

PREMIER MINISTRE**COMMISSARIAT A L'ENERGIE ATOMIQUE**

4.0

**SPECTROMETRE POUR PROTONS
COSMIQUES ET SOLAIRES
EXPERIENCE S 72
EMBARQUEE A BORD DU SATELLITE ESRO II**

par

*Yves AMRAM, Guy DETOURNE, Christian HUGOT,
Pierre MALAVAL, Jacques ANDREJOL,
François AXISA, Jacques ENGELMANN,
Lydie KOCH*

Centre d'Etudes Nucléaires de Saclay

Rapport CEA - R - 3700

1968

Ha

SERVICE CENTRAL DE DOCUMENTATION DU C.E.A

C.E.N - SACLAY B.P. n°2, 91 - GIF-sur-YVETTE - France

CEA-R-3700 - AMRAM Yves, DETOURNE Guy,
HUGOT Christian, MALAVAL Pierre,
ANDREJOL Jacques, AXISA François,
ENGELMANN Jacques, KOCH Lydie

SPECTROMETRE POUR PROTONS COSMIQUES ET SOLAIRES
EXPERIENCE S 72 EMBARQUEE A BORD DU SATELLITE
ESRO II

Sommaire. - On décrit une expérience de spectrométrie de particules chargées d'origine cosmique, destinée au satellite européen ESRO II, dont le lancement est prévu en mai 1968.

L'orbite de ce satellite étant polaire, l'expérience doit permettre de mesurer suivant la latitude, soit le spectre d'énergie des protons solaires, soit celui des protons de la couche interne de Van Allen, soit encore le spectre d'abondance des noyaux galactiques de charge inférieure à 6.

CEA-R-3700 - AMRAM Yves, DETOURNE Guy,
HUGOT Christian, MALAVAL Pierre,
ANDREJOL Jacques, AXISA François,
ENGELMANN Jacques, KOCH Lydie

SPECTROMETER FOR COSMIC AND SOLAR PROTONS
EXPERIMENT S 72 ABOARD THE SATELLITE ESRO II

Summary. - The authors describe an experiment designed for the spectrometry of charged particles, and intended for the european satellite ESRO II, the launch of which is planned for may 1968.

The polar orbit of this satellite will enable the experiment to measure, depending on the geomagnetic latitude, either the energy of solar protons, or the spectrum of the protons of the internal Van Allen belt, or even the spectrum of the abundance of galactic nuclei whose charge is smaller ,

L'appareil comprend deux parties :

- une sonde comportant un télescope de détecteurs à jonctions en silicium (au lithium diffusé) de grande surface et les préamplificateurs ;
- un boîtier électronique comprenant les amplificateurs, les circuits de discrimination d'amplitude et de coïncidence, le convertisseur analogique-numérique qui permet le codage de la perte d'énergie d'une particule incidente dans l'une des jonctions, l'échelle de comptage du flux des particules, et l'interface de liaison avec la télémesure du satellite.

L'ensemble pèse 1 350 g, consomme 350 mW et fonctionne normalement de - 20 °C à + 50 °C.

Après l'exposé de l'organisation de l'expérience et après la description des circuits et de leur fonctionnement, on insiste plus particulièrement sur la façon dont ont été respectés les impératifs propres à l'électronique spatiale :

./.

than 6.

The equipment is built in two parts :

- a sensor including a telescope of solid state detectors of large area (lithium drifted silicon) and the preamplifiers ;
- an electronic unit including the amplifiers, the pulse height discriminators and the coincidence circuits, the analog-to-digital converter which encodes the energy loss of an incident particle in one of the detectors, the scaler for counting the flux of the particles, and the interface to the telemetry system of the satellite.

The equipment weights 1 350 grams, drains 350 mW and is designed for normal operation from - 20 °C to + 50 °C.

After the discussion of the design principles and after the description of the circuits and the explanation of their

./.

légèreté, faible consommation, tenue aux vibrations, large gamme de température de fonctionnement et fiabilité.

On décrit également les modifications apportées au modèle de vol F 2 après l'échec du lancement du modèle F 1 en mai 1967.

1968

87 p.

Commissariat à l'Energie Atomique - France

operation, emphasis will be laid on how have been met the requirements specific to space electronics : lightness, low power drain, vibration strength, wide range of working temperatures and above all reliability.

The modifications brought to the flight model F 2 after the failure of the launch of the model F 1 in may 1967 are also reported.

1968

87 p.

Commissariat à l'Energie Atomique - France

A partir de 1968, les rapports CEA sont classés selon les catégories qui figurent dans le plan de classification ci-dessous et peuvent être obtenus soit en collections complètes, soit en collections partielles d'après ces catégories.

Ceux de nos correspondants qui reçoivent systématiquement nos rapports à titre d'échange, et qui sont intéressés par cette diffusion sélective, sont priés de se reporter à la lettre circulaire CENS/DOC/67/4690 du 20 décembre 1967 que nous leur avons adressée, et qui précise les conditions de diffusion.

A cette occasion nous rappelons que les rapports CEA sont également vendus au numéro par la Direction de la Documentation Française, 31, quai Voltaire, Paris 7^e.

PLAN DE CLASSIFICATION

- | | |
|--|--|
| 1. APPLICATIONS INDUSTRIELLES DES ISOTOPES ET DES RAYONNEMENTS | 8. PHYSIQUE |
| 2. BIOLOGIE ET MEDECINE | 8. 1 Accélérateurs
8. 2 Electricité, électronique, détection des rayonnements
8. 3 Physique des plasmas
8. 4 Physique des états condensés de la matière
8. 5 Physique corpusculaire à haute énergie
8. 6 Physique nucléaire
8. 7 Electronique quantique, lasers |
| 2. 1 Biologie générale
2. 2 Indicateurs nucléaires en biologie
2. 3 Médecine du travail
2. 4 Radiobiologie et Radioagronomie
2. 5 Utilisation des techniques nucléaires en médecine | 9. PHYSIQUE THEORIQUE ET MATHEMATIQUES |
| 3. CHIMIE | 10. PROTECTION ET CONTROLE DES RAYONNEMENTS. TRAITEMENT DES EFFLUENTS |
| 3. 1 Chimie générale
3. 2 Chimie analytique
3. 3 Procédés de séparation
3. 4 Radiochimie | 10. 1 Protection sanitaire
10. 2 Contrôle des rayonnements
10. 3 Traitement des effluents |
| 4. ETUDES DU DOMAINE DE L'ESPACE | 11. SEPARATION DES ISOTOPES |
| 5. GEOPHYSIQUE, GEOLOGIE, MINERALOGIE ET METEOROLOGIE | 12. TECHNIQUES |
| 6. METAUX, CERAMIQUES ET AUTRES MATERIAUX | 12. 1 Mécanique des fluides - Techniques du vide
12. 2 Techniques des températures extrêmes
12. 3 Mécanique et outillage |
| 6. 1 Fabrication, propriétés et structure des matériaux
6. 2 Effets des rayonnements sur les matériaux
6. 3 Corrosion | 13. UTILISATION ET DEVELOPPEMENT DE L'ENERGIE ATOMIQUE |
| 7. NEUTRONIQUE, PHYSIQUE ET TECHNOLOGIE DES REACTEURS | 13. 1 Centres d'études nucléaires, laboratoires et usines
13. 2 Etudes économiques, programmes
13. 3 Divers (documentation, administration, législation, etc...) |
| 7. 1 Neutronique et physique des réacteurs
7. 2 Refroidissement, protection, contrôle et sécurité
7. 3 Matériaux de structure et éléments classiques des réacteurs | |

- Rapport CEA-R-3700 -

Centre d'Etudes Nucléaires de Saclay

Département d'Electronique Générale
Service d'Instrumentation Nucléaire

Service d'Electronique Physique

SPECTROMETRE POUR PROTONS COSMIQUES ET SOLAIRES EXPERIENCE S 72 EMBARQUEE A BORD DU SATELLITE ESRO II

par

Yves AMRAM, Guy DETOURNE, Christian HUGOT,
Pierre MALAVAL,

Département d'Electronique Générale
Service d'Instrumentation Nucléaire

Jacques ANDREJOL, François AXISA,
Jacques ENGELMANN, Lydie KOCH

Service d'Electronique Physique

- Décembre 1968 -

Les rapports du COMMISSARIAT A L'ENERGIE ATOMIQUE sont, à partir du n° 2200, en vente à la Documentation Française, Secrétariat Général du Gouvernement, Direction de la Documentation, 31, quai Voltaire, PARIS VII^e.

The C.E.A. reports starting with n° 2200 are available at the Documentation Française, Secrétariat Général du Gouvernement, Direction de la Documentation, 31, quai Voltaire, PARIS VII^e.

P L A N

I - INTRODUCTION

I.1 - Historique

I.2 - Organisation du CERS

I.2.1 - CERS

I.2.2 - ESTEC

I.2.3 - ESLab

I.2.4 - ESTrack

I.2.5 - ESOC

II - LE SATELLITE ESRO II

II.1 - Expériences embarquées

II.2 - Orbite

II.3 - Télécommunications

II.3.1 - Emission

II.3.2 - Réception

II.4 - Liaisons expérience/satellite

II.4.1 - Puissance électrique

II.4.2 - Canaux de télémesure

II.5 - Conditions d'ambiance

II.5.1 - Température en orbite

II.5.2 - Vibrations au lancement

II.5.3 - Propreté magnétique

III - L'EXPERIENCE S 72 : ASPECT SCIENTIFIQUE

III.1 - Buts

III.2 - Principe de l'appareil

III.3 - Modes de mesure

III.4 - Corrélation avec les résultats des expériences S 25 et S 27

IV - L'EXPERIENCE S 72 : ASPECT TECHNIQUE

IV.1 - Moyens impartis

IV.1.1 - Poids

IV.1.2 - Puissance électrique

IV.1.3 - Canaux de télémesure

IV.1.4 - Canaux de télécommande

IV.2 - Organisation du travail

IV.2.1 - C.E.N. Saclay

IV.2.2 - SINTRA

IV.3 - Choix de la solution

IV.3.1 - Voie analyse

IV.3.2 - Voie comptage

IV.4 - Description de la sonde S 72 A

IV.4.1 - Télescope

IV.4.2 - Préamplificateurs

IV.5 - Description du boîtier électronique S 72 B

IV.5.1 - Amplificateurs

IV.5.2 - Circuits de décision

IV.5.3 - Analyse d'amplitude

IV.5.4 - Mesure du temps

IV.5.5 - Comptage

IV.6 - Réalisation

IV.7 - Performances globales

V - FIABILITE

V.1 - Fiabilité de l'appareil

V.1.1 - Sélection des composants

V.1.2 - Fiabilité au niveau de la conception

V.1.3 - Fiabilité au niveau de la réalisation

V.1.4 - Fiabilité prévisionnelle

V.2 - Pannes

V.2.1 - Modèle P_1

V.2.2 - Modèle P_2

V.2.3 - Modèle F_1

V.2.4 - Modèle F_2

V.2.5 - Modèle F_3

VI - ESSAIS

VI.1 - Philosophie

VI.2 - Spécifications des essais

- VI.2.1 - Vibration sinusoïdale des sous-ensembles
- VI.2.2 - Vibration sinusoïdale du satellite complet
- VI.2.3 - Vibration en bruit blanc du satellite complet
- VI.2.4 - Vide thermique

VI.3 - Qualification des expériences

- VI.3.1 - Description des essais effectués
- VI.3.2 - Matériel de test

VI.4 - Qualification des satellites

- VI.4.1 - Description des essais effectués
- VI.4.2 - Station de vérification
- VI.4.3 - Installations d'essais

VI.5 - Essais sur l'aire de lancement

VII - ECHEC DU LANCEMENT DE F₁

VIII - MODIFICATIONS

- Télécommande du seuil d'analyse
- Suppression des interférences HF
- Filtrage de la tension d'alimentation des détecteurs

IX - CONCLUSIONS - REMERCIEMENTS

SPECTROMETRE POUR PROTONS COSMIQUES ET SOLAIRES EXPERIENCE S 72 EMBARQUEE A BORD DU SATELLITE ESRO II

I - INTRODUCTION

I.1 - Historique

Au mois d'Avril 1964, le projet d'une expérience de mesure du flux et de spectrométrie des protons solaires et cosmiques entre 35 MeV et 1 GeV a été proposé par le Service d'Electronique Physique au Centre Européen de Recherches Spatiales (CERS/ESRO). Cette expérience a été acceptée par cet organisme pour faire partie de la charge utile du satellite ESRO II destiné à l'astronomie solaire et à l'étude du rayonnement cosmique et dont le lancement était prévu pour le 1er Mars 1967. *

La figure 1 montre une vue éclatée du satellite et l'emplacement des 7 expériences qui se trouvent à bord (cf. paragraphe II.1).

* ESRO rebaptisé IRIS (International Radiation Investigation Satellite) a été lancé avec succès le 17 Mai 1968 et pour le moment, notre expérience fonctionne parfaitement depuis lors.

I. 2 - Organisation du CERS/ESRO

Il n'est pas inutile, pour bien comprendre le cadre dans lequel le présent travail a été mené, d'exposer brièvement l'organisation du CERS, en se limitant aux installations directement concernées par les satellites.

Le CERS, créé en Mars 1964 par 11 pays européens, comporte sept établissements :

I. 2. 1 - Le CERS/ESRO

Le siège de l'organisation, à Paris, comprend en particulier le conseil scientifique qui décide du programme et également de la composition de la charge utile d'un satellite ou d'une fusée.

I. 2. 2 - L' ESTeC (European Space Technology Centre) à Noordwijk (Pays-Bas)

Il groupe l'ensemble des laboratoires de recherches et des installations d'essais avant envoi au champ de tir. C'est à l'ESTeC qu'ont eu lieu les essais de qualification de vol du satellite F₂.

I. 2. 3 - L'ESLab (European Space Laboratory) à Noordwijkerhout (Pays-Bas)

Il a la responsabilité des expériences embarquées et peut mettre à la disposition des différents groupes scientifiques un laboratoire équipé, permettant ainsi l'exécution de légères modifications en évitant de fréquents déplacements de personnes ou de matériel.

I. 2. 4 - Le réseau ETrack

Ce réseau est destiné à la trajectographie du satellite, à la réception des signaux de télémessure et à l'émission des télécommandes.

Les stations de réception sont équipées de 2 récepteurs de façon à recevoir simultanément les 2 émetteurs du satellite ESRO II (cf. paragraphe II. 2. 1). Après démodulation les signaux vidéo sont enregistrés sur bande magnétique. La vitesse de déroulement de la bande est choisie d'après la cadence de transmission du message provenant du satellite. La plupart de ces stations expédient hebdomadairement à l'ESOC leurs bandes magnétiques.

Une aide est fournie par des stations de réception américaines (réseau STADAN de la NASA) ou françaises (Brétigny, Kourou du CNES).

La station principale est située à REDU dans les Ardennes belges. Elle est reliée par une ligne téléphonique permanente à l'ESOC.

I. 2. 5 - ESOC (European Space Operation Centre) à Darmstadt (Allemagne Fédérale)

Les résultats provenant des différentes stations de réception sont rassemblés à l'ESOC, décodés et enregistrés sur une bande magnétique digitale. A partir de cette bande de données brutes, on établit pour chaque expérimentateur une bande magnétique où sont enregistrés les résultats de son expérience et divers renseignements concernant le satellite (coordonnées, attitude, etc...).

II - LE SATELLITE ESRO II -

II.1 - Expériences embarquées

Le tableau suivant résume les caractéristiques des six autres expériences embarquées.

N° expér	Laboratoire chargé de l'expérience	Responsables scientifiques	Détecteurs utilisés	Rayonnements étudiés	Objectifs scientifiques
S 25	Imperial college, Londres	Pr Elliot, Dr Queenby, Mr Bewick	2 compteurs GM (Anton 112 et 302)	Electrons $E > 1$ MeV Protons $E > 15$ MeV	"Monitoring" général des particules chargées
S 27	" "	Pr. Elliot, Dr Queenby, Dr Hynds	4 jonctions + écrans	Protons $1 < E < 100$ MeV Alpha $5 < E < 70$ MeV	Etude des éruptions solaires et des protons des zones de Van Allen
S 28	" "	Pr Elliot, Dr Queenby, Dr Durney	2 scintillateurs plastiques 2 compteurs proportionnels 1 détecteur Cerenkov	Protons et Alpha de rigidité comprise entre 0,4 et 0,8 GV	Mesure des flux de protons et alpha galactiques et solaires dans un même intervalle de rigidité
S 29	University of Leeds	Dr Marsden Dr Jakeways	1 compteur Cerenkov à gaz associé à 2 scintil. minces surmontés d'écrans de plomb	Electrons $E > 15$ MeV	Etude du flux d'électrons primaires d'énergie > 15 MeV
S 36	University of Leicester University College, Londres	Pr Stewardson Dr Pounds Pr Boyd Dr Bowen M Culhane	5 compteurs proportionnels	Rayons X de 1 à 20 Å	Rayonnement X du soleil actif
S 37	Université d'Utrecht	Pr de Jäger Dr de Graaf Dr Brinkman	2 compteurs proportionnels	Rayons X de 44 à 60 Å	Rayonnement X du soleil actif

II.2 - Orbite

Pour satisfaire les demandes des scientifiques (Juillet 1963), afin d'obtenir un ensoleillement maximum et en tenant compte du vecteur de lancement (fusée SCOUT), l'orbite nominale a été fixée comme suit :

- inclinaison : 98°
- perigée : 350 km
- apogée : 1 100 km (900 km en fin de vie)
- période : 99 minutes

Un système de commande d'attitude est destiné à maintenir l'axe de spin du satellite à $\pm 10^\circ$ près dans un plan normal au vecteur soleil-terre.

Ces éléments d'orbite ont été calculés en supposant une charge utile maximale de 84 kg (y compris les 11 kg du système de séparation du satellite du dernier étage de la fusée) dont 17 kg environ sont réservés aux scientifiques.

II.3 - Télécommunications

II.3.1 - Emission

a) La trajectographie du satellite en orbite repose sur un réseau opérant dans la bande de fréquence de 136 MHz. Un émetteur à "basse puissance" (0,2 W) à bande passante étroite, fonctionne en permanence et sert de balise. (fréquence 136,89 MHz).

La porteuse est modulée en phase par une sous-porteuse à 128 Hz et est modulée ensuite en fréquence (FSK) par la modulation transmise par le codeur de télémesure PCM.

b) Ces informations codées sont également enregistrées à bord sur une bande magnétique à déroulement continu dont la capacité correspond à un peu plus d'une orbite. Le satellite n'est en vue d'une station de réception que pendant 5 minutes environ pour une durée d'orbite de 100 minutes.

Pour lire le contenu de la bande magnétique, on télécommande l'arrêt de l'enregistrement et la relecture de la bande magnétique à vitesse élevée (rapport 32/1). Un émetteur à "haute puissance" (2 W environ) fonctionnant à 136,05 MHz, modulé directement par le signal "split phase" de l'enregistreur, retransmet le message avec un spectre de fréquence assez large correspondant à la densité de 32 x 128 chiffres binaires par seconde.

La combinaison des données transmises par les deux émetteurs permet la couverture complète de l'orbite.

II.3.2 - Réception

Le récepteur de télécommande, fonctionnant à la fréquence de 148,25 MHz transmet au décodeur de télécommande des impulsions de durée codée.

II.4 - Liaisons expérience-satellite

Du point de vue de l'expérimentateur le satellite peut être considéré comme un laboratoire où certains services techniques sont assurés à l'utilisateur :

II.4.1 - Puissance électrique

Elle est fournie sous forme de tensions régulées. Les alimentations sont communes à tous les expérimentateurs et en conséquence une certaine redondance a été imposée à chacun de façon à éviter que l'alimentation ne soit court-circuitée par le défaut d'un seul composant (cf. paragraphe V.I.2).

II.4.2 - Canaux de télémesure

Le système de télémesure adopté pour les satellites ESRO I et ESRO II est du type PCM (pulse coded modulation) avec super- et sous-commutation de mots de 8 chiffres binaires avec synchronisation de ligne, sans synchronisation de mot et sans bit parité par mot / 1 /. Le format représenté figure 2 comporte 8 lignes de 32 mots transmis séquentiellement. Le codeur de télémesure explore séquentiellement les sorties numériques et analogiques des différents appareils. En effet, un codeur analogique-numérique transforme les mesures de tension en nombres de 8 chiffres binaires.

Les résultats numériques doivent être disponibles dans chaque expérience dans des registres à glissement. Le codeur de télémesure fournit le signal de synchronisation de mot (signal de sélection) et le signal d'horloge. Ainsi les résultats disponibles sous forme parallèle sortent sous forme séquentielle, les chiffres binaires les plus significatifs en tête.

Sur les 128 bits transmis par seconde, 31 seulement sont réservés aux scientifiques, dont 18 à l'expérience S 72.

II.5 - Conditions d'ambiance

L'ensemble de ces conditions d'environnement (cf. paragraphe VI), les tolérances, les niveaux des essais sur les prototypes d'expériences ou de satellites, et les limites des contraintes à appliquer lors des essais ont fait l'objet de spécifications très détaillées de HAWKER SIDDELEY DYNAMICS, maître d'oeuvre du satellite.

II.5.1 - Température en orbite

Dans le satellite ESRO II, il n'est pas prévu de pressurisation ou de thermostat. La gamme nominale de températures est de -10°C à $+30^{\circ}\text{C}$, mais l'équipement doit pouvoir supporter en fonctionnement -20°C à $+40^{\circ}\text{C}$, et -20°C à $+60^{\circ}\text{C}$ lorsque les alimentations sont coupées. Il faut tenir compte en effet de conditions imprévisibles : par exemple orbite réelle différente de celle initialement prévue, ou d'un changement progressif au cours de la vie du satellite.

Ces conditions d'ambiance sont quelquefois aggravées par le vide partiel pendant le lancement, dangereux surtout pour les appareils susceptibles de produire un effet Corona.

II.5.2 - Vibrations au lancement

Le niveau des vibrations au moment du lancement dépend à la fois du porteur et du coefficient d'amplification mécanique dû à la structure du satellite. Ces contraintes conduisent au moulage des circuits et au renforcement des structures mécaniques. Malgré l'emploi de matériaux légers on en arrive à ce que les composants ne représentent que le tiers du poids total.

II.5.3 - Propreté magnétique

La modification de l'attitude du satellite est obtenue par un électro-aimant qui crée avec le champ magnétique terrestre un couple de correction. Pour ne pas être obligé d'effectuer cette correction trop souvent, on s'efforce de maintenir à une valeur assez faible le moment magnétique résultant du satellite. En particulier, les moments créés par les relais à maintien magnétique ont été compensés par un positionnement tête-bêche et l'on a utilisé des connecteurs non magnétiques.

III - L'EXPERIENCE S 72 : ASPECT SCIENTIFIQUE -

III.1 - Buts scientifiques de l'expérience

L'expérience S 72 / 2 / est principalement destinée à la mesure du flux et de la distribution d'énergie des protons de 25 à 1 000 MeV d'origine solaire ou cosmique. On espère, de plus, enregistrer les flux de particules relativistes de charge inférieures à 6 (lithium, béryllium et bore) et mesurer le spectre des protons de la ceinture intérieure de Van Allen.

Ces différents types de mesure seront effectués en diverses régions de l'orbite, le champ magnétique terrestre servant d'analyseur de rigidité.

Bien que de nombreux renseignements sur les éruptions solaires aient déjà été rassemblés durant le dernier cycle solaire, il n'existe pas encore un modèle satisfaisant englobant toutes les observations faites. Durant le prochain cycle solaire, des mesures simultanées faites sur terre,

en ballon et en satellite avec des instruments plus élaborés permettront une meilleure compréhension de ces phénomènes.

L'expérience S 72, qui mesurera avec précision le spectre des protons solaires et ses variations au cours du temps, doit permettre de contribuer à cette étude.

III. 2 - Principe de l'appareil

La sonde comporte trois détecteurs semi-conducteurs (figure 3). Deux sont en forme de disque et, fonctionnant en coïncidence, forment un télescope (détecteurs A et B) tandis que le troisième (C) a la forme d'un parallélépipède entourant le télescope. Fonctionnant en anticoincidence (mode A B \bar{C}) il permet d'éliminer les événements provenant de gerbes nucléaires.

Les particules chargées traversant le détecteur A y perdent en moyenne une énergie qui est représentée sur la figure 4 en fonction de leur énergie et de leur numéro atomique / 3 /.

L'amplitude crête de l'impulsion recueillie à la sortie du détecteur A est exprimée sous forme d'un nombre à 8 moments binaires par un analyseur d'amplitude multicanal.

La gamme de mesure de l'appareil s'étend de 0,7 j à 35 j, j étant la perte d'énergie subie par un proton au minimum d'ionisation dans le détecteur considéré. Ces limites ont les implications suivantes :

a) Limite inférieure à 0,7 j

Aux latitudes géomagnétiques d'environ 60°, l'appareil détectera des électrons relativistes provenant de la ceinture extérieure de Van Allen. Ces particules subissent une perte d'énergie comprise entre 0,7 j et 1,2 j (en tenant compte des fluctuations de Landau). La position du pic résultant dans le spectre en énergie fournira une vérification de l'étalonnage de l'appareil.

b) Limite supérieure à 35 j

On pourra ainsi enregistrer des α dont l'énergie sera supérieure à 42 MeV par nucléon et d'autres particules dont le numéro atomique est inférieur à 6.

III. 3 - Modes de mesure

On peut distinguer différents modes de mesure suivant la position du satellite sur l'orbite :

a) latitude géomagnétique supérieure à 70°

Dans ce cas on analyse les flux de protons d'énergie supérieure à 25 MeV et les flux de particules α d'énergie supérieure à 170 MeV.

La limite inférieure en énergie pour les protons est déterminée par la quantité de matière dans le support du détecteur A, que chaque particule atteignant le détecteur B qui fonctionne en coïncidence, doit traverser.

Il existera une légère ambiguïté puisque l'on ne peut distinguer les particules α d'une énergie supérieure à 160 MeV des protons d'énergie comprise entre 25 et 100 MeV. Cependant, la faible contamination du spectre des protons par les particules α pourra être déterminée par extrapolation. Dans ce mode de mesure, le but principal est de détecter et d'analyser les particules émises lors des sursauts solaires et d'observer les variations du flux galactique dues au phénomène de modulation solaire.

b) latitudes voisines de 60°

Dans ce cas, le satellite traverse les "cornes" de la couche extérieure de Van Allen, et le télescope détecte principalement des électrons d'énergie supérieure à 1,5 MeV. Le spectre obtenu sur la voie analyse permet de contrôler l'étalonnage de l'appareil.

c) latitudes géomagnétiques inférieures à 40°

Du fait de la coupure géomagnétique, seules parviennent les particules galactiques au minimum d'ionisation, perdant une énergie proportionnelle à Z^2 j (où Z est la charge de la particule). Ainsi on pourra mesurer le spectre des charges des rayonnements cosmiques relativistes dont le numéro atomique est inférieur à 6.

En fait, à ces latitudes, le satellite peut, suivant la longitude de l'orbite et la position de l'apogée, passer à travers la ceinture intérieure de Van Allen. Cette éventualité se confirme aisément par un brusque accroissement du taux de comptage. En effet, en ce cas, les protons piégés qui ont une énergie supérieure à 25 MeV seront enregistrés et analysés.

d) fonctionnement en seuil haut

Par télécommande (cf. paragraphe IX.1) on peut commuter un autre mode de fonctionnement dans lequel une particule n'est enregistrée que si la perte d'énergie dans la jonction A est supérieure à 2,6 j. Il est ainsi possible de n'enregistrer que les protons d'énergie comprises entre 25 et 200 MeV et d'ignorer les électrons relativistes que l'on s'attend à trouver en grand nombre le long de l'orbite et en particulier au voisinage de l'anomalie atlantique.

III.4 - Corrélations avec les résultats des expériences S 27 et S 25

Les résultats de S 72 seront corrélés avec les données provenant de l'expérience S 27 qui mesure le flux des protons d'énergie de 1 à 100 MeV. D'autre part les données brutes de l'expérience S 25 seront fournies à tous les expérimentateurs et leur donneront ainsi une indication quantitative du flux global de particules le long de l'orbite.

IV - L'EXPERIENCE S 72 : ASPECT TECHNIQUE -

IV.1 - Moyens impartis

IV.1.1 - Poids

	<u>Valeurs prévues</u>	<u>Valeurs réelles</u>
- Poids de la sonde S 72 A	250 g	340 g
- Poids du boîtier électronique S 72 B	950 g	965 g

IV.1.2 - Puissance électrique

Des sources d'alimentation réglées sont communes à toutes les expériences.

Tensions nominales	Valeurs prévues		Valeurs réelles (+)	
	Courants mA	Puissance ⁽⁺⁺⁾ mW	Courants mA	Puissance ⁽⁺⁺⁾ mW
+ 6 V \pm 1 %	21	125	22	132
+ 3 V \pm 5 %	21,5	65	20	60
- 6 V \pm 1 %	18	110	27	162
- 1 V \pm 1 %	0,5	0,5	0,5	0,5
Total	-	300	-	354

IV.1.3 - Canaux de télémessure

Les canaux de télémessure (cf. figure 2) affectés à l'expérience S 72 sont les suivants :

a) Signaux d'information numérique

Le canal S 72.1 (DOI) correspond à un mot de 16 bits lu toutes les 4 secondes. Les deux chiffres binaires de plus fort poids correspondent

(+) après les modifications du paragraphe IX.

(++) valeurs maximales.

aux états des relais T_2 et T_1 . Les 12 chiffres suivants représentent le contenu de l'échelle de la voie de comptage. Les deux chiffres les moins significatifs ne sont pas utilisés.

Le canal S 72.2 (DO 2) correspond à un mot de 8 bits lu toutes les 0,5 seconde.

b) Signaux d'information analogique à haut niveau

Trois canaux ont été affectés à l'expérience S 72 :

- (+) A 24 = (++) M_1 = température des détecteurs
A 25 = M_2 = température du convertisseur analogique-numérique
A 26 = M_3 = courant de fuite des détecteurs

IV.1.4 - Canaux de télécommande

Deux relais bistables T_1 et T_2 agissent respectivement sur le circuit de coïncidence A.B. ($\bar{C} + T_1$) et sur l'alimentation des jonctions (cf. paragraphes IV.5.2 et IV.5.6).

La répartition des canaux de télécommande est la suivante :

7	$T_1 = 1$	mode AB
8	$T_1 = 0$	mode $AB\bar{C}$
9	$T_2 = 1$	tension élevée, seuil A bas
35	$T_2 = 0$	" basse, seuil A haut

(+) désignation pour la télémessure du satellite

(++) désignation interne à l'expérience S 72

IV.2 - Organisation du travail

L'effort à fournir pour l'étude, la réalisation et les essais de l'expérience S 72 était très important. Aussi a-t-il été fait appel à l'industrie pour l'étude et la réalisation.

La répartition générale du travail a été la suivante :

IV.2.1 - C.E.N. Saclay

Le Service d'Instrumentation Nucléaire a apporté sa collaboration au Service d'Electronique Physique pour l'étude de circuits à faible consommation spécifiquement nucléaires (préamplificateurs de charges, amplificateurs d'impulsions avec mise en forme, discriminateurs d'amplitude et circuits de coïncidence). Le Service d'Instrumentation Nucléaire a assuré la liaison avec l'industriel choisi, la conduite des travaux, l'étude et la réalisation des équipements de vérification.

Les essais de réception, de qualification et d'intégration dans la structure du satellite ont été assurés en commun.

IV.2.2 - SINTRA

Le contractant choisi, la SINTRA, a été chargé de l'étude du convertisseur d'amplitude et des circuits numériques.

Au point de vue réalisation, la fourniture comprend :

- a) une maquette électronique (montage sur table) qui a permis les essais de fonctionnement dans la gamme de température demandée et la mise au point des modifications.
- b) une maquette mécanique qui a été soumise, à l'intérieur du modèle mécanique du satellite à des essais de qualification en vibrations. Les sous-modules électroniques y sont remplacés par des parallélépipèdes en aluminium enrobés. Des accéléromètres permettent de mesurer les vibrations transmises (amplification mécanique de la structure).
- c) un prototype P_1 similaire aux modèles de vol, mais qui ne remplit pas les conditions de fiabilité. Destiné à démontrer la viabilité de la conception, il a été soumis à des essais à des niveaux de contrainte très supérieurs à ceux qu'ont subi les modèles de vol (cf. paragraphe VI). Des modifications mineures ont été apportées lors des essais d'intégration dans le satellite P_1 .
- d) un prototype P_2 , identique aux modèles de vol, et destiné à subir, intégré au modèle P_2 du satellite, tous les essais de qualification à niveau de contrainte élevé.
- e) deux modèles de vol F_1 et F_2 et un modèle de rechange F_3 .

La SINTRA a également fourni une assistance technique pour les essais chez le contractant principal en Grande-Bretagne et aux U.S.A.

IV.3 - Choix de la solution

Les schémas des figures 5, 6 et 7 représentent le schéma fonctionnel de l'appareil et ses interconnexions avec le satellite. Ils appellent les commentaires suivants :

IV.3.1 - Voie analyse

Un codage par introduction successive de poids binaires, tel que celui utilisé pour les voies analogiques du système de télémessure, présenterait une périodicité de l'erreur de linéarité différentielle, variable avec la température. On a préféré pour cette raison un codage classique par conversion linéaire amplitude-temps. On s'est fixé des performances assez poussées afin que l'étude faite puisse servir pour d'autres projets.

Dans le projet initial, la voie analyse et la voie comptage devaient avoir des registres de sortie séparés d'une capacité de 8 bits. Ainsi, pour la voie analyse, le registre de sortie aurait pu servir de mémoire tampon, permettant de régulariser le flux des informations vers la télémessure. En effet la télémessure échantillonne cycliquement les registres de sortie alors que la détection des particules est purement aléatoire.

Par la suite, le CERS nous a alloué pour la voie comptage un mot de 16 chiffres binaires. Pour rester dans les limites de poids et de consommation prévues, on a utilisé un registre à glissement unique à 16 chiffres binaires. Le codeur d'amplitude ne fonctionne qu'une fois et se bloque en attendant la lecture du résultat par la télémessure (cf. figure 5).

IV.3.2 - Voie comptage

Il avait été envisagé au début d'utiliser pour la voie comptage un codage à facteur d'échelle variable (appelé aussi virgule flottante). La capacité eût été quand même réduite et la précision faible.

Avec un canal de télémessure de 16 bits, il est possible de conserver 12 chiffres binaires pour la voie comptage et 2 chiffres pour l'indication de l'état des télécommandes (figure 6). Pour les taux de comptage dépassant 1 000 coups/s, on peut lire le contenu de l'échelle modulo 4 096 et rétablir la valeur exacte par continuité avec les lectures précédentes.

La figure 8 montre l'occupation de la voie analyse en fonction du flux de particules.

IV.4 - Description de la sonde

La sonde comporte :

- le télescope des jonctions détectrices
- les 3 préamplificateurs de charges des voies A, B et C
- la sonde de température M_1 située près de la jonction C.

IV.4.1 - Télescope

On a vu au paragraphe III.2 qu'on mesure la perte d'énergie dans le détecteur A des particules qui traversent les diodes A et B.

Pour pouvoir relier cette perte d'énergie à l'énergie ou à la charge de la particule, il faut que le trajet parcouru dans le détecteur A soit sensiblement le même pour toutes les particules.

Pour les dimensions adoptées : jonctions A et B de 16 mm de diamètre et 1 mm d'épaisseur, distantes de 35 mm, l'angle d'incidence

maximum des particules est limité à 25° . Dans ces conditions, le trajet parcouru dans A sera compris entre 1 et 1,1 mm.

Le facteur géométrique de détection est de $0,3 \text{ cm}^2$, stéradian.

Les quatre jonctions de garde C sont rectangulaires (16 mm x 22 mm) et ont une épaisseur de 1 mm (figure 9).

A 20°C , le bruit des détecteurs A ou B est de 40 keV environ, celui de l'ensemble des détecteurs C de 90 keV.

Une première série de jonctions utilisées pour P_1 , P_2 et F_1 avait les valeurs de capacité suivantes :

jonction A ou B : 30 pf jonction C : 180 pf

La deuxième série utilisée sur F_2 et F_3 avait des valeurs de capacité nettement plus élevées :

jonction A ou B : 120 pf jonction C : 600 pf

Tous les détecteurs utilisés ont été sélectionnés / 4 / après de nombreux tests d'ambiance, par un groupe du S.E.P. (MM. JULLIOT et CANTIN).

IV.4.2 - Préamplificateurs

Les préamplificateurs et amplificateurs ont été étudiés par Monsieur G. LIBS du Service d'Instrumentation Nucléaire.

Etant donné la forte capacité des détecteurs, on a choisi un préamplificateur de charges dont l'étage d'entrée ait un gain élevé. Au moment où l'étude a été entreprise, les transistors à effet de champ disponibles avaient une pente faible et ne présentaient pas des garanties de fiabilité suffisantes, aussi a-t-on préféré un montage cascode à transistors à jonction.

On remarquera sur le schéma de la figure 10 la boucle de contre-réaction totale en continu.

Les transistors utilisés, qui sont d'un type normalisé pour le reste de l'appareil (2N 2584, 2N 2907, 2N 2498), ont été triés parmi ceux qui avaient le gain, à faible courant collecteur, le plus élevé.

Les performances sont les suivantes :

- Gain dynamique en boucle ouverte : 1 500
- Gain en continu en boucle ouverte : 70
- Capacité de contre réaction : 2,7 pF
- Polarité d'entrée : positive
- Tension de sortie maximale, nominale : 0,3 V négatif
- Linéarité : $\pm 1\%$
- Impédance de charge : 470 ohms
- Temps de montée : 0,035 μs pour 15 pF à l'entrée
0,35 μs pour 150 pF
- Résolution électronique équivalente : 35 keV avec constante de temps

$$RC = CR = 1 \mu\text{s}$$

- Dérive de gain inférieure à $3.10^{-5}/^{\circ}\text{C}$ entre -20°C et $+60^{\circ}\text{C}$
- Facteur de stabilisation du gain en fonction de la tension d'alimentation : 20
- Perte d'amplitude en fonction de la capacité d'entrée inférieure à $0,1 \text{ } \%/_{\circ}$ par pF

IV.5 - Description du boîtier électronique

Le boîtier électronique comporte principalement :

- 1 - les amplificateurs avec mise en forme
- 2 - les discriminateurs d'amplitude
- 3 - les circuits de coïncidence et d'anticoïncidence
- 4 - le convertisseur amplitude-temps
- 5 - Le système de conversion temps-numérique et la logique associée
- 6 - l'échelle de comptage des particules
- 7 - le registre à glissement
- 8 - le convertisseur continu-continu alimentant les jonctions
- 9 - la sonde de température M_2 située près du convertisseur amplitude-temps.

IV.5.1 - Amplificateur avec mise en forme

On s'est fixé pour l'analyseur multicanaux une dynamique nominale de 3 V. Pour 10 MeV perdus dans le détecteur, le préamplificateur délivre 0,15 V environ. En conséquence la chaîne d'amplification doit assurer un gain en tension de 20 y compris l'atténuation due à la mise en forme.

On a choisi une mise en forme classique $RC = CR = 1 \mu\text{s}$ qui entraîne un affaiblissement de e .

L'amplificateur (figure 1) comprend deux boucles $A_1 = 10$ et $A_2 = 5$. La cellule de différentiation est placée en sortie du préampli. La cellule d'intégration est située entre A_1 et A_2 .

Pour tenir compte des dispersions de l'épaisseur des détecteurs et des gains des préamplificateurs, le gain de la chaîne est réglé en ajustant le facteur de contre-réaction de la boucle A_2 .

Les performances sont les suivantes :

- Gain en tension : 20
- Mise en forme $RC = CR = 1 \mu\text{s}$
- Entrée : négative
- Sortie : positive
- Tension de sortie maximale nominale : 3 V
- Tension de sortie maximale (saturation) : 5 V
- Gamme de température : -30°C à $+60^{\circ}\text{C}$

IV.5.2 - Discrimination et circuits de coïncidence

L'ensemble comprend trois chaînes de discrimination sur les voies A, B et C, se terminant par un circuit de coïncidence A.B suivi d'un circuit d'anticoïncidence $(AB) \cdot \bar{C}$. Suivant l'état du relais T_1 , le mode de fonctionnement de l'appareil, défini par la fonction logique $A.B.(\bar{C} + T_1)$ est, soit AB, soit $AB\bar{C}$.

a) Seuils de discrimination

La résolution attendue du spectromètre est de l'ordre de 60 keV à 20°C, température qui correspond à l'orbite nominale. La valeur la plus probable de l'énergie perdue par des particules de numéro atomique 1, au minimum d'ionisation à mi-hauteur est de 110 keV. Ainsi en plaçant le début de codage à 200 keV, on perd seulement 3 % de ces particules, tandis que la gamme d'analyse s'étendra jusqu'à 10 MeV. Tenant compte des circuits de coïncidence, on peut fixer les seuils des discriminateurs à

150 keV soit $45 \text{ mV} \pm 10 \%$ pour les voies A et B

250 keV soit $75 \text{ mV} \pm 10 \%$ pour la voie C car le bruit de la jonction C est de l'ordre de 200 keV à 45°C.

b) Circuits

Le discriminateur comprend essentiellement un amplificateur différentiel destiné à réduire la dynamique d'entrée et un monostable définissant la largeur de la coïncidence AB.

La coïncidence entre les voies A et B est réalisée par deux transistors série, le signal résultant étant remis en forme par un transistor inverseur. La coïncidence AB a une largeur d'environ $4 \mu\text{s}$.

Les signaux de A et B ont un temps de montée fini. Ayant passé à travers 2 transistors, le signal de coïncidence est en retard d'environ $0,5 \mu\text{s}$. Le discriminateur C dont le signal de sortie doit encadrer le signal AB a une largeur de $4 \mu\text{s}$.

Le signal AB (ou $AB \bar{C}$) est remis en forme par un monostable.

IV.5.3 - Porte linéaire et convertisseur amplitude-temps

Une solution classique pour la réalisation d'analyseurs d'amplitude multicanaux consiste à faire précéder l'entrée de l'analyseur par une ligne à retard. Ainsi on peut attendre la réponse des circuits de décision (coïncidence / anticoïncidence) qui indiqueront si l'impulsion présentée doit être analysée ou non. Les lignes à retard à constantes localisées ont un poids élevé et de plus, ont un coefficient de température gênant.

Une autre solution (voir figure 12) consiste à laisser la porte linéaire ouverte au repos et à ne la fermer que lorsqu'une impulsion acceptée est en cours d'analyse (y compris l'occupation du compteur de la voie analyse). Dans ce cas le condensateur C se charge en permanence. Si les circuits de décision permettent l'analyse, on déclenche la fermeture de la porte linéaire et on décharge le condensateur C par un courant constant. Si après un certain temps il n'y a pas de réponse du circuit $AB \bar{C}$, le condensateur C est déchargé rapidement, par un signal retardé provenant du discriminateur A.

La porte linéaire est constituée par un transistor parallèle qui court-circuite à la masse l'entrée du circuit d'allongement (figure 13).

Le circuit d'allongement est extrêmement classique. Un amplificateur opérationnel permet de réduire le coude de la diode D. La tension aux bornes du condensateur C est transmise à l'entrée de l'ampli par un transistor à effet de champ. La boucle d'asservissement est fermée par la diode D tant que le signal d'entrée croît et le condensateur C suit exactement

la valeur de la tension d'entrée. Dès que la charge cesse, c'est-à-dire que la tension d'entrée passe par un maximum, la boucle est ouverte; à la sortie de l'amplificateur le signal s'inverse brusquement, et le gain de la chaîne étant maintenant G , l'amplificateur tend rapidement à se saturer. Lorsque le condensateur retourne à son état initial, la différence de tension entre le condensateur et l'entrée est amplifiée toujours avec le gain G . Ce signal positif est remis en forme par un trigger de Schmitt (figure 14).

IV.5.4 - Mesure du temps

On a préféré à un multivibrateur compensé en température, un oscillateur à quartz dont la fréquence est stable et connue avec précision. Cette solution présente deux inconvénients :

- a) pour tenir aux vibrations le quartz doit être de petites dimensions donc osciller à fréquence élevée (512 kHz) et il faut démultiplier sa fréquence.
- b) il ne peut être déclenché et pour éviter une erreur de $\pm 1/2$ canal sur la mesure des temps, il faut synchroniser par le quartz la commande de la décharge par courant constant et l'ouverture de l'échelle d'analyse.

IV.5.5 - Echelle de la voie comptage

Les éléments employés pour la construction des échelles de la voie comptage et de la voie analyse ont été normalisés.

On peut distinguer :

- a) les bascules rapides (1 MHz) à transistors complémentaires, mais qui ont l'inconvénient de créer des transitions très brusques (figure 18).

- b) les bascules lentes (100 kHz max.). Les éléments composant le registre à glissement de sortie sont d'un type analogue.

IV.5.6 - Alimentation des jonctions

Les détecteurs utilisés étant en silicium compensé au lithium, l'épaisseur utile ne dépend pas directement de la valeur de la tension de polarisation. Aussi a-t-on préféré utiliser un simple convertisseur continu-continu, sans stabilisation au secondaire, mais en partant d'une tension bien stabilisée (+ 6 V, 1 %).

Par souci de fiabilité (cf. paragraphe V.1.2) on a choisi de commuter par le relais T_2 le multivibrateur alimentant le primaire du transformateur (figure 16) pour obtenir une tension nominale de - 90 V ou de - 60 V.

Le courant de fuite de l'ensemble des jonctions est mesuré par l'intermédiaire d'une résistance placée dans le retour de l'alimentation haute tension.

IV.6 - Réalisation technologique . Poids et volume

IV.6.1 - Ensemble

L'expérience est réalisée en deux sous-ensembles :

- a) la sonde (photo 17).

b) le boîtier électronique (photo 18).

La photo 19 représente le prototype P₁ avant moulage.

IV.6.2 - Sous-modules

La réalisation des sous-modules de 1 pouce x 1 pouce x 0,75 pouce est du type FAGOT ("cordwood"). L'interconnexion par ruban de nickel des composants dont les sorties sont en DUMET doré est faite par soudure électrique.

Chaque sous-module reçoit un enrobage mince avec une résine souple aux silicones (photo 20).

IV.6.3 - Modules

Les sous-modules sont assemblés par soudure à l'étain sur des plans en câblage imprimé pour constituer un module qui est ensuite moulé dans une mousse (ECOFOAM). Le poids moyen d'un sous-module moulé est de 15 g.

Les quatre modules, séparés par une épaisseur de mousse en polyuréthane qui absorbe les vibrations, sont maintenus sous pression entre la plaque de base et le couvercle en magnésium fraisé par 4 vis d'assemblage (photo 21).

Les torons de fils sont protégés à l'arrivée sur les embases des connecteurs par du silastène.

IV.7 - Performances

Quelques chiffres permettront de juger les résultats obtenus :

- Préamplificateur :	Sensibilité 17 mV/MeV Bruit de fond 35 keV à 25°C Consommation 7 mW
- Amplificateur avec mise en forme :	Gain 20 (ajustable) Amplitude de sortie + 3 V max. Stabilité $10^{-4}/^{\circ}\text{C}$ Consommation 15 mW
- Discriminateur :	Seuils 50 mV ou 75 mV Stabilité 0,05 mV/ $^{\circ}\text{C}$ Consommation 6 mW
- Convertisseur amplitude-temps :	Stabilité de la pente de conversion $10^{-4}/^{\circ}\text{C}$ Linéarité différentielle : $\pm 1\%$ dans 95 % de la gamme Consommation 110 mW
- Ensemble de la chaîne d'analyse d'amplitude :	Linéarité différentielle $\pm 2\%$ dans 90 % de la gamme Stabilité de l'origine ± 1 canal de - 20°C à + 40°C Dynamique nominale 128 canaux pour + 3 V en sortie des amplis soit en énergie de 200 keV à 10 MeV

- Bascules simples Vitesse max. 100 kHz
 Consommation 0,3 mW

- Bascule à transistors
 complémentaires Vitesse max. 1 MHz
 Consommation à vide 0,6 mW

Les performances ci-dessus ont été relevées lors des essais de réception et de calibration des appareils, et sont reproductibles d'un modèle à l'autre.

La courbe de la figure 22 montre la variation du seuil d'analyse lorsque des impulsions d'égale amplitude sont appliquées sur les voies A et B.

La figure 23 représente les spectres de pertes d'énergie des électrons d'une source de ^{106}Ru . Un essai de comptage de longue durée des mésons μ au sol (figure 24) donne un spectre semblable mais moins large. Ces essais ont permis de fixer définitivement, en fonction de l'épaisseur des détecteurs, le gain de la chaîne d'analyse (cf. paragraphe IV.5.1).

V - FIABILITE -

V.1 - Fiabilité de l'appareil

On a admis que la fiabilité prévisionnelle pour l'expérience S 72 devrait être légèrement supérieure à celle du satellite ; aussi il avait été envisagé une espérance de survie de 80 % après 8 000 heures. Pour attein-

dre un tel résultat, l'ordre de grandeur de la fiabilité de chacun des composants, considéré comme indépendant, doit être de 10^{-8} .

On a choisi la soudure électrique comme technique d'assemblage des sous-modules de façon que la fiabilité de l'ensemble soit surtout déterminée par celle des composants.

Pour les circuits numériques, il est extrêmement tentant d'utiliser des circuits intégrés, même si actuellement leur consommation est plus élevée que celle des circuits à composants discrets (2 mW contre 0,25 mW). En effet le poids moyen d'un élément est de 0,1 g contre une dizaine de grammes pour un circuit FAGOT moulé.

Ces circuits, pour lesquels la notion de fiabilité est assez délicate étaient en cours d'homologation par la NASA. Aussi n'ont-ils pas été retenus pour la réalisation de ce projet.

Seuls les modèles P_2 , F_1 , F_2 et F_3 sont fiables ; la maquette électronique et le prototype P_1 sont construits avec des composants de même type mais non fiables.

La fiabilité des modèles de vol a donc été surtout obtenue en agissant tant au stade des composants actifs ou passifs qu'au niveau de la conception.

V.1.1 - Sélection des composants

a) En se basant sur les listes de la NASA et en utilisant les méthodes préconisées par le ROME AIR DEVELOPMENT CENTER (RADC), il est

théoriquement possible d'acheter des pièces à taux de fiabilité garantie d'après les épreuves subies par les échantillons du lot approvisionné. Par exemple : résistance type CR 07 SOVIREL classe 0,01 % pour 1 000 heures ; condensateurs au tantale KEMET ; prises CANNON Royal D à cosse serties.

b) Les composants passifs, qui pour des raisons diverses (délais d'approvisionnement en particulier) n'ont pu être achetés fiables, ont subi des essais de vieillissement de l'ordre de 200 heures dans des conditions extrêmes. Le programme de ces essais a été inspiré par les normes américaines M 12 R 27.542 et par les méthodes du RADC reliability notebook.

Les condensateurs céramiques VITRAMON série VK 27 ont été vieillis et vérifiés de cette façon.

c) Il n'est pas possible de se procurer actuellement en Europe des semi-conducteurs munis d'un certificat individuel indiquant l'évolution des caractéristiques, ou provenant d'un lot fiable.

En plus du programme de vieillissement les semi-conducteurs ont été examinés aux rayons X par la Société Texas Instruments (cf. Référence / 5 /) et soumis à des cycles de température de - 40°C à + 70°C en contrôlant individuellement le β et le I_{Co} .

Pour les éléments passifs, l'éventail des valeurs des composants utilisés dans l'appareil avait été réduit au maximum. De même, on a essayé de restreindre le nombre de types différents de transistors.

V.1.2 - Fiabilité au niveau de la conception

a) Pour tirer parti de la faible impédance des sources d'alimentation, les circuits de filtrage sont entièrement capacitifs. Afin que le court-circuit d'un composant n'entraîne pas le court-circuit d'une alimentation commune à tous les expérimentateurs, chaque condensateur de découplage est remplacé par un ensemble série/parallèle.

b) Afin d'utiliser un quartz de dimensions plus réduites et par conséquent moins sensible aux vibrations, la fréquence horloge a été portée à 512 kHz. Le choix d'une fréquence supérieure aurait conduit à multiplier les circuits diviseurs rapides dont la consommation est plus élevée.

c) La tension de polarisation des jonctions doit être fiable. Aussi une certaine redondance a été adoptée lors de la conception du convertisseur continu-continu qui fournit cette polarisation. Chaque diode de redressement et chaque condensateur de filtrage est remplacée par un arrangement série parallèle : voir figure 16.

Deux tensions de polarisation ont été choisies. D'une part la NASA, à la suite de l'expérience acquise, a conseillé pour éviter le vieillissement des détecteurs de les faire fonctionner à une tension aussi élevée que possible. D'autre part, le courant de fuite peut augmenter fortement par suite du bombardement par les radiations ou par une élévation de température inattendue : un abaissement de la tension de polarisation devrait permettre de pallier ces inconvénients.

d) On a tenu compte, lors du montage de certains éléments (relais à maintien magnétique, quartz) de l'orientation de leur axe de plus grande résistance mécanique.

e) Il est difficile de définir un ordre de grandeur de la fiabilité de certains composants de fabrication récente ou produits en petite quantité (relais miniature ou quartz).

Ces composants ont été soumis à des essais de vibration à des niveaux correspondant à ceux attendus dans le satellite suivant les différents axes. Certains éléments du même lot ont subi des essais destructifs.

f) Il est à remarquer que la fiabilité d'un élément fondamental de la chaîne, le détecteur A, a été dès le départ une inconnue. Chaque détecteur à jonction (silicium avec lithium diffusé) coûte environ 7 000 F, de sorte que le télescope représente le tiers du prix total de chaque modèle de vol. Il paraît difficile pour le moment de demander à un seul expérimentateur de faire les frais d'un programme de fiabilité complet. Il n'en reste pas moins que les précautions prises pour l'alimentation ne sont pas en rapport avec la fiabilité des jonctions.

V.1.3 - Fiabilité au niveau de la réalisation

C'est par une réalisation soignée que la fiabilité des composants est maintenue.

a) Sous-modules

Chaque composant possède une fiche.

Après montage l'ensemble des composants formant un sous module est contrôlé visuellement. Les soudures électriques font l'objet également d'une inspection visuelle.

Les sous-modules subissent des cycles thermiques et, après vérification du fonctionnement et un nouveau contrôle visuel, ils sont nettoyés, étuvés et enrobés.

Après contrôle, ils sont stockés avec leur fiche qui permet de les suivre.

b) Modules

Les sous-modules sont assemblés sur des plaquettes en câblage imprimé par soudure à l'étain.

c) Modèle de vol

Des précautions ont été prises pour le transport et le stockage des modèles de vol. Le banc de test et le câblage du satellite ont été vérifiés avant chaque essai.

d) Points de test

La philosophie pour les points de test a été la suivante :

- On peut court-circuiter n'importe quel point de test. Ce résultat a été généralement obtenu en plaçant une résistance série.
- Les signaux brefs sont retransmis par des câbles coaxiaux isolés adaptés sur 50 ohms.

Les connecteurs de points de test sont des embases femelles, tandis que les interconnexions avec le satellite sont faites avec des embases mâles.

V.1.4 - Fiabilité prévisionnelle

V.1.4.1 - Composants

Ces composants sont utilisés avec des taux de contrainte très faibles :

- Puissance dissipée inférieure à 1/10 de la puissance maximale.
- Tension de service comprise entre 10 % et 50 % de la tension maximale.
- Température ambiante inférieure à 50°C.

Les taux de défaillance évalués pour ces conditions sont résumés ci-dessous :

Type de composant	λ
Résistance à couche d'oxyde	2×10^{-9}
Condensateur céramique	1×10^{-9}
Condensateur au tantale sec	1×10^{-9}
Transistor	5×10^{-9}
Diode	5×10^{-9}
Quartz	2×10^{-6}
Transformateur	20×10^{-9}
Soudure électrique	1×10^{-10}
Soudure étain	1×10^{-9}
Contact de connecteur	1×10^{-9}

V.1.4.2 - Sous-modules

Une estimation de la fiabilité prévisionnelle peut être faite, en posant les hypothèses simplificatrices suivantes :

- les défauts des éléments sont indépendants.
- tous les défauts ont la même importance.

Compte tenu de ces hypothèses le taux de défaillance des sous-modules est de l'ordre de 80×10^{-9} .

V.1.4.3 - Modules

A titre d'exemple, voici les évaluations de fiabilité pour deux modules :

a) Module M_1 (amplis, discris. coïncidence, convertisseur amplitude-temps)

Composants divers	41×10^{-9}
Soudures	130×10^{-9}
12 sous-modules	$1\,209 \times 10^{-9}$
	<hr/>
	$1\,380 \times 10^{-9}$

b) Module M_2 (oscillateur à quartz, codage de temps)

Composants divers	20×10^{-9}
Soudures	70×10^{-9}
Quartz	$2\,000 \times 10^{-9}$
10 sous-modules	835×10^{-9}
	<hr/>
	$2\,925 \times 10^{-9}$

V.1.4.4 - Taux de défaillance de l'ensemble de l'expérience

Boîtier électronique	$6\,335 \times 10^{-9}$
Sonde	331×10^{-9}
	<hr/>
	$6\,666 \times 10^{-9}$

L'intervalle de temps moyen entre défauts (ITMED) est donc de

$$m = \frac{1}{\lambda} = \frac{10^6}{6,666} = 150\,000 \text{ heures}$$

Ce qui conduit à une probabilité de fonctionnement pendant 1 an égale à 94 %. Mais il faut tenir compte du fait que les taux de défaillance qui servent de base à ce calcul ont été obtenus par comparaison avec des composants de même type (listes NASA) et ne proviennent pas de mesures effectuées sur les lots de composants utilisés.

V.2 - Pannes

V.2.1 - Modèle P_1

a) Au cours des essais de vibration, pendant les essais de qualification du projet (design acceptance test) les écrous d'assemblage se sont desserrés. Par la suite ces écrous ont été bloqués à l'araldite.

b) Un contact intermittent sur une cosse de la prise 4001 était dû à un fil coupé ou mal soudé.

V.2.2 - Modèle P_2

a) Un bruit de fond anormal mais intermittent a été constaté à plusieurs reprises sur la voie A. Ce défaut a quelquefois été confondu avec une mise à la masse insuffisante, mais lors du remplacement de la jonction A, on a pu montrer qu'il s'agissait d'un contact défectueux sur la pastille de silicium.

b) Au cours des essais de vibration de S 72/ P_2 dans la structure P_2 un quartz a été cassé. Il est à noter par ailleurs que sur 5 exemplaires provenant d'un même constructeur 3 quartz ont cassé au cours des essais de qualification.

Pour le dépannage de P_2 , pour F_2 et F_3 , les quartz utilisés nous ont été donnés par la NASA.

V.2.3 - Modèle F_1

a) Au cours des essais de simulation solaire s'est produit un défaut dû à un isolement défectueux sur une plaquette en câblage imprimé dans le boîtier électronique.

b) Au cours de l'essai de vibration de requalification qui a suivi cette réparation, une des vis d'assemblage s'est rompue.

V.2.4 - Modèle F_2

Un accrochage des amplificateurs se produisait, surtout à froid. Un condensateur réduisant légèrement la bande passante a été rajouté.

V.2.5 - Modèle F₃

Au cours des essais de réception on a remarqué une ondulation résiduelle se mêlant au bruit de fond des détecteurs. (Cf. paragraphe IX. 3).

VI - ESSAIS D'ENVIRONNEMENT -

VI.1 - Philosophie

La philosophie générale des essais subis par une expérience ou les sous-ensembles constituant une expérience, comporte deux aspects :

a) Modes d'application des contraintes

- Essais des sous-ensembles seuls en tenant compte de leur position géographique dans le satellite.
- Essais des sous-ensembles à l'intérieur du satellite, ceci afin de tenir compte des différences entre modèles, au point de vue mécanique ou électrique.

Ainsi chaque expérience est qualifiée de deux façons, d'abord isolément, puis dans le satellite. Cependant pour la plupart des sous-ensembles électroniques, il existe un modèle de rechange F₃, alors qu'il n'existe pas de satellite F₃. Aussi les essais subis par les rechanges sont-ils un peu différents des essais subis normalement par les sous-ensembles P₁, P₂, F₁ et F₂ : niveaux plus élevés, essais sous vide thermique.

b) Hiérarchie des essais

Les maquettes mécaniques des sous-ensembles subissent des essais, isolément et dans le prototype du satellite, ce qui permet de vérifier, par la mesure des coefficients d'amplification mécanique, la validité de la conception du sous-ensemble d'abord, puis des sous-ensembles montés dans la structure du satellite.

On fait subir au prototype P₁ (sous-ensembles ou satellite) les mêmes épreuves qu'aux modèles de vol, mais à des niveaux nettement plus élevés, afin de mettre en évidence les points faibles de la conception. Le prototype P₁ sert effectivement à la mise au point électrique avant moulage et subit des modifications de détail.

On applique aux sous-ensembles P₂, F₁ et F₂ qui sont des modèles fiables des contraintes nettement moins élevées. Il s'agit simplement de vérifier que la réalisation a été correcte : c'est la qualification de vol. Cependant, le modèle P₂ subit tout le cycle d'essai du satellite P₂ aux niveaux "prototype".

Enfin le satellite est soumis à des essais simulant la fin du lancement (spin de lancement et spin orbital) et le fonctionnement en orbite (simulation solaire).

VI.2 - Spécifications

Les tableaux suivants qui résument les spécifications pour les sous-ensembles et les satellites, montrent bien la hiérarchie des divers essais de vibrations et de vide thermique.

VI.2.1 - Essais en vibrations sinusoïdales des sous-ensembles

Approbation de la conception : prototype P₁

Axe de vibration	Gamme de fréquence Hz	Niveaux crête	
		Equipements montés sur le plancher	Equipements montés sur le tube central de poussée
Poussée	22 - 100	amplitude constante $\pm 0,79$ mm	
	100 - 200	$\pm 37,5$ g	$\pm 31,5$ g
	200 - 500	$\pm 22,5$ g	$\pm 22,5$ g
	500 - 2 000	$\pm 7,5$ g	$\pm 7,5$ g
Latéral	20 - 2 000	$\pm 7,5$ g	$\pm 7,5$ g

Réception : prototype P₂ et des modules F₁ et F₂

Axe de vibration	Gamme de fréquence Hz	Niveaux crête	
		Equipements montés sur le plancher	Equipements montés sur le tube central de poussée
Poussée	22 - 100	amplitude constante $\pm 0,39$ mm	
	100 - 200	$\pm 18,8$ g	$\pm 15,8$ g
	200 - 500	$\pm 11,3$ g	$\pm 11,3$ g
	500 - 2 000	$\pm 3,8$ g	$\pm 3,8$ g
Latéral	20 - 2 000	$\pm 3,8$ g	$\pm 3,8$ g

VI.2.2 - Essais en vibrations sinusoïdales du satellite complet

Approbation de la conception : satellites P₁ et P₂

Axes de vibrations	Gamme de fréquence Hz	Niveau (valeur crête)
Poussée	20 - 53	vitesse constante ± 306 mm/s
	53 - 100	$\pm 10,5$ g
	100 - 2 000	$\pm 7,5$ g
Latéraux	5 - 150	$\pm 1,5$ g
	150 - 400	$\pm 3,0$ g
	400 - 2 000	$\pm 7,5$ g

Qualification de vol : satellites F₁ et F₂

Axes de vibration	Gamme de fréquence Hz	Niveau (valeur crête)
Poussée	10 - 53	vitesse constante ± 204 mm/s
	53 - 100	$\pm 7,5$ g
	100 - 2 000	± 5 g
Latéraux	5 - 150	± 1 g
	150 - 400	± 2 g
	400 - 2 000	± 5 g

VI.2.3 - Essais de vibrations du satellite en bruit blanc

Approbation de la conception

Axe de vibration	Gamme de fréquence Hz	Durée de l'essai min.	Accélération valeur efficace
Poussée	20 à 2 000	4	11,5 g
Latéral	20 à 2 000	4	11,5 g

Qualification de vol

Axe de vibration	Gamme de fréquence Hz	Durée de l'essai min.	Accélération valeur efficace
Poussée	20 à 20 000	2	7,7 g
Latéral	20 à 20 000	2	7,7 g

VI.2.4 - Vide thermique

Le satellite est placé dans une enceinte où l'on fait un vide correspondant à une pression inférieure à 10^{-4} Torr. Au début du premier palier de température, 24 heures à - 15°C pour P₂ et 12 heures à - 10°C pour les modèles de vol, on fait un essai de démarrage à froid de l'expérience.

Au début du palier à chaud (24 heures à 40°C pour P₂, 12 heures à + 30°C pour les modèles de vol) on fait un essai de démarrage à chaud.

VI.3 - Qualification des expériences

VI.3.1 - Description des essais effectués

a) Recette en usine

Ces essais au laboratoire faits soit avec un générateur, soit avec une source radioactive, avaient pour but de déterminer complètement les caractéristiques de chaque modèle.

Tous ces essais ont été faits en suivant une procédure très précise, de sorte que, les expériences étant effectuées dans des conditions identiques, les résultats étaient comparables.

A la recette en usine on s'est surtout efforcé, après la calibration, de vérifier la tenue en température et le démarrage à chaud et à froid. On a pu constater ainsi qu'à cause du bruit de fond de la jonction C l'anti-coïncidence devenait moins efficace à température élevée.

b) Essais de vibration et de vide thermique

Ces essais nécessitant des installations spécialisées ont été effectuées par la Société pour le Perfectionnement des Matériels et Equipements Aérospatiaux (SOPEMEA) au laboratoire d'essais de Brétigny-sur-Orge, sur des modèles en fonctionnement.

VI. 3. 2 - Matériel de test des sous-ensembles

Tandis que se poursuivaient les études sur le modèle de vol, un banc de test a été monté à Saclay (figure 25) comprenant :

- a) un simulateur de télémesure GT 16 Intertechnique ; pour des raisons de délais de livraison nous avons utilisé surtout un générateur construit à Saclay.
- b) un décommutateur de télémesure. En effet il faut visualiser les informations binaires provenant de l'expérience. Les signaux séquentiels provenant du registre à glissement de sortie sont aiguillés vers deux registres à glissement, l'un représentant l'échelle de comptage, l'autre l'échelle de la voie analyse. Ainsi entre deux transferts successifs, les résultats restent visibles sur les registres à glissement.

Cependant, si cette méthode est convenable lorsque l'on utilise un générateur d'impulsions dont la fréquence de répétition et l'amplitude sont extrêmement stables, il n'en va pas de même lors des essais avec une source radioactive, ou simplement en bruit de fond, essais qui sont cependant nécessaires pour étalonner l'appareil.

Aussi le contenu du registre d'affichage de la voie analyse est-il recopié en parallèle sur une échelle à décompte qui transforme le nombre binaire en séquence d'impulsions. Ces impulsions sont envoyées au compteur d'adresse d'une mémoire à tores de ferrite. Des circuits auxiliaires créent les ordres nécessaires à l'enregistrement ou à la remise à zéro du compteur d'adresse.

- c) un analyseur d'amplitudes multicanaux à mémoire de ferrite Intertechnique type SA 40 B est connecté au décommutateur. La partie analyseur d'amplitude est inutilisée, mais en plus de la mémoire nous bénéficions de toutes les possibilités de cet appareil : affichage oscilloscopique, imprimante, horloge à précompte, etc...
- d) un banc de test fournit les tensions stabilisées nécessaires à l'alimentation de l'appareil. Sur le panneau avant se trouvent les appareils de mesure, et les sorties de toutes les interconnexions. Normalement seuls les points de tests (cf. paragraphe VI. 1. 3) sont utilisés.

VI. 4 - Qualification du satellite

VI. 4. 1 - Description des essais effectués

L'expérience est alimentée par le satellite et les résultats sont transmis par la télémesure. Les niveaux de vibrations spécifiés sont appliqués à la base du satellite (figure 26). Les figures 26, 27, 28, 29 montrent les installations utilisées.

VI.4.2 - Station de vérification

Les signaux de télémessure sont reçus, démodulés et quelquefois enregistrés sur bande magnétique. Après décodage, les résultats de télémessure sont traités par un ordinateur numérique. Sur le document imprimé toutes les 16 secondes, figurent en tête les données brutes qui permettent de déceler quand se sont produits des événements inattendus. Ensuite sont imprimés, classés par expérience, les résultats sous forme explicite et dans notre cas l'histogramme, accumulé sur plusieurs formats des 25 premiers canaux de la voie analyse avec calcul du centre de gravité du pic.

VI.5 - Essais sur l'aire de lancement

Dès que les mesures de calibration des expériences sont achevées, le satellite est transporté sur l'aire de lancement. Etant donné la difficulté de l'accès aux points de test de l'expérience, on s'est limité à des essais avec source radioactive, qui a l'avantage de rester efficace après que le bouclier thermique ait été mis en place.

Les figures 30 et 31 montrent l'érection de la fusée au moment du lancement. On se contente alors, à titre d'ultime vérification, de détecter des mésons μ .

VIII - ECHEC DU LANCEMENT DU MODELE DE VOL F_1 -

Le lancement du satellite ESRO II/ F_1 a eu lieu le 29 Mai 1967 depuis la base de Vandenberg (Californie). Le troisième étage de la fusée porteuse ayant mal fonctionné, le satellite et par conséquent le modèle de vol S 72/ F_1 ont été détruits.

IX - MODIFICATIONS -

Nous nous contenterons de décrire les modifications subies après la qualification du modèle P_2 .

IX.1 - Télécommande du seuil de la voie A

Peu avant le lancement du satellite F_1 , une publication / 6 / a fait craindre que le flux des électrons relativistes provenant de la ceinture extérieure de Van Allen ne fût beaucoup plus élevé que prévu. La cadence de l'analyse étant limitée par la télémessure, il eût été pratiquement impossible d'analyser l'énergie des protons dans certaines régions de l'orbite. Comme les électrons relativistes perdent peu d'énergie dans les détecteurs, il suffit de relever le seuil de la voie A seulement pour éviter de compter et d'analyser ces particules.

On a donc ajouté dans le boîtier électronique une plaquette comportant un réseau d'atténuation télécommandé entre l'amplificateur A et le discriminateur A. Le seuil est porté du canal 5 (seuil bas) au canal 10. Le nombre d'électrons comptés et analysés est ainsi divisé par un facteur 100 environ.

Cette modification était possible car il restait un contact libre sur les relais commandant le niveau de la polarisation appliquée aux détecteurs. La commutation en "seuil haut" est liée à la position "tension basse" des détecteurs.

Cette modification, essayée sur le prototype P_2 a été effectuée sur les modèles F_1 , F_2 et F_3 .

IX.2 - Interférences H.F.

Dans le satellite F_1 et à un degré plus élevé dans le satellite F_2 nous avons été gênés par des interférences lorsque un ou plusieurs émetteurs étaient en marche.

Ceci se traduisait suivant les cas, soit par un "éblouissement" total des préamplificateurs, soit par un comptage élevé d'impulsions d'amplitude anormalement grandes, soit encore par un comptage incorrect, ou enfin par un pic déplacé et élargi.

De plus, il existait une sensibilité anormale à tous les signaux émis par les autres expérimentateurs, en particulier lors du déclenchement des diodes photoémissives de l'expérience S 29.

a) Il fut facile de constater que ces interférences étaient surtout présentes lorsque les cordons reliant l'expérience S 72 à un générateur de test étaient branchés.

D'autre part certains comptages parasites attribués à des interférences H.F. provenaient en réalité du réseau d'alimentation et des signaux recueillis par les câbles (longueur 5 mètres environ).

En plaçant un filtre sur le secteur avec une prise de masse convenable et insérant à l'entrée des points de tests des transformateurs d'isolement avec écran, on obtient un fonctionnement correct.

b) Ces interférences H.F. ont été attribuées au fait que le cordon de liaison entre la sonde et le boîtier électronique avait une longueur d'environ $\lambda/4$.

Un essai de filtres H.F. fait sur la sonde de P_1 a été très décevant, et les exigences du planning n'ont pas permis de continuer des essais.

Après l'échec du lancement de F_1 , l'étude systématique a été faite. A l'aide d'un émetteur, il a été établi que les interférences étaient bien dues au cordon de liaison et qu'elles disparaissaient lorsque l'on pouvait découpler convenablement les fils d'alimentation par rapport à une masse bien définie. C'est pourquoi le boîtier de la sonde a été refait en alliage d'aluminium ayant reçu un traitement de surface. La plaque arrière portant les connecteurs est appliquée sur le boîtier avec un joint H.F.

De même des condensateurs de découplage ont été placés sur le cordon de liaison côté boîtier électronique.

Des essais effectués sur le satellite P_2 ont prouvé que le fonctionnement était satisfaisant avec un ou deux émetteurs.

Cependant un essai fait en supprimant un brin d'antenne a permis de reproduire les interférences : elles sont présentes lorsque les deux émetteurs fonctionnent mais il est impossible de les produire lorsque l'un des deux émetteurs fonctionne seul. Nous avons ainsi la certitude qu'en orbite avec l'émetteur basse puissance les résultats seront corrects.

IX.3 - Filtrage de la tension d'alimentation des détecteurs

Au cours des essais précédents on a pu constater que sur le modèle F_3 , une ondulation résiduelle à la fréquence f du convertisseur continu-continu se superposait au bruit de fond des amplificateurs. Il ne s'agit pas d'un défaut de filtrage qui aurait entraîné une ondulation à la fréquence $2f$ due au redressement double alternance. Ce phénomène est dû à une capacité parasite primaire-secondaire plus importante sur le transformateur du modèle F_3 .

Pour ne pas altérer la fiabilité des appareils, on a préféré pallier ce défaut en découplant le fil de retour H. T. par rapport au zéro électrique à l'intérieur du boîtier électrique, en évitant ainsi que le courant parasite ne circule par le fil de retour des préamplificateurs.

X - CONCLUSION -

Du travail effectué un certain nombre d'enseignements peuvent être tirés :

a) L'effort à fournir est considérable. Entre autres, il a fallu consacrer beaucoup de temps à un travail de liaison entre les différents organismes concernés : l'ESRO, le contractant principal du satellite (HSD) et notre contractant (SINTRA).

De plus, les essais ont nécessité de nombreux déplacements car une partie de ces essais ont eu lieu à Stevenage, en Angleterre, une autre à Noordwijk en Hollande, et la phase finale à Vandenberg, en Californie.

b) A chaque stade, les essais sont longs et coûteux et, à cause de planning, il est difficile de les refaire. Il convient donc de ne laisser échapper aucun détail sans explication satisfaisante.

c) Au point de vue électronique une grande importance doit être attachée aux problèmes de filtres donc aux problèmes de masse. En effet la cohabitation de plusieurs appareils de conception très différente entraîne des modes d'interférence difficiles à prévoir.

d) La fiabilité, ou plus exactement le sentiment de confiance dans le succès de l'expérience, serait certainement accrue si aucune modification n'avait été faite après les essais du prototype P_1 .

e) L'organisation du travail doit tendre à une collaboration avec l'industriel telle que l'appareillage soit livré en fonctionnement en orbite.

f) La station de réception comprenant un ordinateur utilisé pour les essais du satellite est très commode, car elle enregistre les données brutes, tandis que le calculateur effectue les conversions de code et permet d'accumuler les résultats. Un petit calculateur pourrait être employé utilement pour les essais des sous-ensembles.

Nous ne pouvons qu'espérer que le lancement au mois de Mai 1968 du satellite F_2 sera un succès, non seulement pour l'expérience S 72 mais pour l'ensemble du projet ESRO II ⁽⁺⁾.

- REMERCIEMENTS -

Nous tenons à témoigner notre reconnaissance à nos camarades de l'ESTEC et de l'ESLAB pour l'aide qu'ils nous ont apportée et l'intérêt qu'ils ont pris à notre travail.

Nous remercions le Centre National d'Etudes Spatiales pour l'assistance technique et financière qu'il a accordée à ce projet dans le cadre de la convention CNES - CEA n° 64/CNES/217.

Nous n'oublierons pas non plus les membres de l'équipe ESRO II de Hawker Siddeley Dynamics qui nous ont apporté une aide efficace au cours des essais.

La réalisation de ce projet a été rendue possible par un travail d'équipe. Nous tenons à remercier :

- la Société SINTRA, et en particulier Monsieur SCHNEIDER qui a dirigé les travaux de réalisation de l'appareil et Monsieur GRICOURT qui a participé aux essais de l'appareillage.

- Messieurs JULLIOT et CANTIN (Service Electronique Physique) qui ont effectué les tests de sélection des détecteurs.

- Monsieur LABADE (Service Electronique Physique) qui a conçu le télescope de jonctions et le boîtier de la sonde.

- Monsieur NGUYEN VAN DONG (Département de Calcul Electronique) qui a apporté une précieuse contribution à la préparation du traitement de données de l'expérience.

- Messieurs CORTET, CUVELIER et JEANDIDIER du Département d'Electronique Générale qui ont participé à la réalisation du matériel de test.

Nous remercions également Messieurs LABEYRIE et POTTIER pour les encouragements et les conseils qu'ils nous ont prodigués.

- BIBLIOGRAPHIE -

- 1 - J. VAN ROYEN
The PCM telemetry equipment of the ESRO II satellite
Telemetry Vol. 1, n° 3, Juillet-Août 1966
- 2 - Y. AMRAM, L. KOCH, J. ENGELMANN, C. SCHNEIDER
Spectrométrie des protons solaires à bord du satellite ESRO II
Colloque International sur l'Electronique et l'Espace
10-15 Avril 1967. Paris
- 3 - J. ENGELMANN, L. KOCH, J. P. MEYER
Use of semi-conductor telescope in charge and energy spectrometry
of cosmic particles
9ème Conférence sur les rayons cosmiques, Londres 1965
- 4 - M. CANTIN, C. JEHANNO, C. JULLIOT
Etude des détecteurs à semi-conducteurs utilisés dans les expériences
spatiales
Colloque International sur l'Electronique et l'Espace
10-15 Avril 1967. Paris

5 - H. BENBADIS et H. ELJARRAT

Sélection unitaire de composants à usage spatial pour le satellite D 2

Colloque International sur l'Electronique et l'Espace

10-15 Avril 1967. Paris

6 - J. VETTE, A. LUCERO et J. WRIGHT

Models of the trapped radiation environment

Rapport NASA-SP-3024 (1966).

Manuscrit reçu le 25 novembre 1968

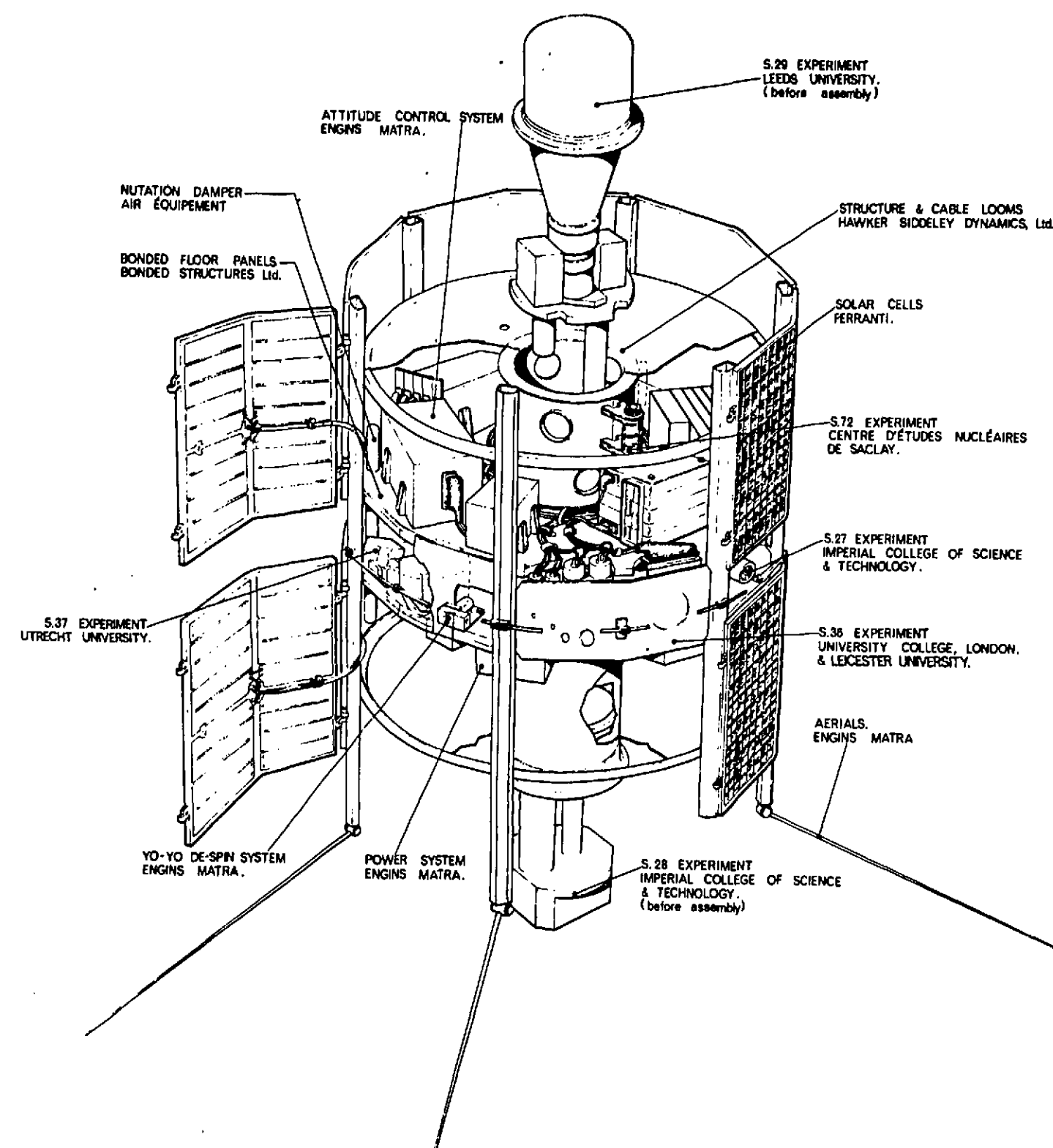


Figure 1 - Vue éclatée du satellite montrant l'emplacement des expériences.

Dessin communiqué par Hawker Siddeley Dynamics

N° du mot dans la ligne de la ligne	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
S ₀	SYNCHRO début de format		S72.2	S72.1	S36.1	S36.2		Tension cellules solaires	Tension cellules solaires	Courant batterie	Intensit. cellules solaires	S72.1	S36.1	S36.2		HORLOGE		R et A		S72.1	S36.1	S36.2		Courant régul.	Libre		S27.4	S72.1	S36.1	S36.2		
S ₁	SYNCHRO ligne		S37.1	S72.1	"	"		Tension régulat.	-6V	+1V	-1V	S72.1	"	"		G et S	A et P	P		S72.1	"	"		Libre	Libre		Vitesse de rotation	S72.1	"	"		
S ₂	"		S72.2	S72.1	"	"		Récept. télèmes.	Télème. moteur	C.A.G. recept. télécom	C.A.G. émett. B.P.	S72.1	"	"		S27.1			S72.1	"	"		S72. M1	S72. M2	S72. M3	S27.5	S72.1	"	"			
S ₃	"		S37.1	S72.1	"	"		C.A.G. émett. H.P.	SONDE SOLAIRE		Libre	S72.1	"	"		S27.2			S72.1	"	"		S36. M1	S36. M2	S36. M3	Libre	S72.1	"	"			
S ₄	"		S72.2	S72.1	"	"		Temp. batterie	TEMP. STRUCTURE			S72.1	"	"		S27.3		S27.6		S72.1	"	"		S29 M1	S29 M2	S29 M3		S72.1	"	"		
S ₅	"		S37.1	S72.1	"	"		TEMP. STRUCTURE			S29 Temp.	S72.1	"	"		S28.1		S28.2		S72.1	"	"		S28 M1	S28 M2	S28 M3	Libre	S72.1	"	"		
S ₆	"		S72.2	S72.1	"	"		Temp. cellules	MAGNÉTOMÈTRE			S72.1	"	"		S28.3		S25 1_2		S72.1	"	"		S37 M1	S37 M2	S37 M3	S28.4	S72.1	"	"		
S ₇	"		S37.1	S72.1	"	"		Tension batterie	Temp. cellules	Libre	Libre	S72.1	"	"		S29 1_5_6		S29 2_3_4		S72.1	"	"		S37 M4	S37 M5	Libre	Libre	S72.1	"	"		

FIG.2 Allocation des canaux
de télémessure

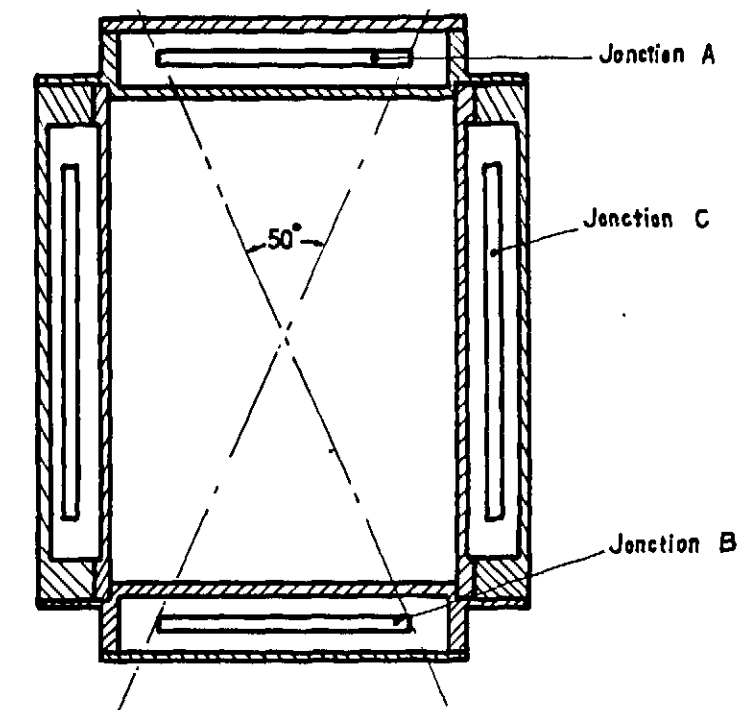


Figure 3 - Coupe du télescope à semi-conducteurs.

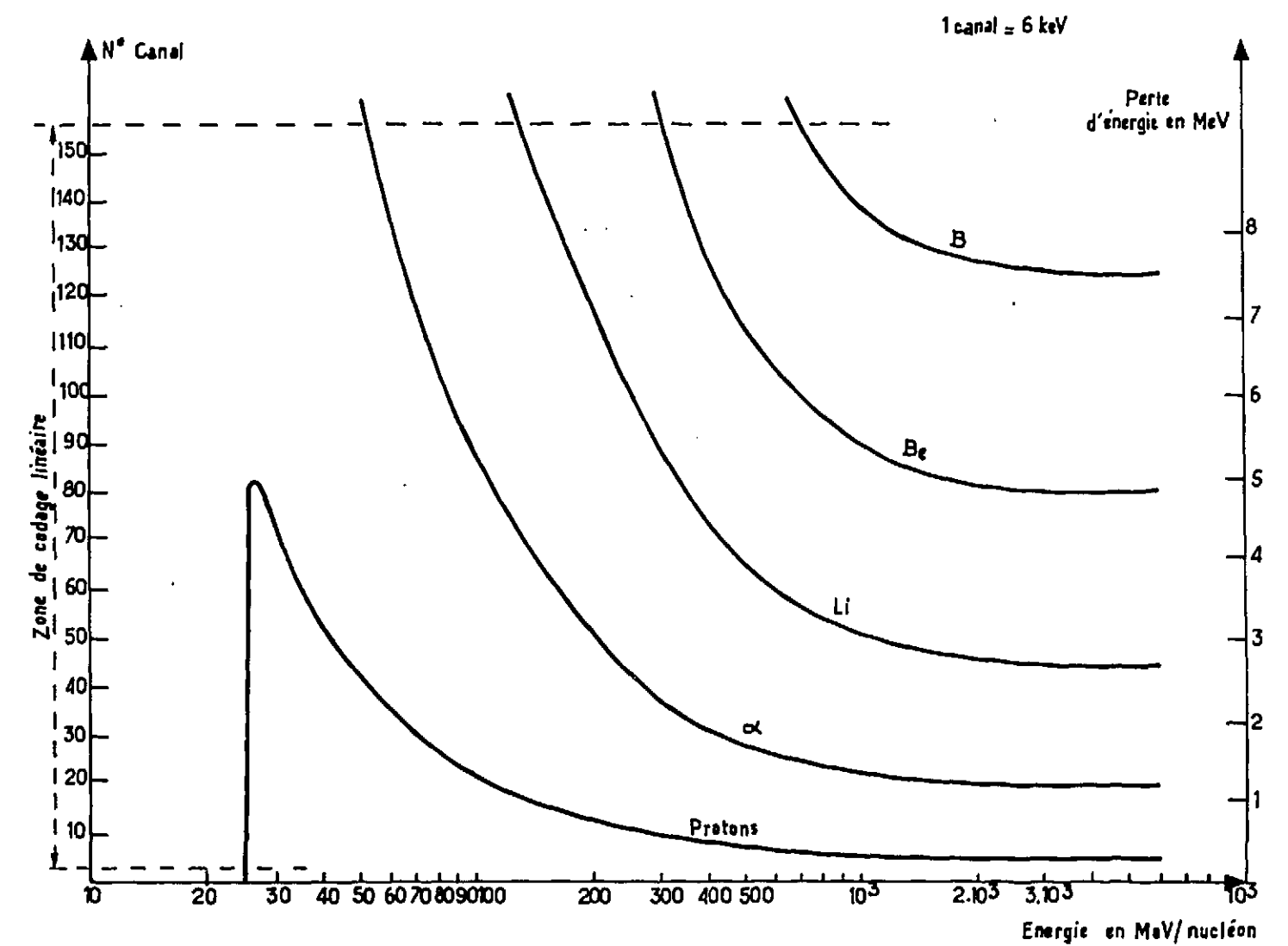


Figure 4 - Energie perdue dans le détecteur A en fonction de l'énergie de la particule incidente.

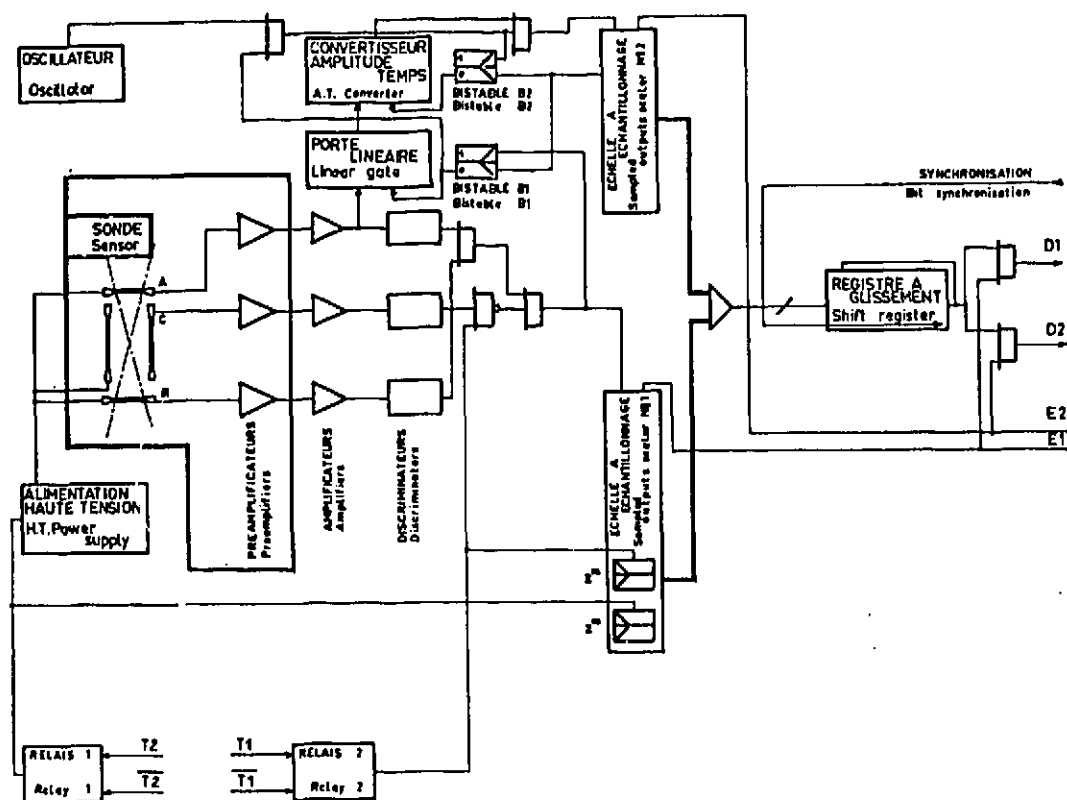


Figure 5 - Diagramme fonctionnel de l'expérience S 72.

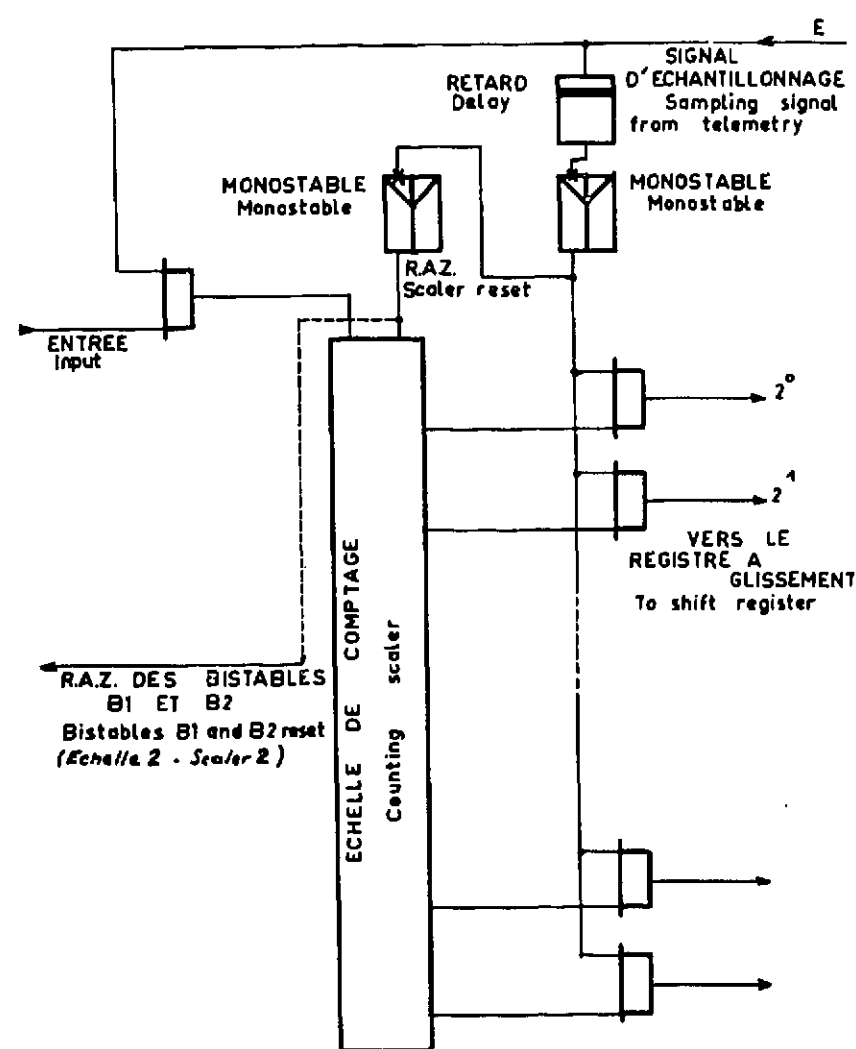


Figure 6 - Diagramme fonctionnel d'une échelle.

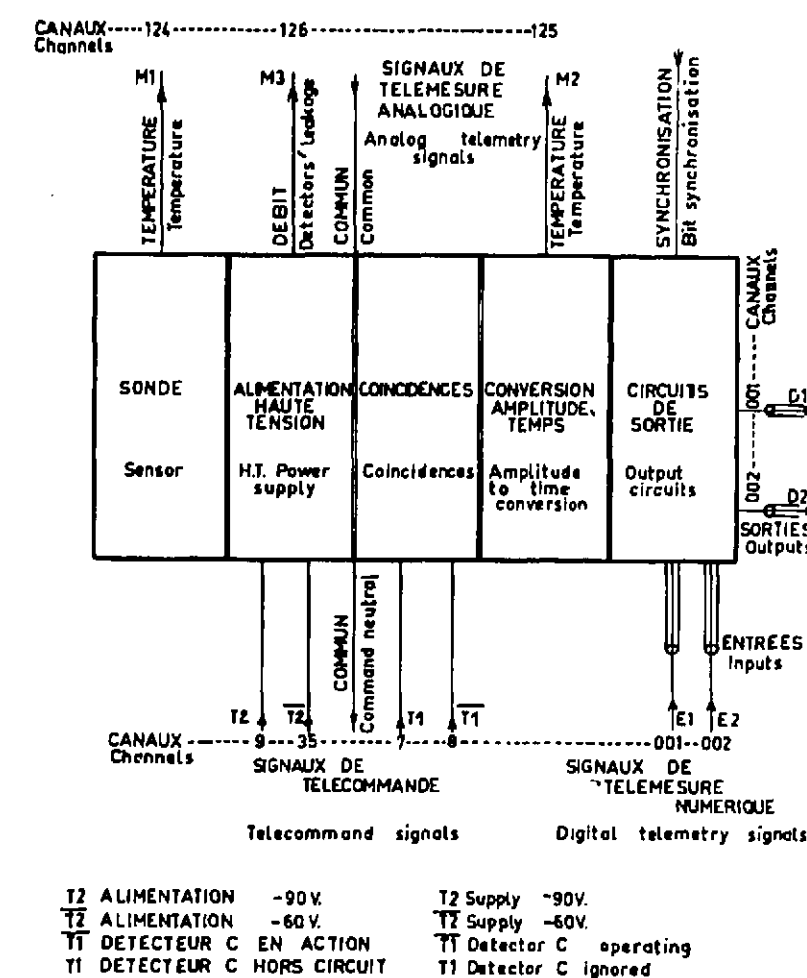


Figure 7 - Liaison de l'expérience avec le codeur de télémessure.

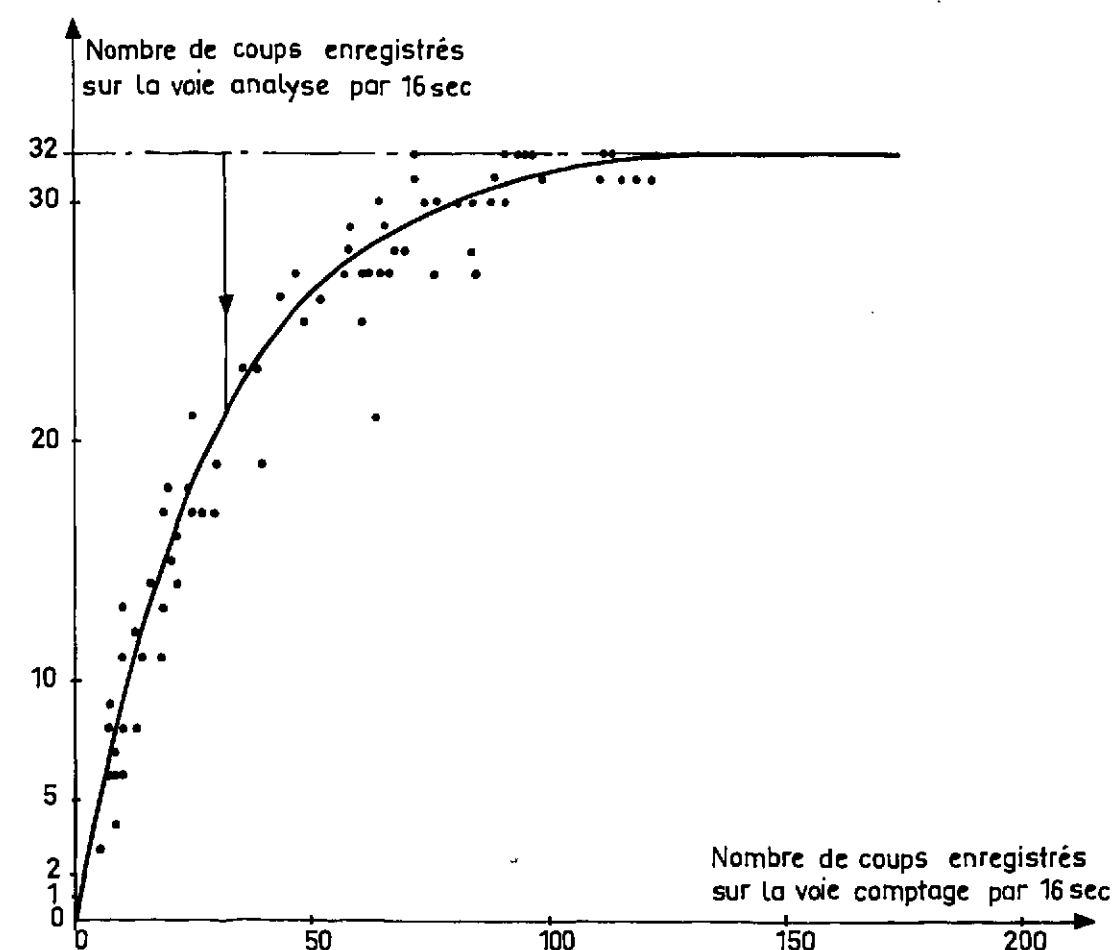
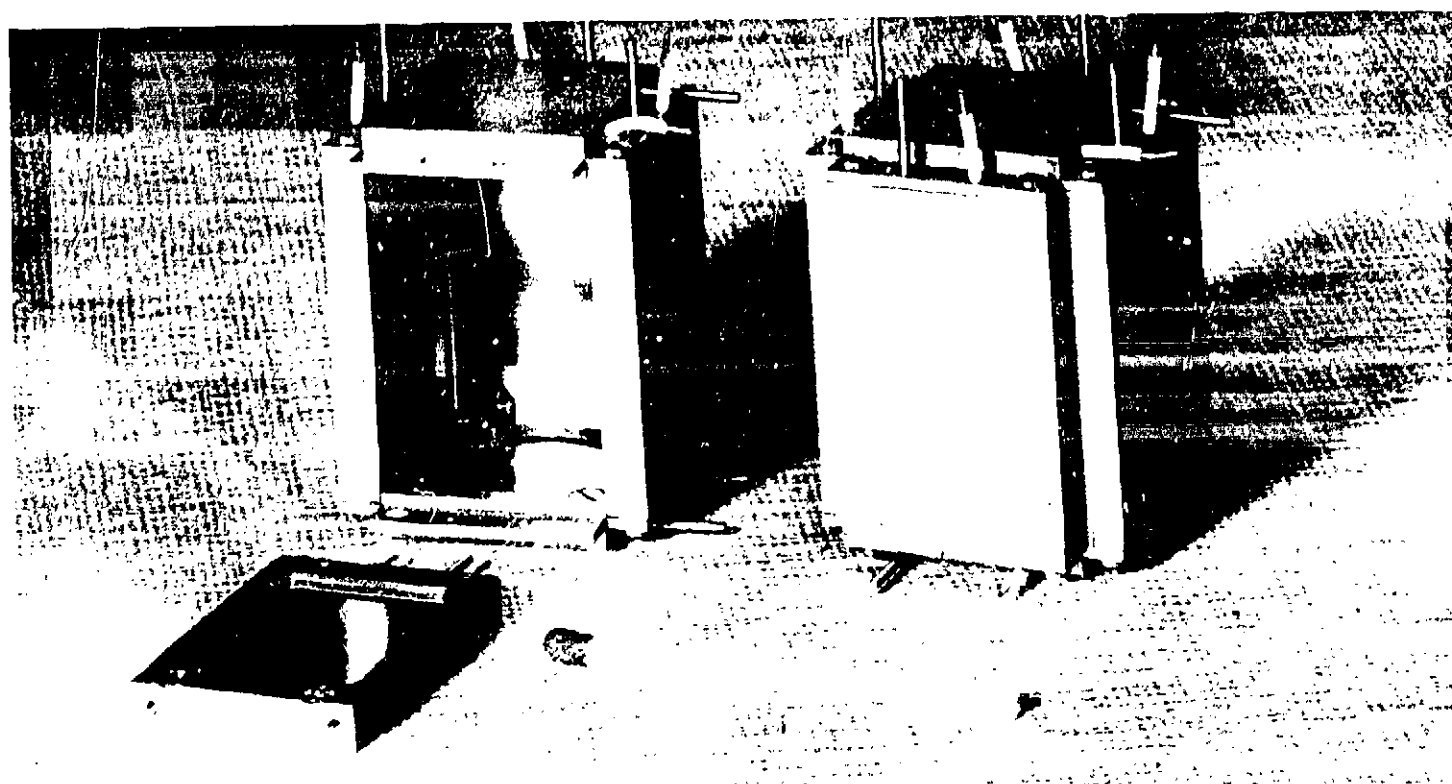


Figure 8 - Probabilité du nombre de coups analysés en fonction du nombre de particules incidentes.



TELESCOPE AVEC ANNEAU D'ANTICOINCIDENCE
PREAMPLIFICATEUR

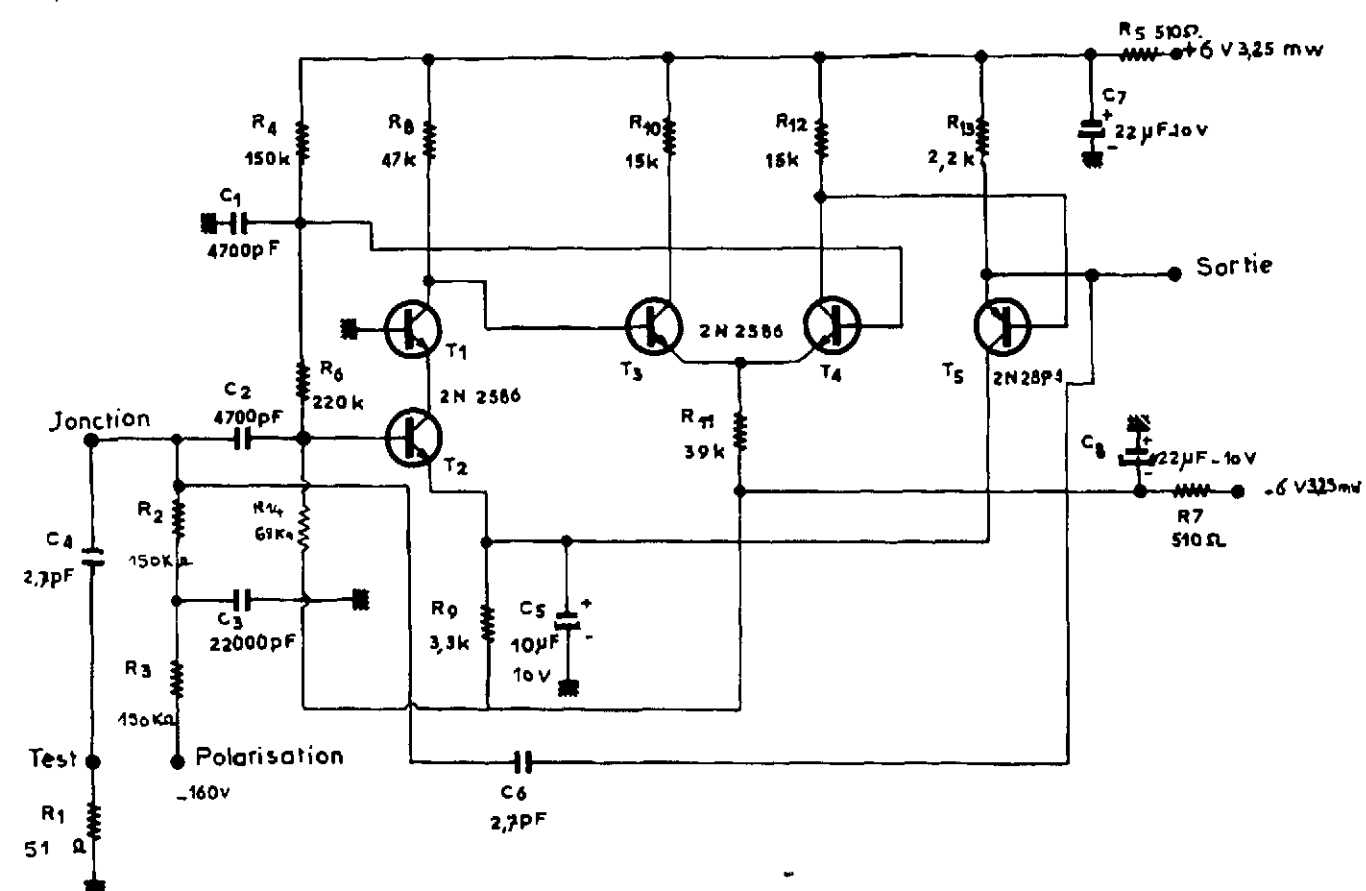


Figure 10 - Préamplificateur de charges.

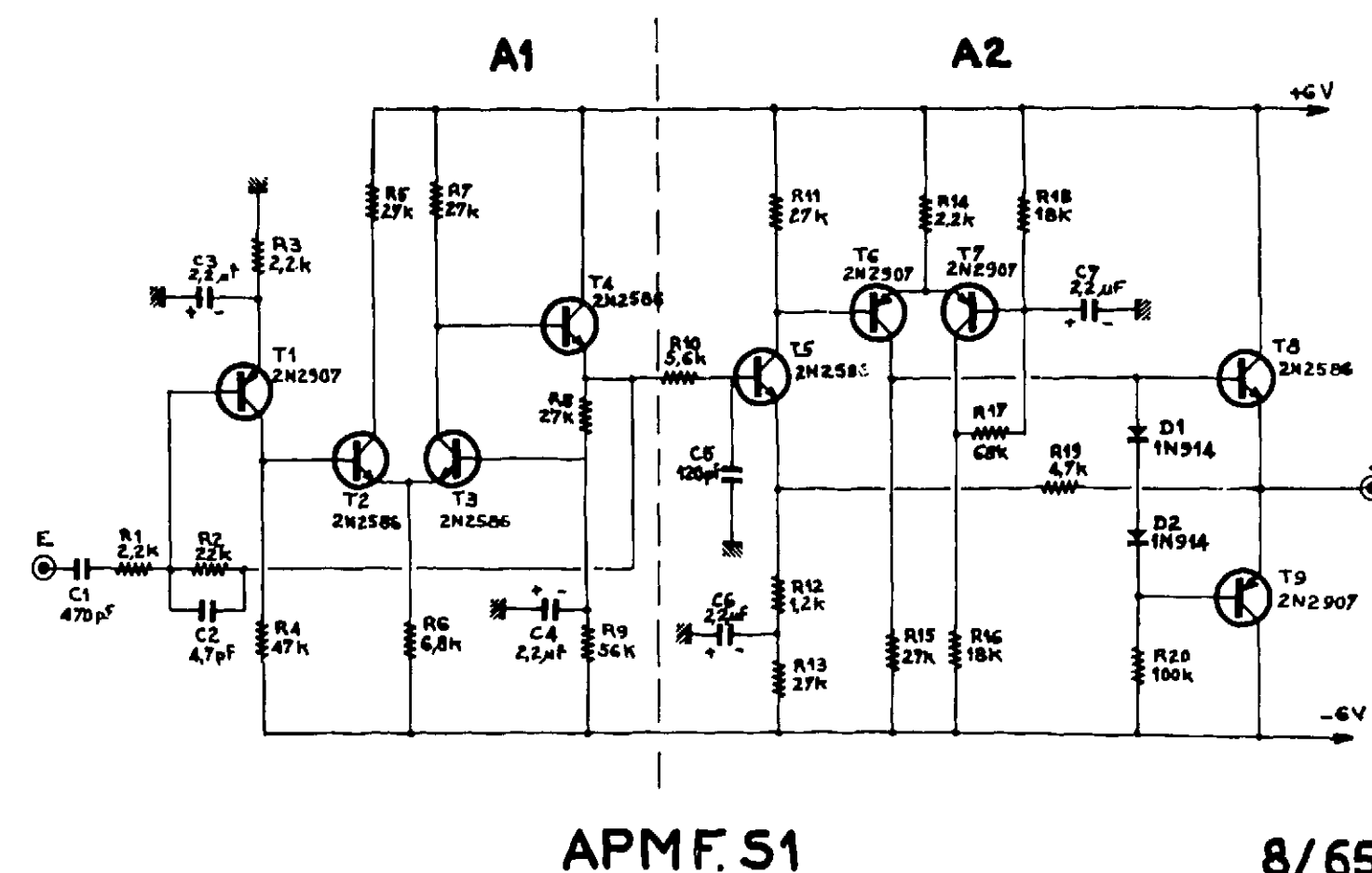


Figure 11 - Amplificateur à mise en forme R.C.

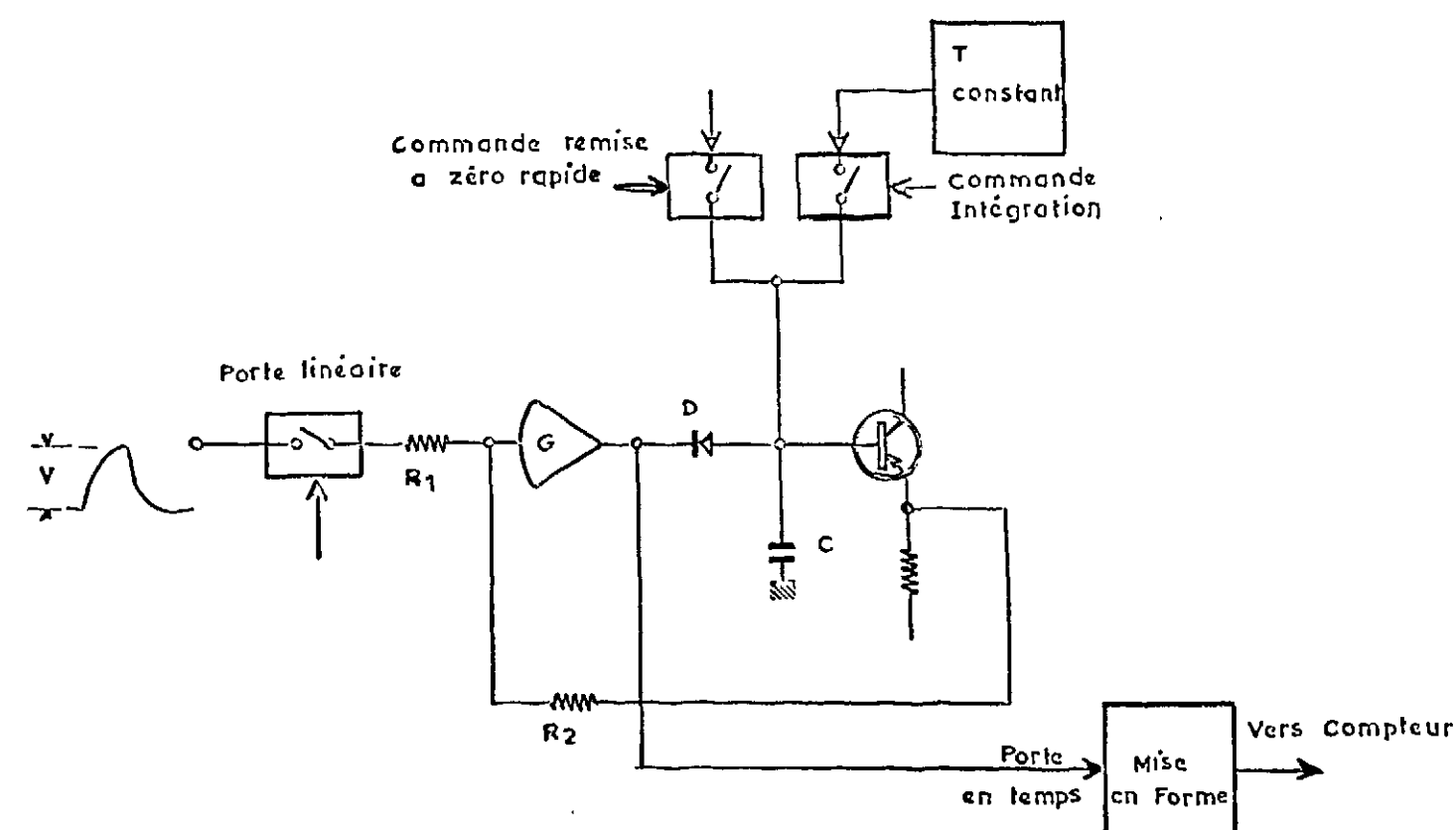
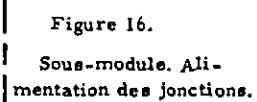
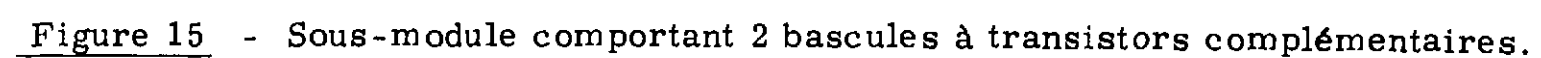
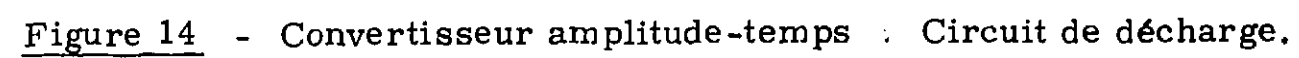
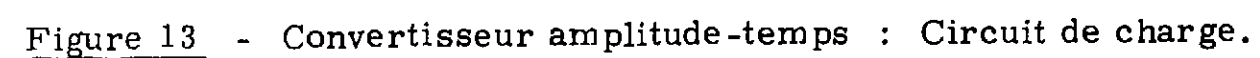


Figure 12 - Convertisseur amplitude-temps : Schéma de principe



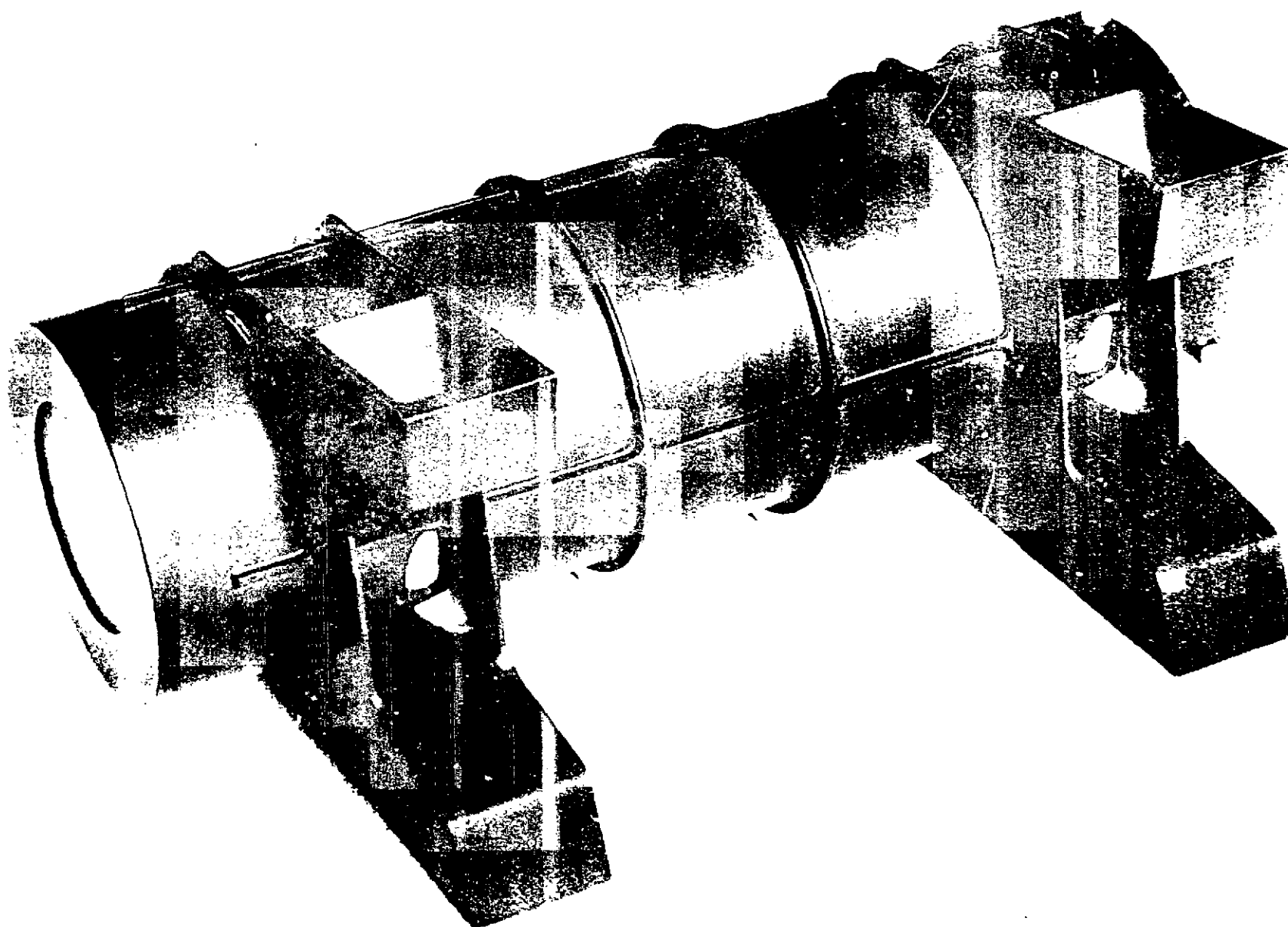


Figure 17 - Sonde (détecteur et préamplificateur)

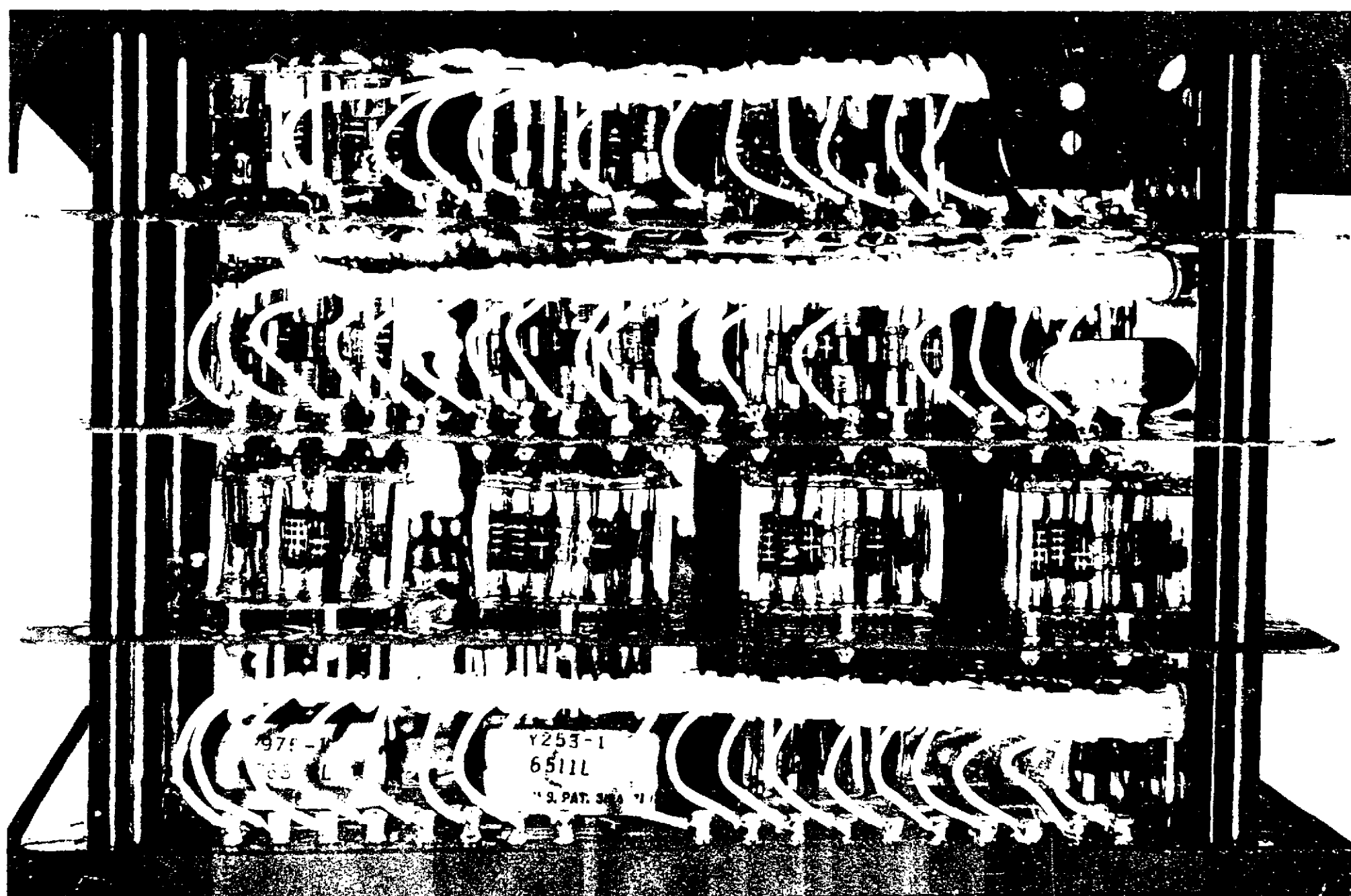


Figure 18 - Boîtier électronique du prototype P₁.

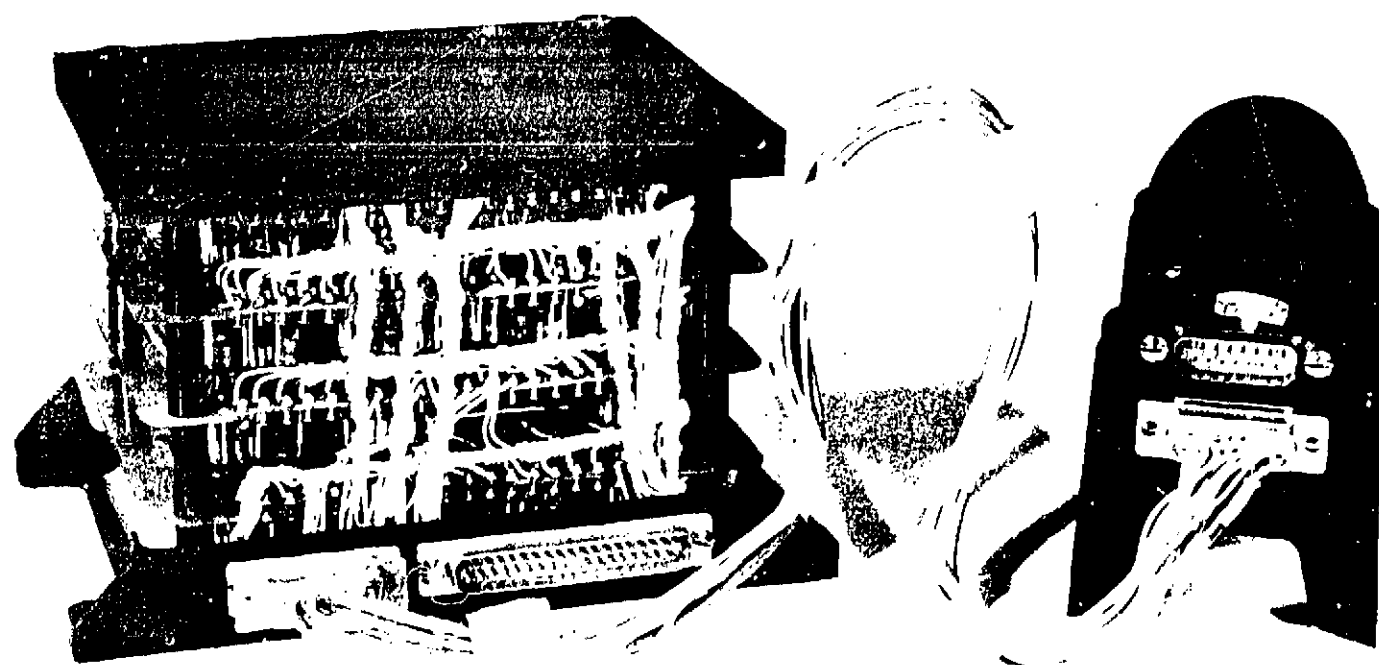


Figure 19 - Le prototype P_1 avant moulage.

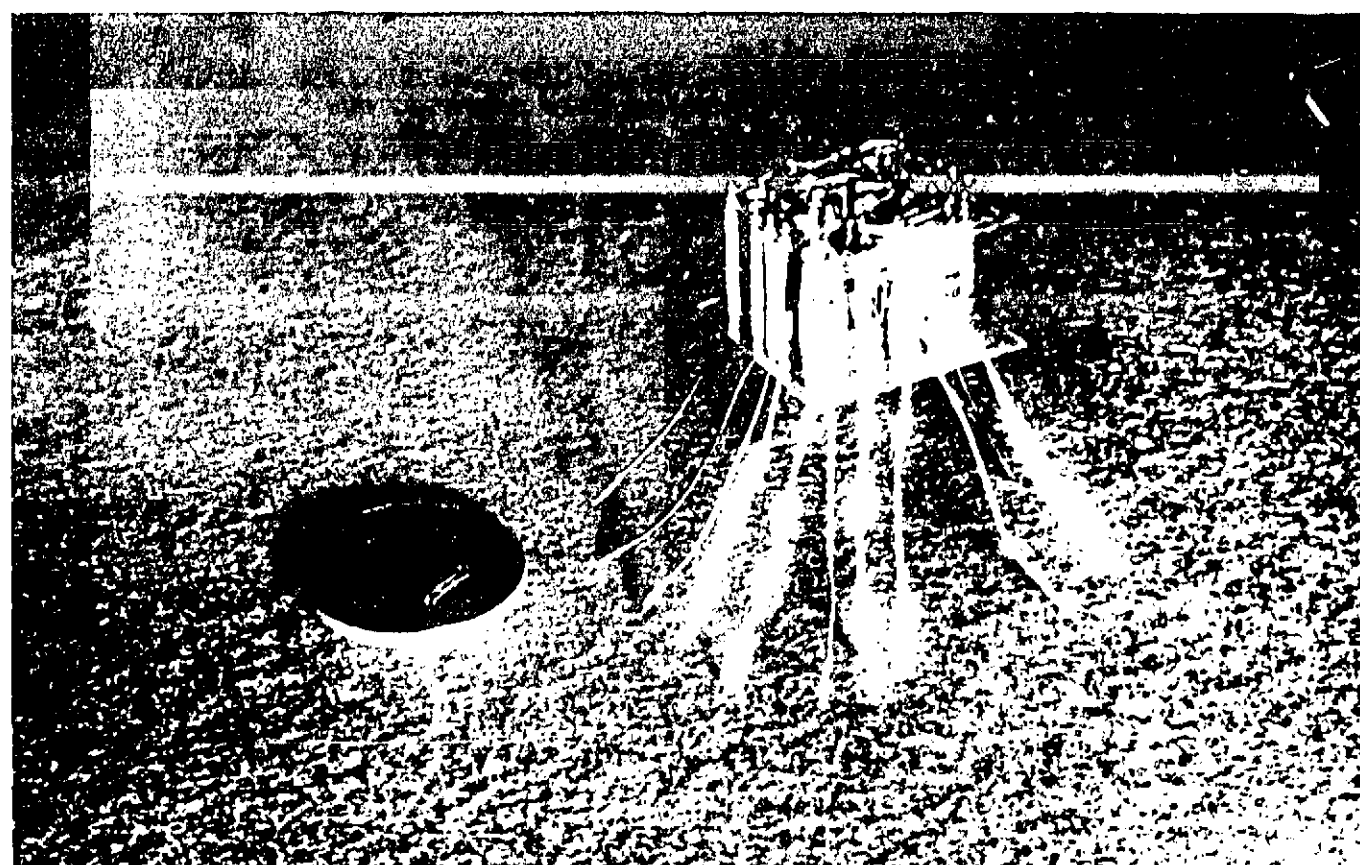


Figure 20 - Un sous-module FAGOT.

Cliché communiqué par la SINTRA

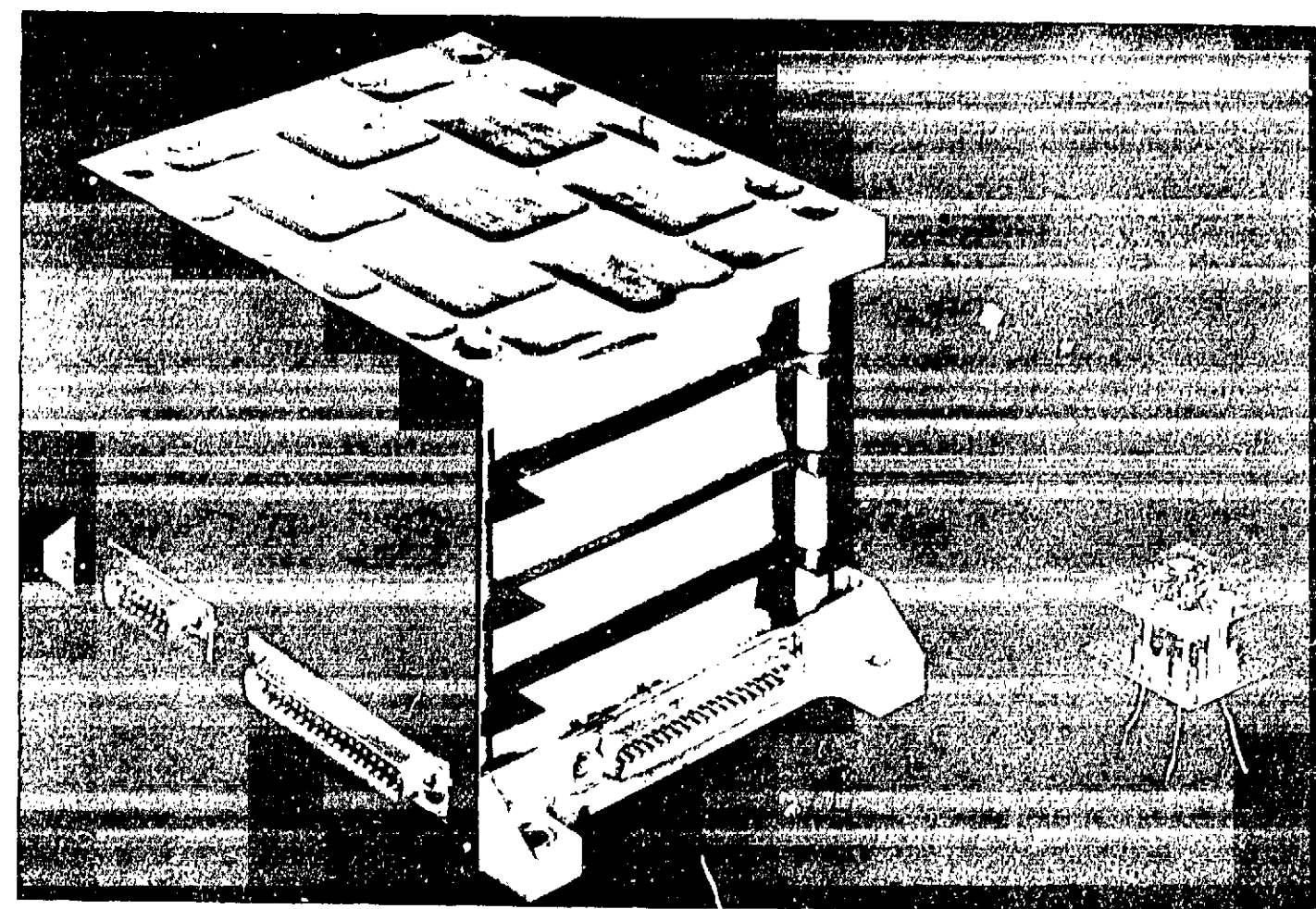


Figure 21 - Vue de la maquette mécanique.

Cliché communiqué par la SINTRA.

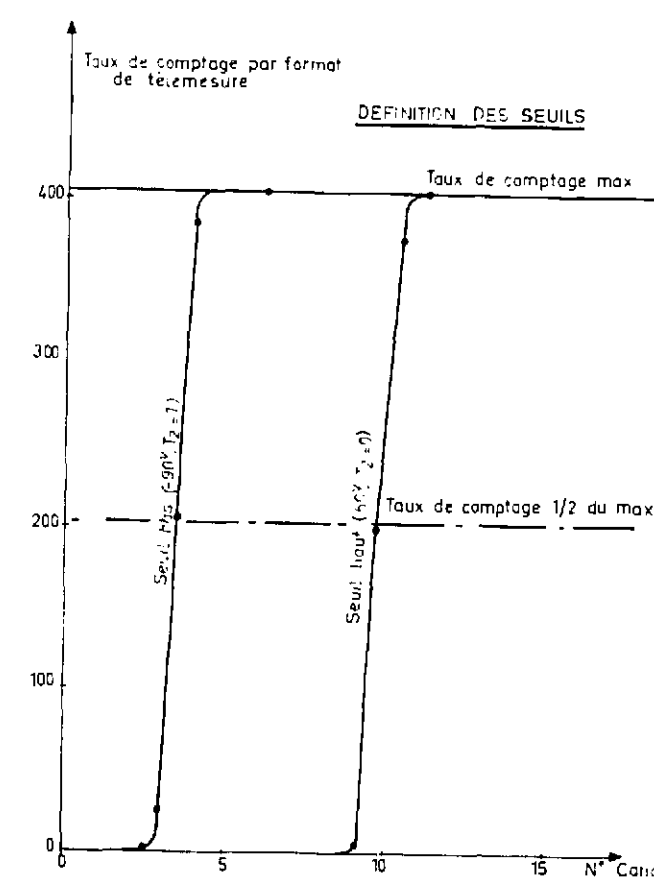


Figure 22 - Modèle de vol F_2 . Etalonnage des seuils.

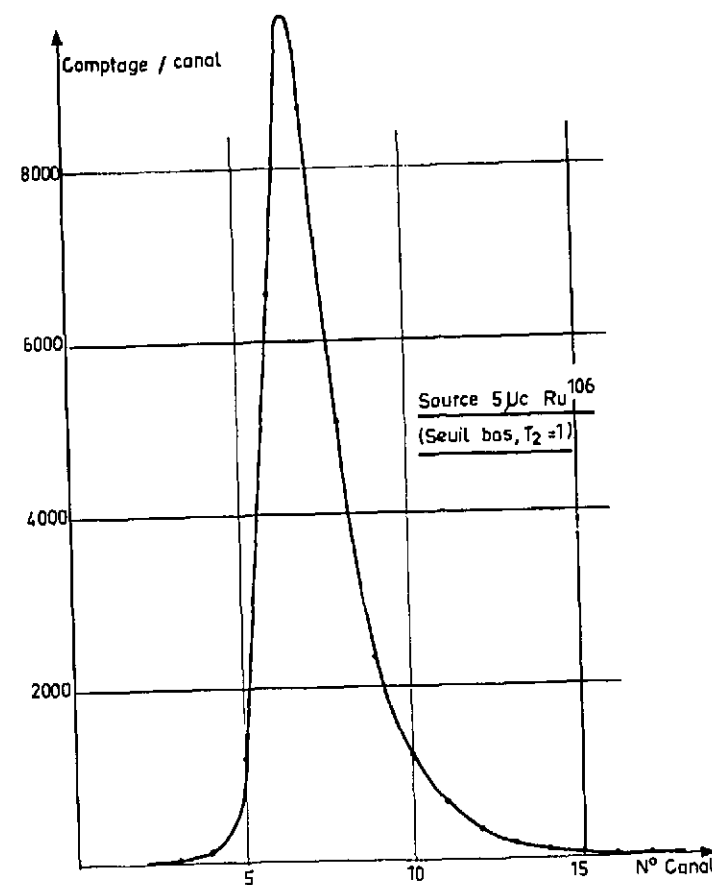


Figure 23 - Etalonnage à l'aide d'une source radioactive β .

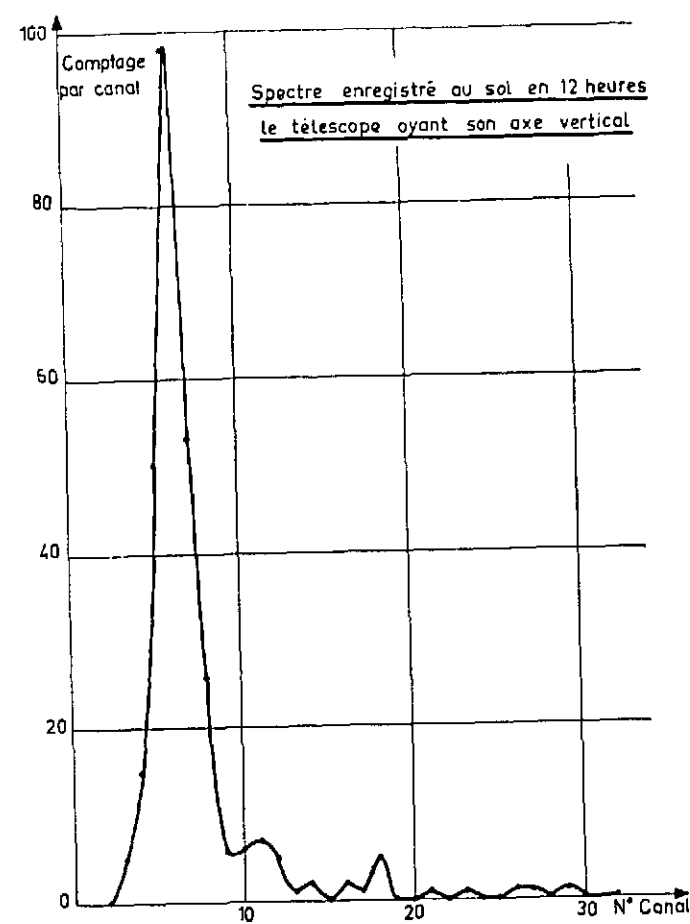


Figure 24 - Spectre de mésons

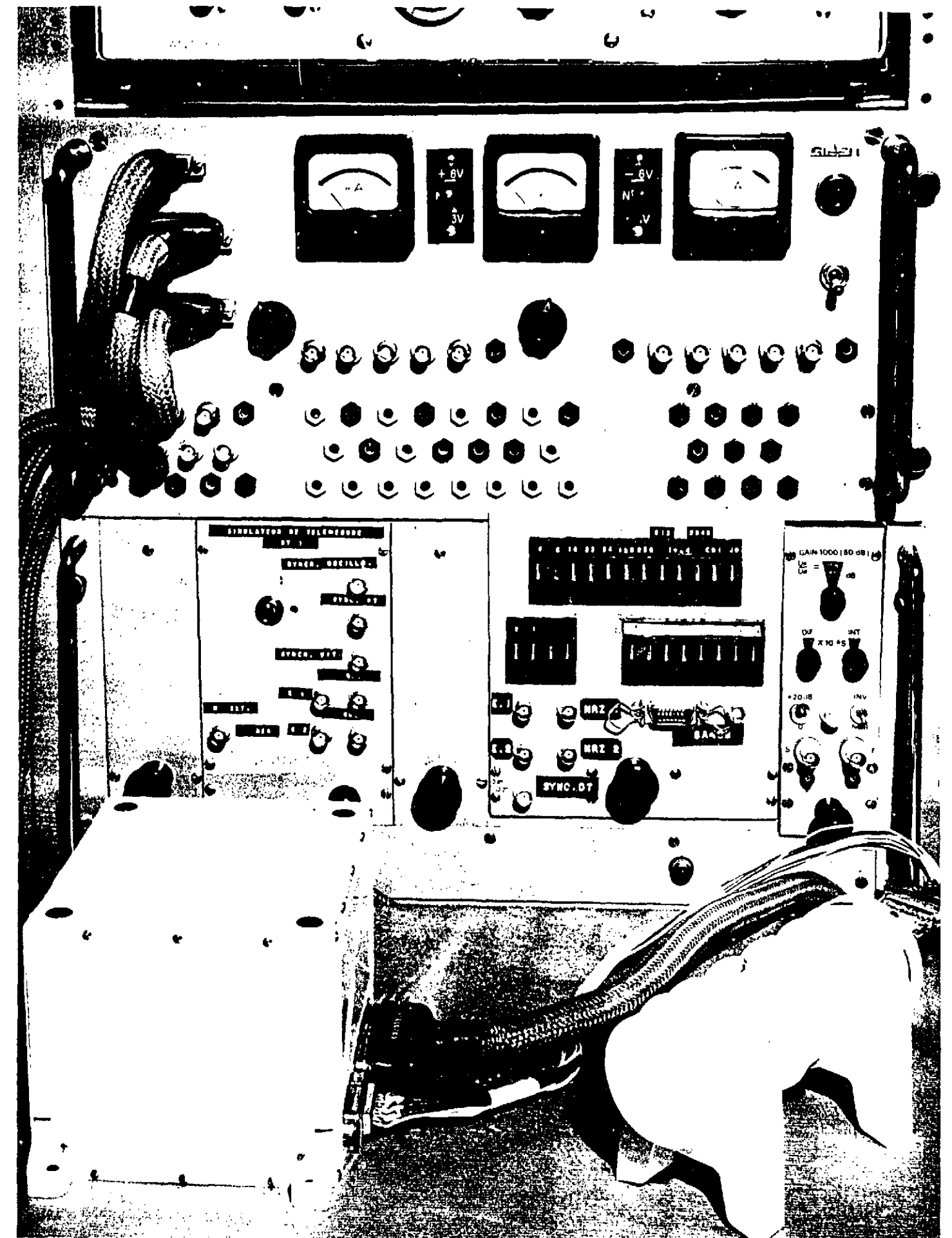


Figure 25 - Le prototype P_2 devant le banc de test.

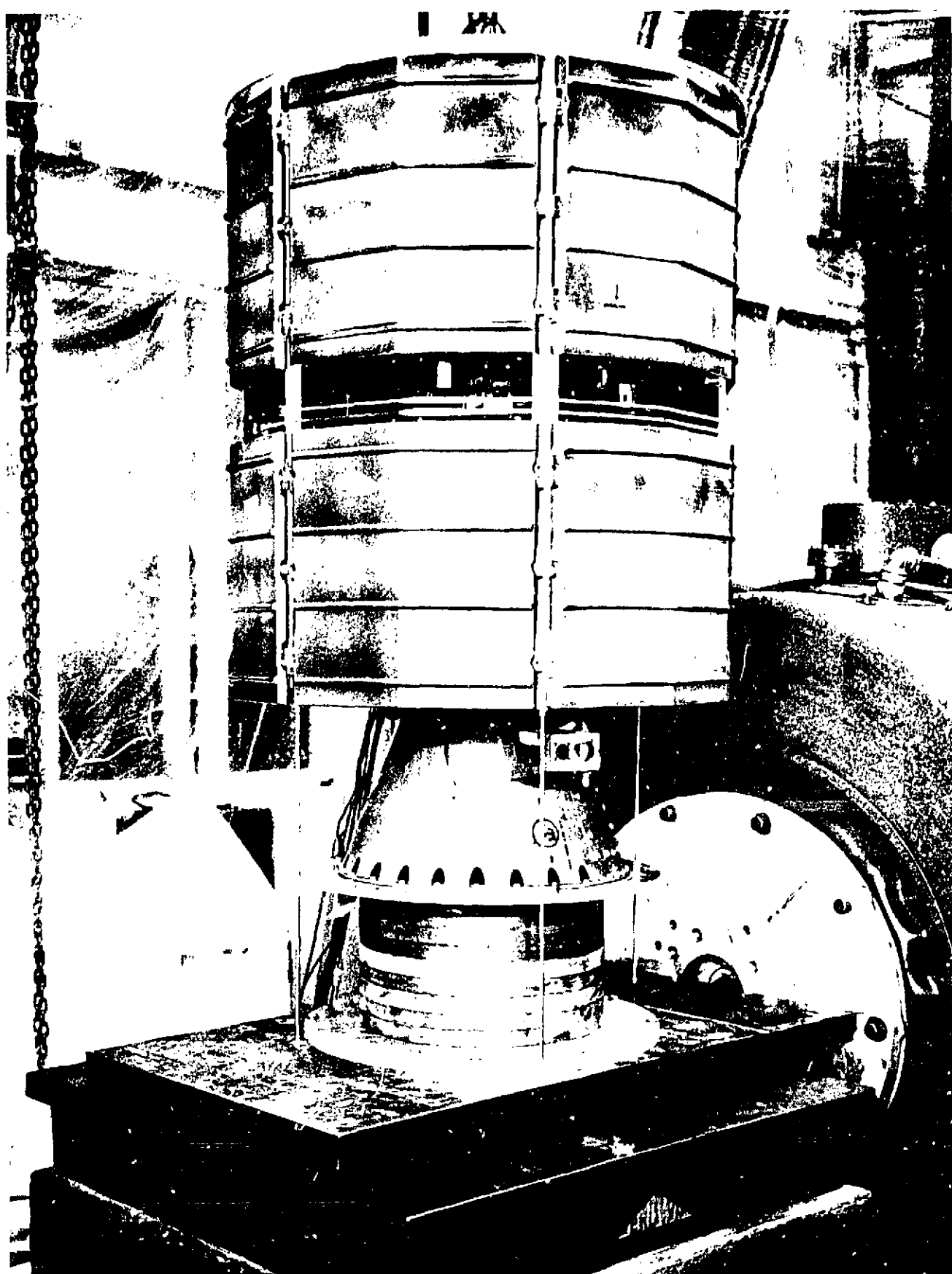


Figure 26 - Essai de vibration latérale.

Cliché communiqué par Hawker Siddeley Dynamics

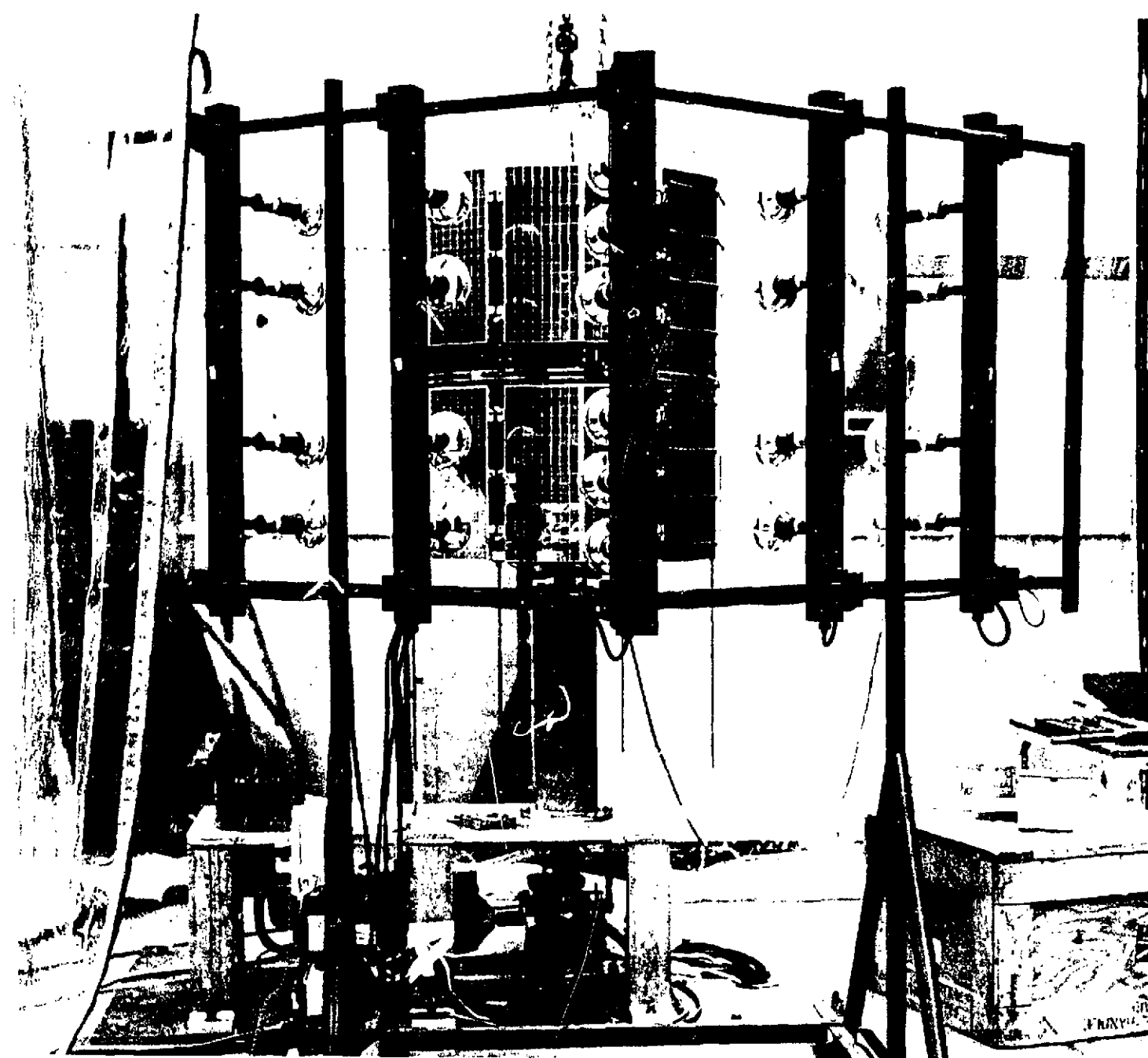


Figure 27 - Essai des cellules solaires

Cliché communiqué par Hawker Siddeley Dynamics.

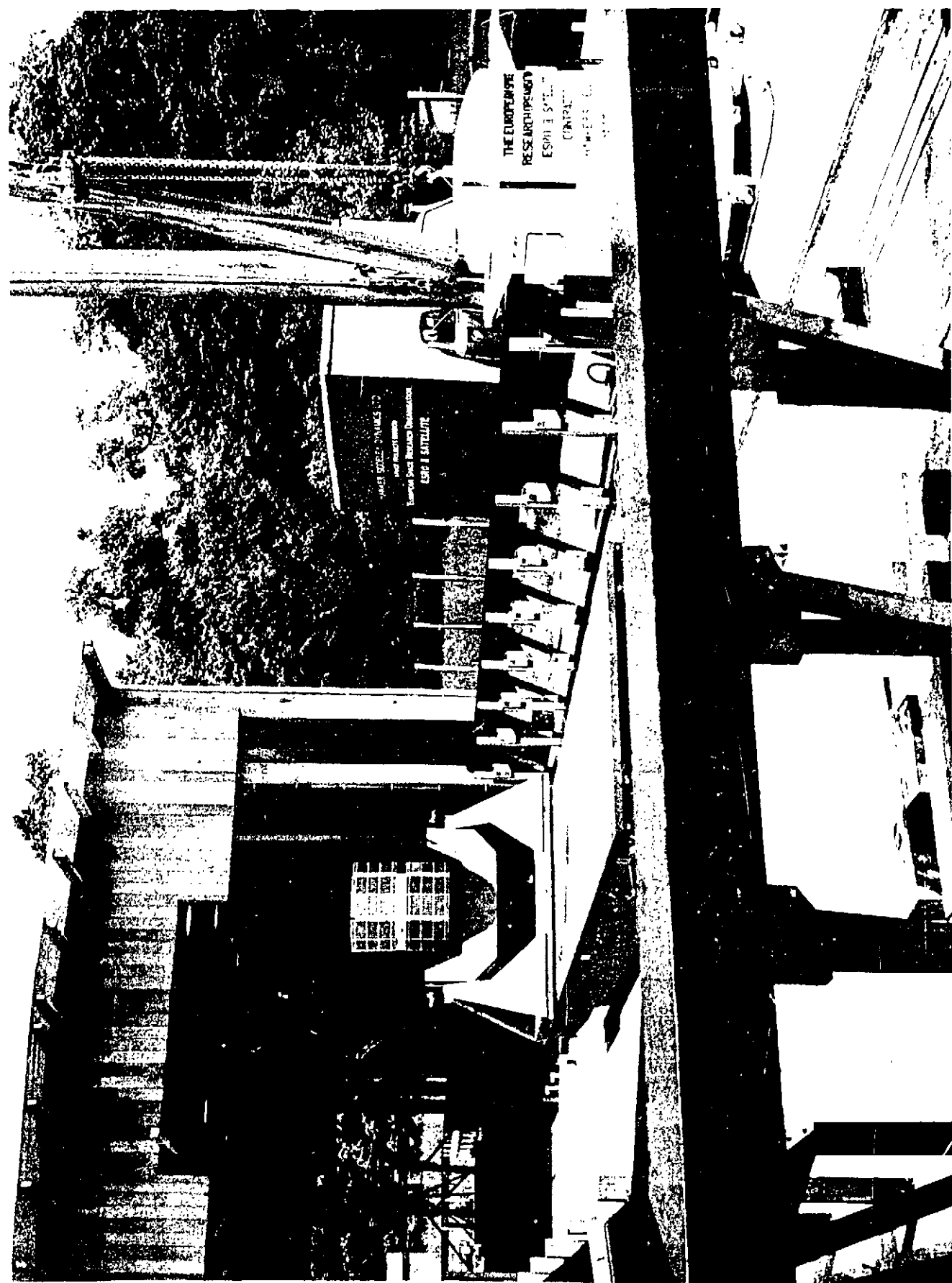


Figure 28 - Mesure des moments magnétiques.

Cliché communiqué par Hawker Siddeley Dynamics

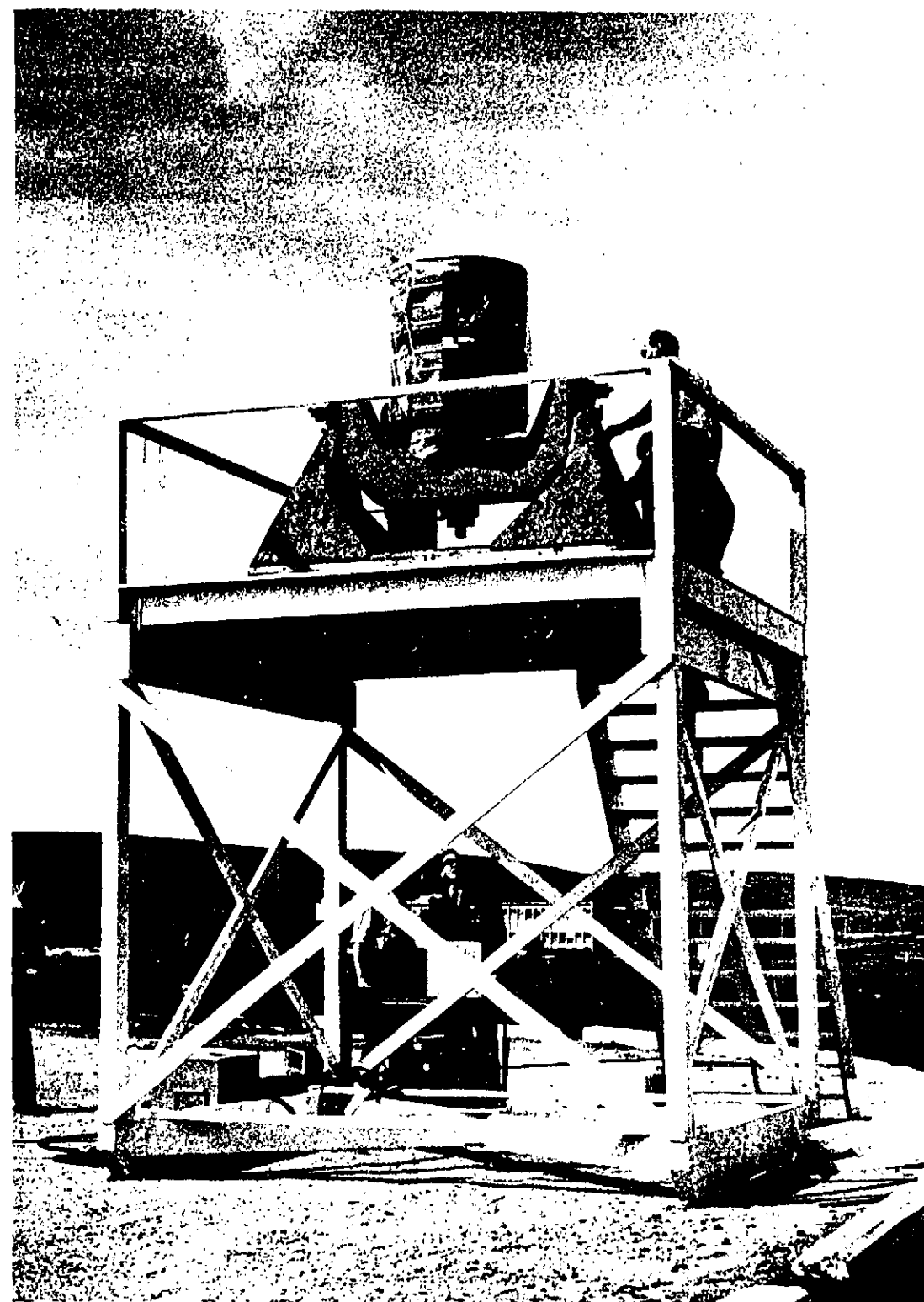


Figure 29 - Essais d'interférence radio.

Cliché communiqué par l'ESTEC.

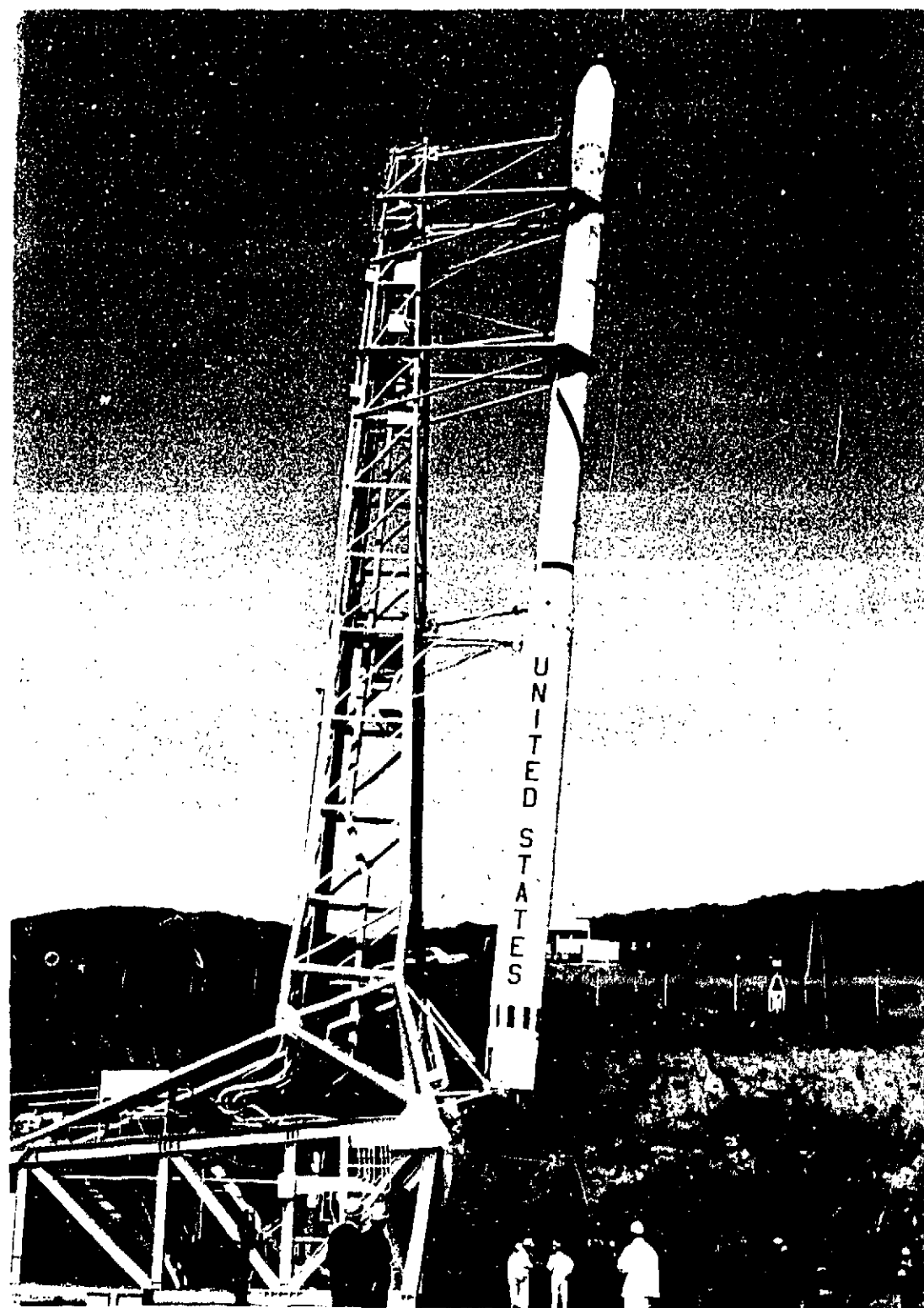


Figure 30 - La fusée SCOUT en cours d'érection.

Cliché communiqué par l'ESTEC

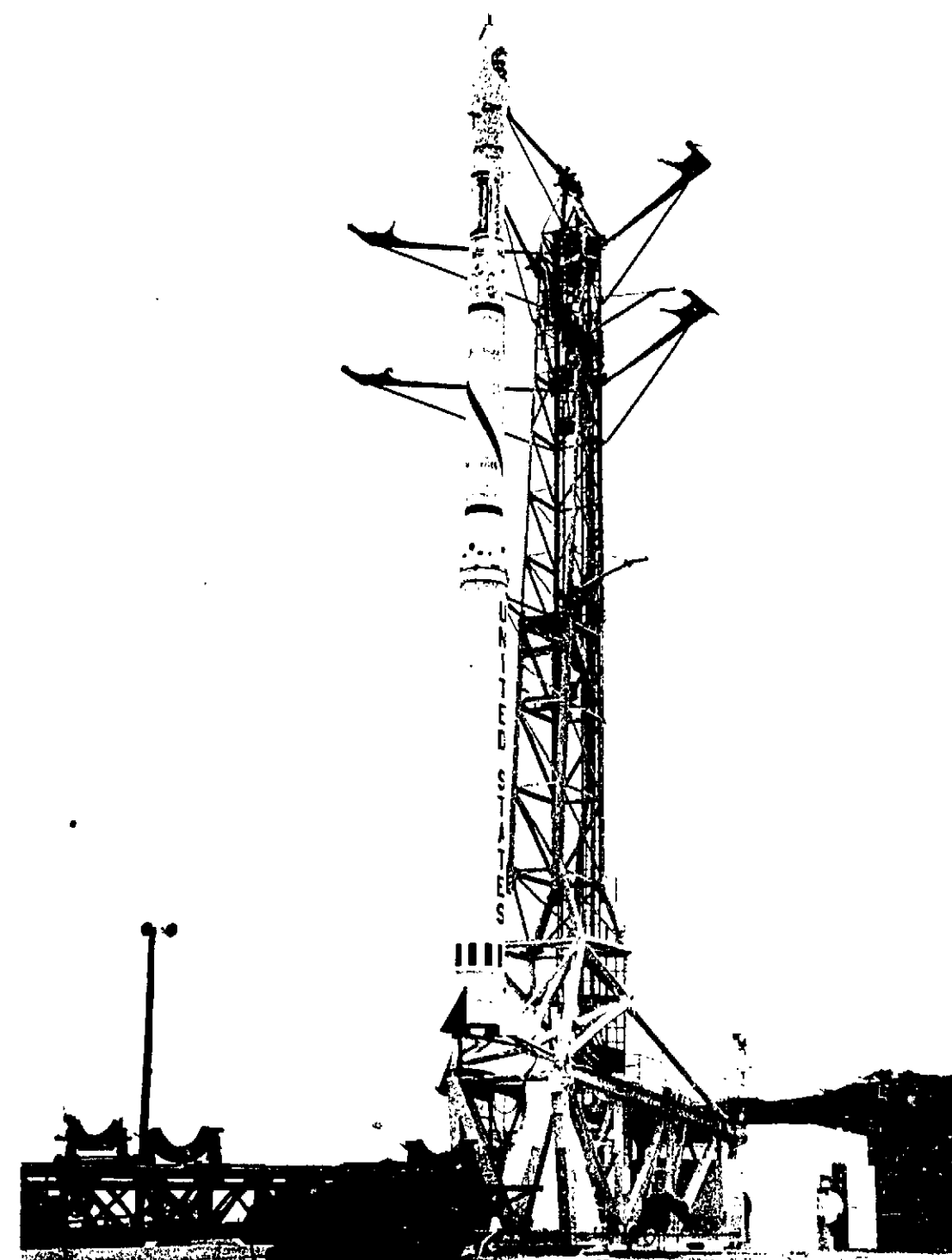


Figure 31 - La fusée SCOUT au moment du compte à rebours.

Cliché communiqué par l'ESTEC.

FIN