO A. — Contrôle thermique du spectromètre à grille ONERA (IESO13). — Note CNES n° 78/CT/PRT/SST/TH/84 (28 mars 1978).

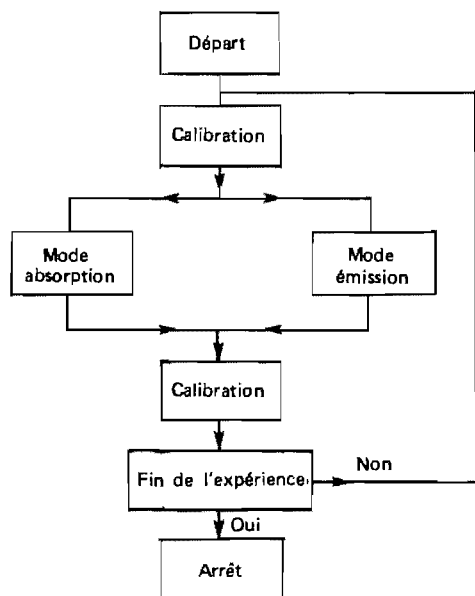


Fig. 16. — Phases de fonctionnement.