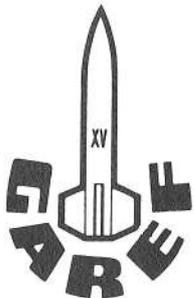


# AXOR II

RAPPORT GÉNÉRAL D'ACTIVITÉ

1970 - 1972

ATTENTION NOUVELLE ADRESSE



2-6, Rue E. LeVassor - 75013 PARIS - Tél. 580.16.13

GRUPE AMATEUR DE RÉALISATIONS ET D'ÉTUDES DE FUSÉES DU XV<sup>e</sup>





*René GALY-DEJEAN*

*CONSEILLER DE PARIS  
PRESIDENT D'HONNEUR  
DU G.A.R.E.F. XVè*

*Le présent rapport marque l'aboutissement des efforts fournis par les jeunes du GAREF XVème durant quatre années.*

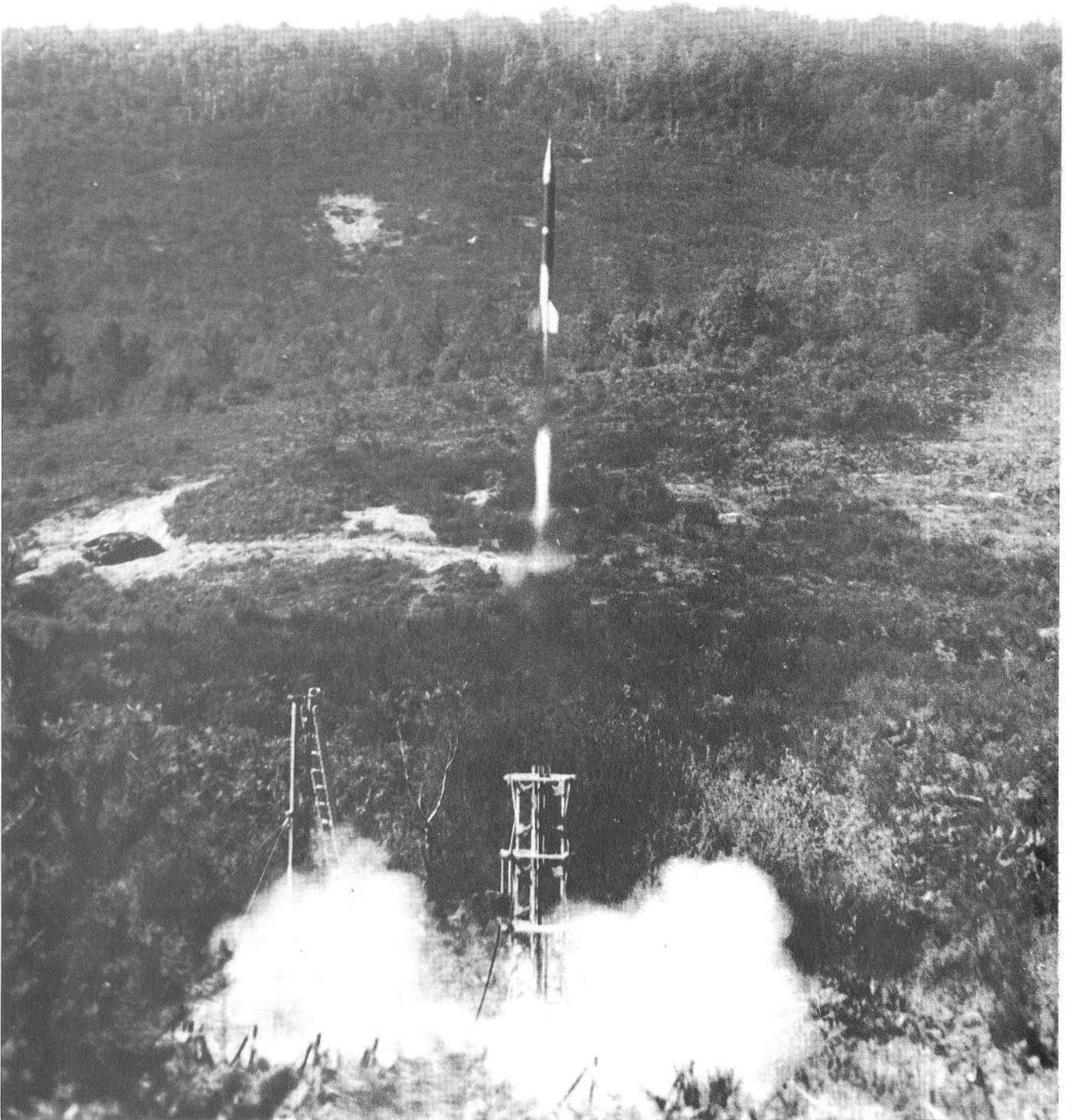
*Toutes les phases de l'expérience AXOR II y sont retracées depuis la conception jusqu'aux résultats obtenus après décodage des télémesures.*

*Le rôle éducatif des activités du GAREF XVème apparaît tout au long du rapport. Une telle expérience contribue à la formation de jeunes hommes qui ont montré leurs capacités d'assumer les responsabilités d'une entreprise complexe grâce à un travail en équipe aujourd'hui indispensable.*

*Au nom du GAREF XVème je tiens à remercier tout particulièrement le Centre National d'Etudes des Télécommunications (C.N.E.T.) ainsi que le Centre National d'Etudes Spatiales (C.N.E.S.) et les entreprises privées ou publiques, qui par leurs aides, ont largement contribué à faire du GAREF XVème le premier Groupe amateur national de sa spécialité.*

*RGaly-Dejean*





DEPART D'AXOR II . Hauteur 10 mètres, vitesse 180 Km/h, H + 0,5 sec.  
(Photo Groupe Saint-Georges. Tous droits réservés)



# **LE PROGRAMME AXOR II**



# OBJECTIFS ET PRÉSENTATION GÉNÉRALE

## A. LA CONCEPTION.

Après Axor I le groupe entreprend l'étude d'une fusée beaucoup plus complexe pour tester des équipements électroniques capables d'assurer des mesures qualitatives. On décide alors d'expérimenter un grand nombre d'équipements légers répartis en 15 modules superposés à plat (technique d'Axor I), et occupant une hauteur de 540mm.

On compte trois émetteurs : les 27, 14 et 72 MHz d'Axor I, plus un émetteur en modulation de fréquence à 432 MHz, qui transmettront des mesures d'altitude, d'accélération axiale, de température, de giration, d'extensométrie et les séquences de vol. Il sera testé en même temps le codage par système F.M. IRIG, deux commutateurs 5 voies qui permettront, une fois opérationnels, de multiplier par 4 les mesures effectuées, un altimètre sonique original, la mesure des séquences de vol et de nouvelles minuterics électroniques de précision et fiables.

Porter tout cela à une altitude suffisante à la fois pour obtenir le maximum de variation de l'altimètre sonique et des thermistances, seul le plus puissant des propulseurs disponibles au Centre National d'Etudes Spatiales le permettait. Le vecteur sera le Gazelle de 7 100 N de poussée, obtenus par la combustion de ses 11 kg de poudre en 3,35s.

Pour simplifier au maximum la partie mécanique, et donc la rendre plus fiable, la séparation de la pointe scientifique et du propulseur entraînera l'extraction du parachute et se fera au point de culmination.

## B. STRUCTURE GÉNÉRALE.

Axor II peut se découper en quatre parties :

- Le propulseur peint en orange.
- La case à parachute, brune, avec

le système de séparation et d'extraction du parachute .

- La case à équipements électroniques protégée par deux demi-coquilles rouges en duralumin et composée de trois éléments maintenant chacun 5 modules .

- Le cône jaune surmonté de l'antenne 432 MHz argentée avec sa porte latérale pour la prise ombilicale et cachant l'altimètre sonique et les batteries .

- Nombre d'étage : 1 .

- Nombre de masse larguée : 1 .  
(le propulseur au point de culmination) .



- Propulseur : GAZELLE (CNES).
  - Impulsion spécifique: 216 s.
  - Poussée : 7100 N.
  - Poudre : plastolite ( 11,2 Kg).
  - Masse : 27,7 Kg
  - Longeur : 773 mm
  - Envergure empennages:560 mm
  - Durée de la phase propulsée:3,35s
- Diamètre de la fusée : 160 mm.
- Longeur de la case d'équipements : 1310 mm.
- Longueur totale de la fusée:2673mm.
- Charge utile : 14,850 Kg.
- Masse totale au départ : 41 Kg.
- Accélération maximale : 17 g.
- Temps de culmination : 31,7 s .
- Altitude atteinte : 6600 m .
- Vitesse maximale : mach 1,5 .
- Durée de vol : 13 mn 46 s .
- Vitesse d'impact au sol : 8 m/s .

## PLANNING

- 1967** Début du programme
  - Conception théorique
  - Cahier des charges
  - Avant projet et projet
  - Construction des récepteurs
- 1968** Test de la station de réception avec le lancement de TOUT-AMB - AHLON II .
  - Construction des minuteriers et des premiers tiroirs d'electro-nique.
  - Usinages de la structure
  - Réalisation du système de séparation
  - Finitions de la structure au Club
- 1969** Essais en vibration de la structure (juin)
  - Peinture de la structure après la pose des différents capteurs
  - Cablage des premiers tiroirs d'électronique
  - Usinage de l'altimètre sonique
  - Calcul de trajectoire
  - Cablage des V.C.O.
- 1970** Essais des récepteurs
  - Cablage général de la pointe
  - Présentation au C.N.E.T. d' AXOR II (17 juin)
  - Campagne de lancement en juillet qui aboutit au report du tir en 1971 (défaillance des minuteriers ).
  - Reconception des minuteriers
  - Essais en température des V.C.O.
  - Moulage des tiroirs dans l'écofoam
- 1971** Reprises de cablage
  - Réglage général
  - Essais en vibration du système de séparation
  - Calcul de trajectoire (le moulage a changé le poids total)
  - Campagne de lancement en septembre 1971
- 1972** Décodage
  - Interprétation des résultats
  - Rédaction du rapport
  - Définition d'un programme deux étages (aboutissement prévu pour 1974 ).

Ce programme a nécessité le travail permanent d'une dizaine de personnes pendant quatre années, et représenté plus de 10 000 heures de travail.

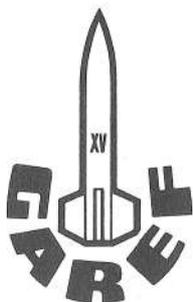
Les principales difficultés rencontrées lors de sa réalisation sont:

- les usinages (nécessité d'inclure ceux-ci pendant les périodes creuses des sociétés nous aidant ; prix très élevés ).
- les minuteriers ( conçues les premières, se sont révélées de performances insuffisantes trois ans plus tard).
- le câblage (un bon câblage représente un travail complexe, long, et très spécialisé; il a du être fait par des cableurs professionnels; il représente 300 h. de

travail).

-les compatibilités entre les divers appareils (de nombreuses difficultés ont surgi pendant la campagne de tir lors de l'interconnexion des récepteurs avec l'enregistreur magnétique, et les différents racks).

-l'organisation (l'organisation générale d'un programme tel que celui-ci, dans le cadre d'un groupe d'amateurs, est une tâche complexe; malgré la réalisation de nombreux plannings et de réseaux PERT , aucun système efficace n'a pu actuellement être trouvé du fait de la disponibilité variable, au cours de quatre ans, des différents membres ).



## LA CAMPAGNE DE TIR



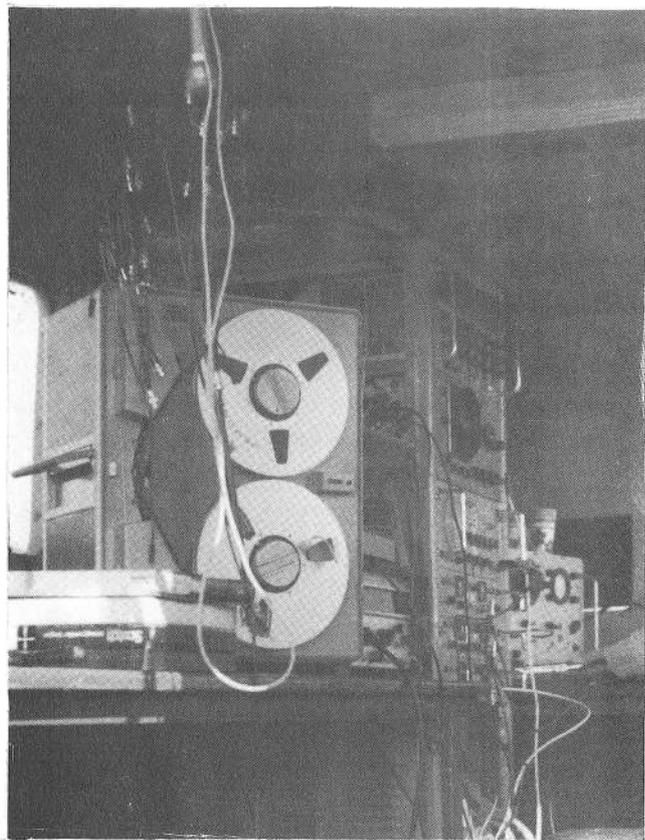
Cette campagne de tir organisée par le Centre National d'Etudes Spatiales, (le C.N.E.S.) et l'association Nationale des Clubs Scientifiques (A.N.C.S.), se déroule sur le terrain militaire de la Courtine dans la Creuse.

- Jeudi 2 septembre 1971 : le camion du club arrive sur le terrain à 17h30.
- Vendredi 3 septembre 1971 :
  - installation du local (bâtiment R3)
  - installation des radio-téléphones par le G.S.G.
  - obtention des autorisations d'accès sur le terrain.
  - ultime réglage.

L'enregistreur magnétique FR 1 300 arrivera le soir avec Monsieur Ortega du C.N.E.T.

- Samedi 4 septembre 1971 : la station de réception mobile est installée. On procède à une mise sur rampe de la fusée et à sa présentation aux autorités militaires, aux clubs, à la presse.
- Dimanche 5 septembre 1971 : le tir est prévu pour 10 h.

7 h. : les suspentes du parachute sont pliées.



BAIES DE RECEPTION

9h. départ pour le pas de tir.

12h. montage du propulseur. Contrôle des points test.

Au moment du tir les conditions atmosphériques sont les suivantes :

- pression : 923 mb
  - humidité relative : 45%
  - température : 21,5 °C
  - vent : nord-est dominant, 4 à 5 m/s
- 14h 12 : mise à feu d'AXOR II.

La trajectoire est parfaite. La séparation intervient au bout de 31,7 secondes. Le parachute s'ouvre alors et la fusée amorce sa descente à 8 m/s.

Elle est récupérée intacte après 13 mn et 46 s de vol, dans le sol meuble d'une sapinière à 3 Km hors du camp militaire.

Signalons que pendant toute la durée du vol, le G.A.R.E.F. XV° a bénéficié de 2 hélicoptères mis à sa disposition par l'armée pour suivre la fusée et localiser rapidement son point de chute. La fusée a de ce fait, été très rapidement récupérée (environ 10 mn après l'impact).

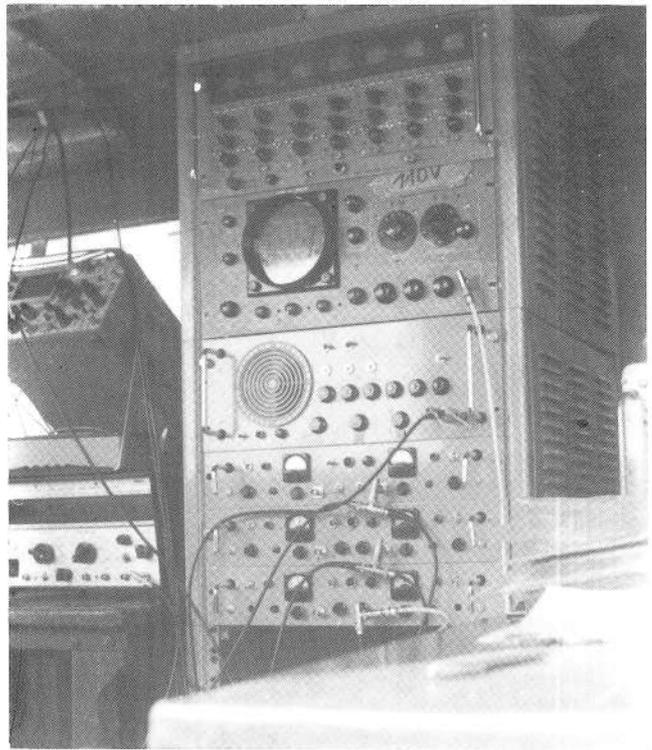
Nous tenons ici à remercier le Groupe Saint-Georges qui s'était chargé de cette récupération ainsi que des liaisons radio entre toutes les équipes.

## CONCLUSION.

Cette campagne de lancement constitue une bonne réussite.

La récupération a été parfaite.

La vitesse de descente de 8 m/s. ne



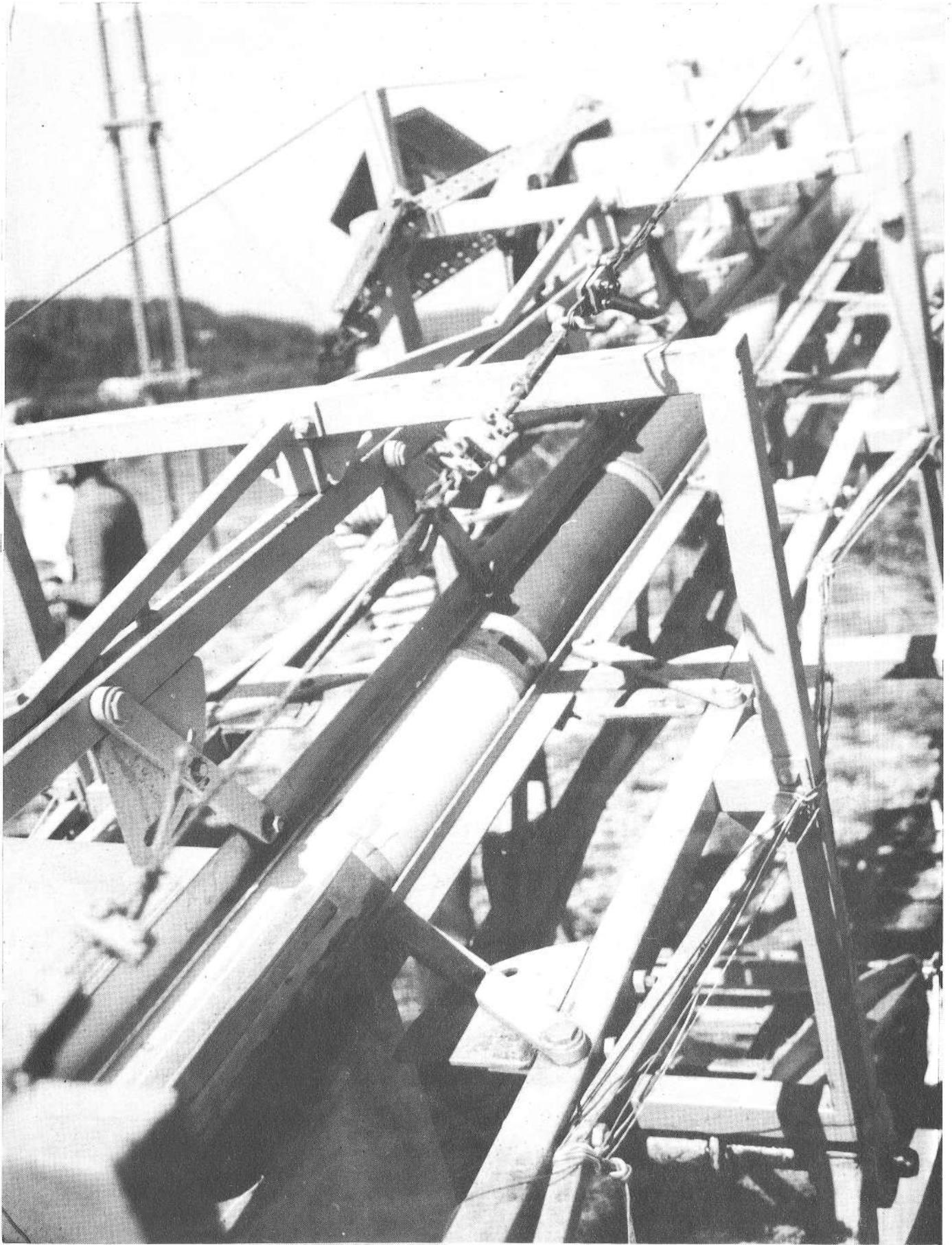
BAIES DE RECEPTION

paraît pas excessive.

De très nombreuses télémessures ont été enregistrées malgré un trou dans la réception lorsque la fusée est passée à la verticale de la station de réception. Ce trou a d'ailleurs été comblé par l'enregistrement fait par le C.N.E.S. au P.C. de tir sur 72 MHz.

Le seul incident regrettable dû à une erreur de montage, est une diaphonie survenue à la réception entre plusieurs voies de télémessures et la voie son.

# LE VECTEUR



ENGIN SUR RAMPE (Photo G.S.G.)

# LE PROPULSEUR

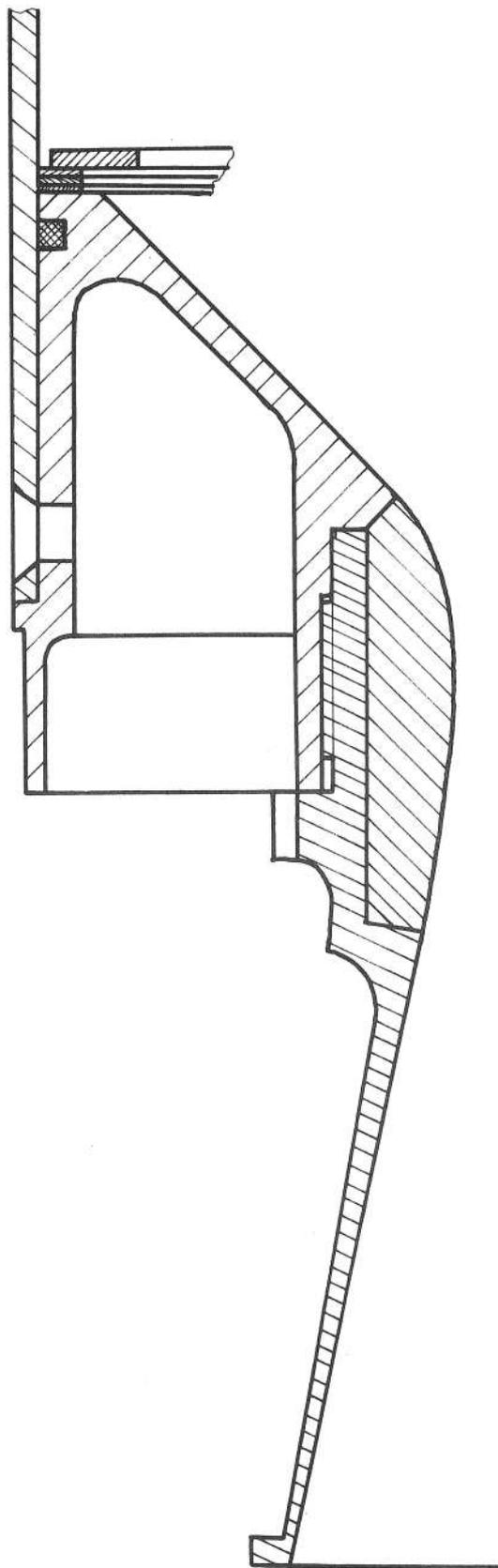
Le CNES fournit un propulseur complet directement adaptable sous la pointe scientifique par une virolle. Le propulseur d'Axor II est un Gazelle de 160 mm de diamètre et pesant chargé 27,7 Kg. Le bloc de poudre Mélanie, assez peu connu puisque le fabricant a disparu depuis de nombreuses années, est en plastolite: poudre du type composite inhibée, moulée. La combustion est interne c'est-à-dire que le bloc est percé d'une étoile, ici à 10 branches, dans sa longueur et que les gaz de combustion ne sont pas au contact de la paroi

du propulseur ce qui évite son échauffement. Un autre avantage de cette disposition est de centrer automatiquement la charge dans le propulseur et de la maintenir centrée pendant toute la combustion ce que nous vérifierons.

Le fabricant nous a également indiqué que la longueur à brûler (perpendiculairement) est de l'ordre de 35 mm, que la vitesse de combustion est comprise entre 7 et 10 mm/s et que l'impulsion spécifique pouvait varier entre 205 et 230 secondes.

Sur les conseils du CNES il est adopté une impulsion spécifique de 216 s pour les 11,2 Kg de poudre, ce qui correspond à une poussée de 7 100 N si la combustion se fait en 3,35s.

Le CNES livre donc ce propulseur prêt à être fixé sous la pointe et muni d'un empennage trapézoïdal. En effet l'usinage et la mise en place d'un empennage est une opération délicate dont nous ne pouvions assurer la réalisation.



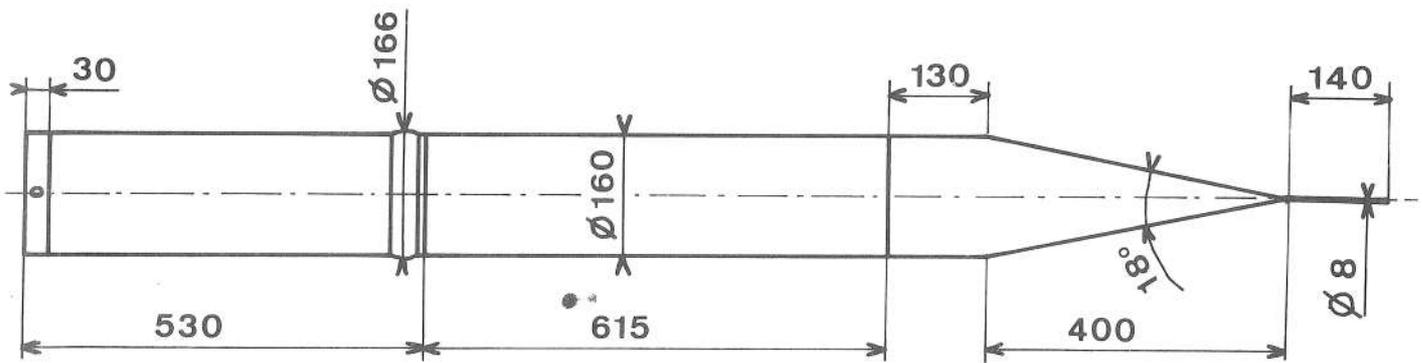
TUYERE DU PROPULSEUR GAZELLE

# AÉRODYNAMIQUE

L'étude aérodynamique d'Axor II reste très simple puisque le seul impératif à respecter est la position du centre de gravité par rapport au centre de poussée. De plus le CNES fournit des courbes limitatives dont le respect assure la stabilité dynamique. Nous nous sommes donc limités à l'étude d'un centrage aussi parfait que possible de la pointe afin de mesurer la giration provoquée par la combustion du bloc Mélanie.

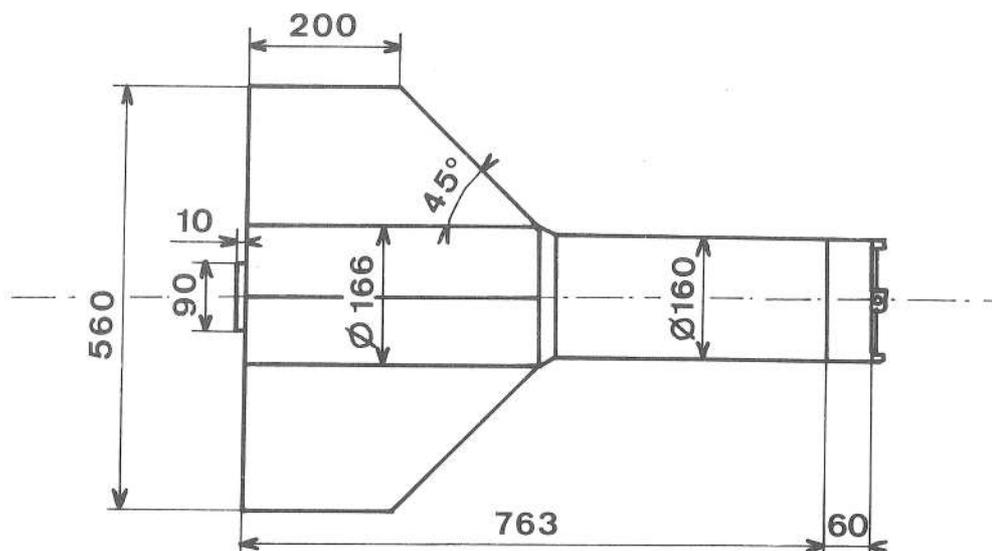
Tout élément débordant de la fusée crée un important freinage aérodyna-

mique dissymétrique, et fait subir à la structure ainsi qu'à cet élément des efforts non contrôlables sans essais en soufflerie. Nous avons donc adopté le principe d'aucune sortie d'éléments, y compris pour le système de séparation afin de minimiser le freinage aérodynamique et de maîtriser la technique choisie de séparation du propulseur entraînant l'extraction du parachute. Le propulseur retombe alors en chute libre sur autorisation spéciale des autorités afin de loger plus facilement le parachute.



CONTAINER PARACHUTE CASE A EQUIPEMENTS

CONE



PROPULSEUR

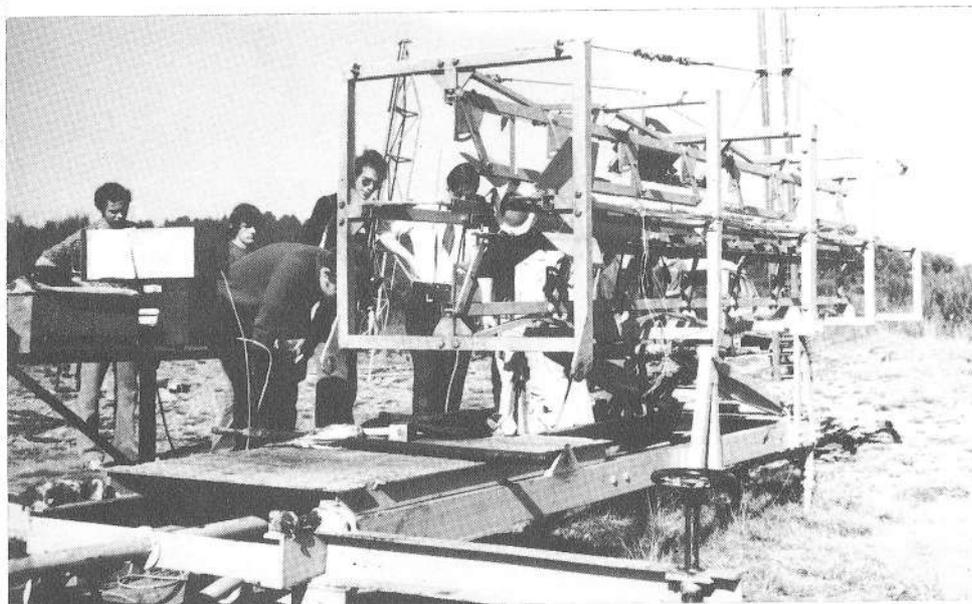
# STRUCTURE

La structure générale de l'engin est déterminée en fonction des caractéristiques du propulseur et de l'équipement électronique proprement dit. On conçoit aisément que, d'une part son poids et son encombrement sont très limités, et que d'autre part elle doit résister à la très forte accélération du départ (15 G). De plus la fusée subit de très dangereuses vibrations provoquées par la combustion.

A. Nous avons donc relié le propulseur à la case à équipements par le container parachute qui est un tube en céloron de 160 mm de diamètre. On loge à sa base le faux fond et le système de séparation, et à son sommet

un plateau supportant l'émerillon du parachute lié mécaniquement à la case à équipements.

B. La pointe scientifique se découpe en trois logements: chacun d'eux se compose de quatre profilés en L (duralumin 18/10) permettant de glisser les 5 modules d'électronique comme des tiroirs et venants en butée sur les prises. Sur le grand côté de chaque profilé on colle une bande de caoutchouc destinée à filtrer les vibrations et à maintenir les modules. Les quatre profilés sont alors collés-vissés aux plateaux intercompartimentaux. Les modules d'électronique mesurent tous 110 x 100 x 30 mm et sont moulés



PROPULSEUR SUR RAMPE (Photo G.S.G.)

dans l'écofoam ( $d = 0,2$ ). Ils ont été soumis à des essais en température : ( $-20 + 40\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) et en vibration (essais B-DRAGON-BELIER-CENTAURE). La structure de la charge utile a été soumise à des essais en traction.

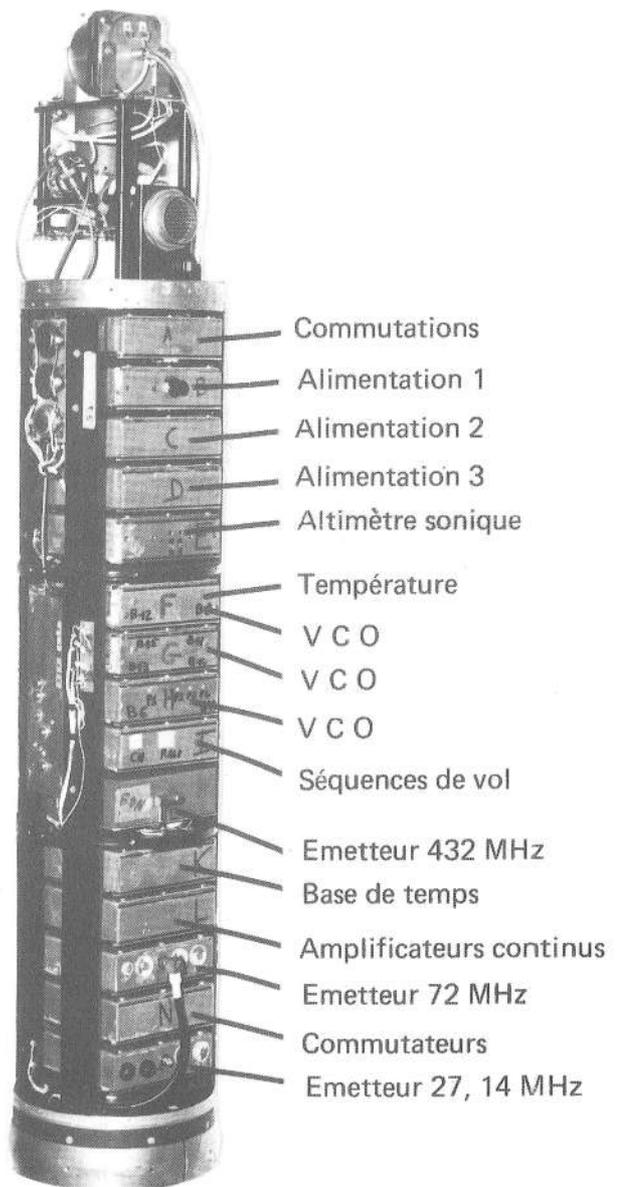
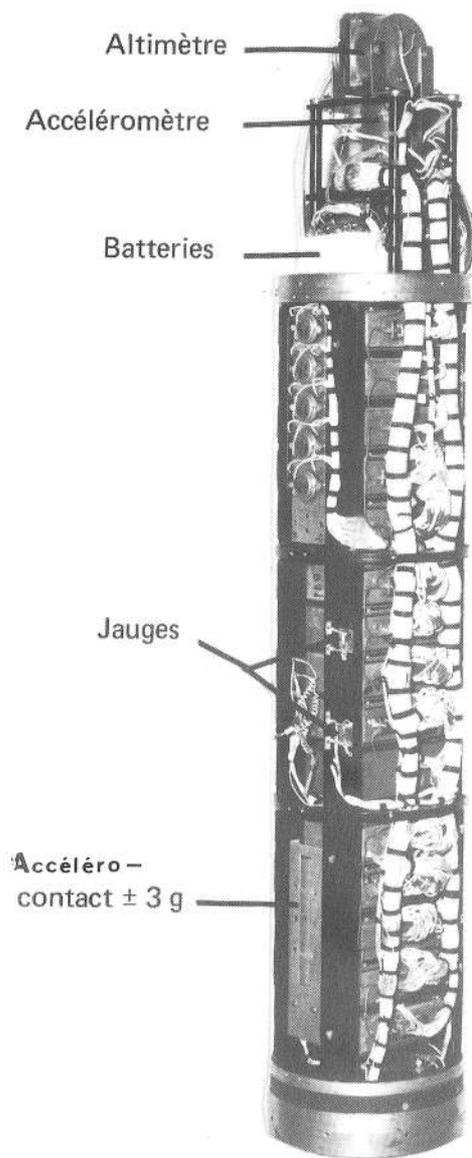
On sait qu'il faut pouvoir accéder facilement aux équipements électroniques pour la mise au point définitive et pour le remplacement éventuel d'un élément défectueux, aussi la peau de la case à équipements est elle constituée de deux demi-coquilles de duralumin fixées par vis aux plateaux intercompartimentaux.

C. Enfin le plateau supérieur de cette case supporte le cône de  $18^{\circ}$  en duralumin formé soudé, puis usiné, limité par une bague en Téflon (P.T.F.E.) de 33mm de diamètre qui maintient l'antenne 432 MHz argentée à 10 microns.

Comme il est souhaitable de connaître les efforts subits par la structure pendant les phases propulsée et balistique ainsi qu'à l'ouverture du parachute, nous fixerons 5 paires de jauges de contrainte aux endroits les plus intéressants.



# **L'EXPÉRIENCE AXOR II**



# CARACTÉRISTIQUES ÉLECTRIQUES

Alimentation : énergie fournie par 18 batteries zinc-argent. Capacité des batteries 1 Ah. Consommation totale

20 W.

Nombre d'émetteurs : 3.

Emetteur	432 MHz	72 MHz	27 MHz
Puissance	500 mW	500 mW	500 mW
Modulation	F M	A M	A M
Nombre de voies	5+1 avec commutateur 5 positions	4+1 avec commutateur 5 positions	3
Codage	IRIG	IRIG	
Bandes	6, 8, 11, 12, 13, 15	8, 9, 10, 12, 14	500Hz à 5000 Hz
Antenne	Argentée au sommet du cône	Bande de cuivre placée dans la case à parachute	Logée dans la suspenste du parachute.

432 MHz.

Mesure	Capteurs	Précision.
Température ogive	Thermistance rapide	1 %
Altitude	Jauge de pression sonique	5 %
Extensométrie	5 jauges de contraintes	3 %
Accélération	Accéléromètre potentiométrique.	1 %
Calibration	Tension de référence	1 %
Synchronisation	Horloge à quartz	$5 \cdot 10^{-5}$

72 MHz

Mesure	Capteurs	Précision
Giration	Cellules photo-diodes	$\pm \pi$ sur n tours
Température	Thermistance	1 %
Extensométrie	1 jauge de contraintes	3 %
Pression	Thermistance à fil chaud	5 %
Synchronisation	Horloge à quartz	$5 \cdot 10^{-5}$

27 MHz

Mesure	Capteurs	Précision
Séquence de vol	photo-diodes	100 ms.
Température	Thermistance	1 %
Synchronisation	Horloge à quartz	$5 \cdot 10^{-5}$

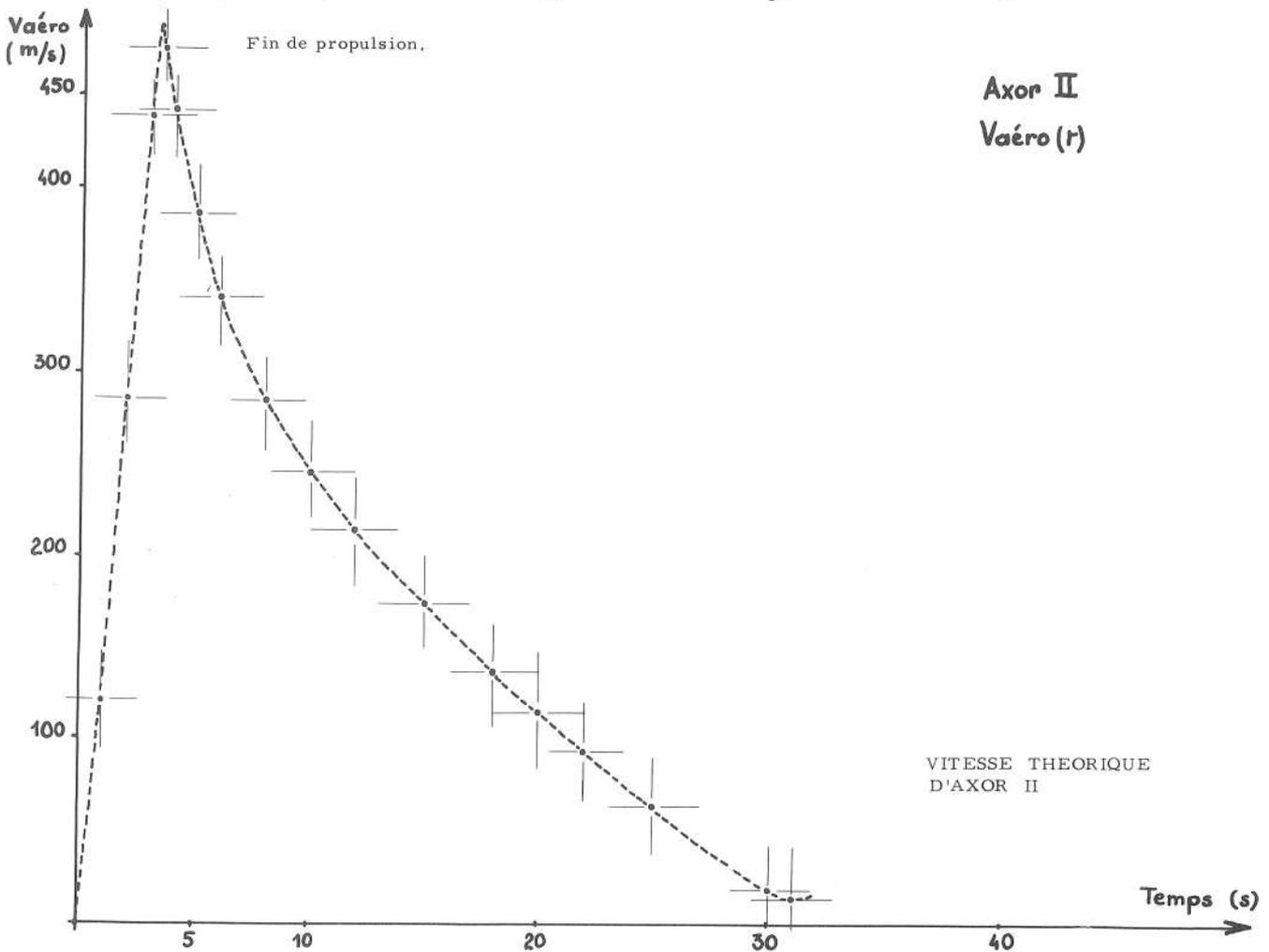
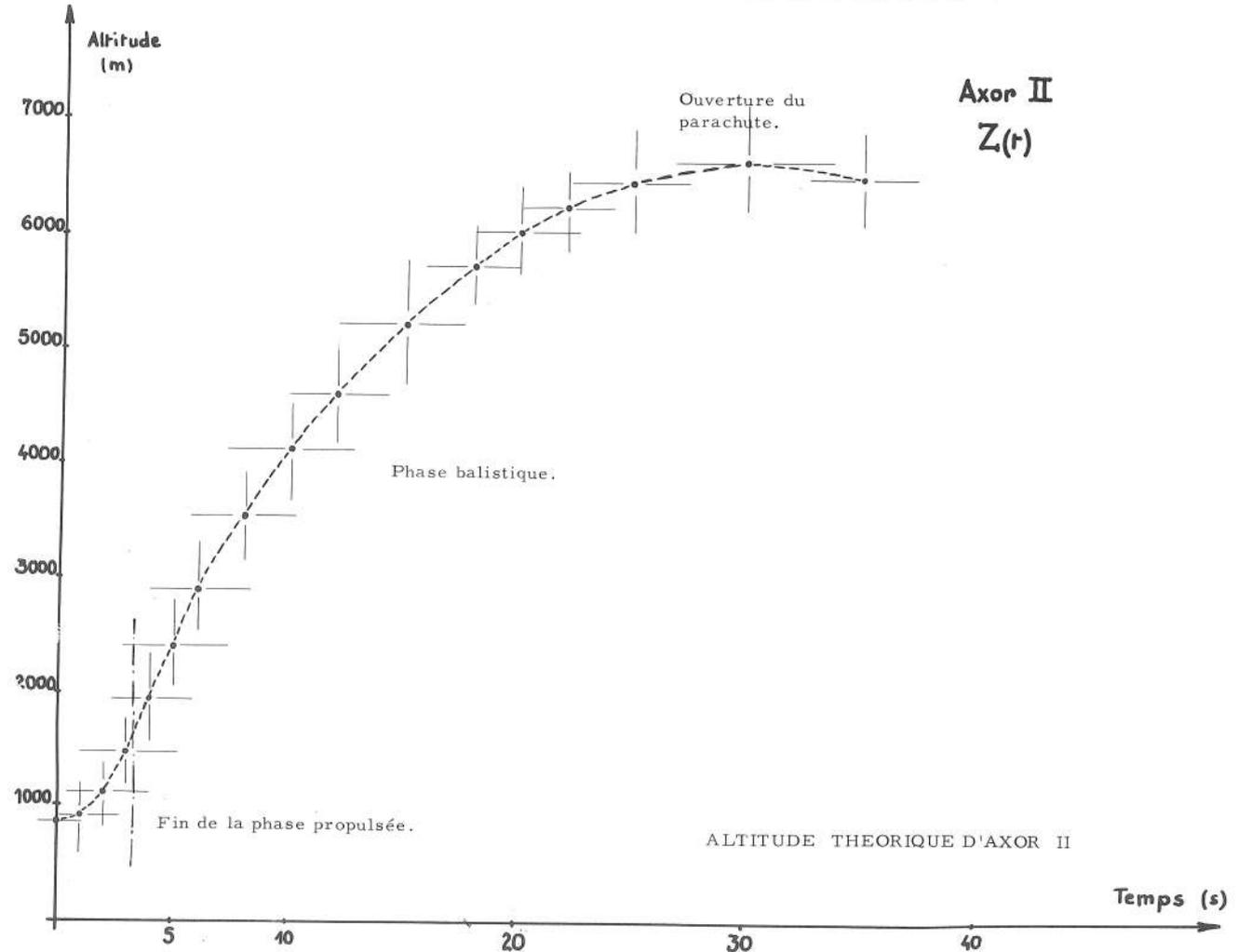
Minuterries du système de séparation.

Alimentation : 10 piles au mercure.  
Nombre : 2 en parallèle.

Précision : 0,1 seconde.

Déclenchement : 2 accéléro-contacts.

# TRAJECTOIRE THÉORIQUE



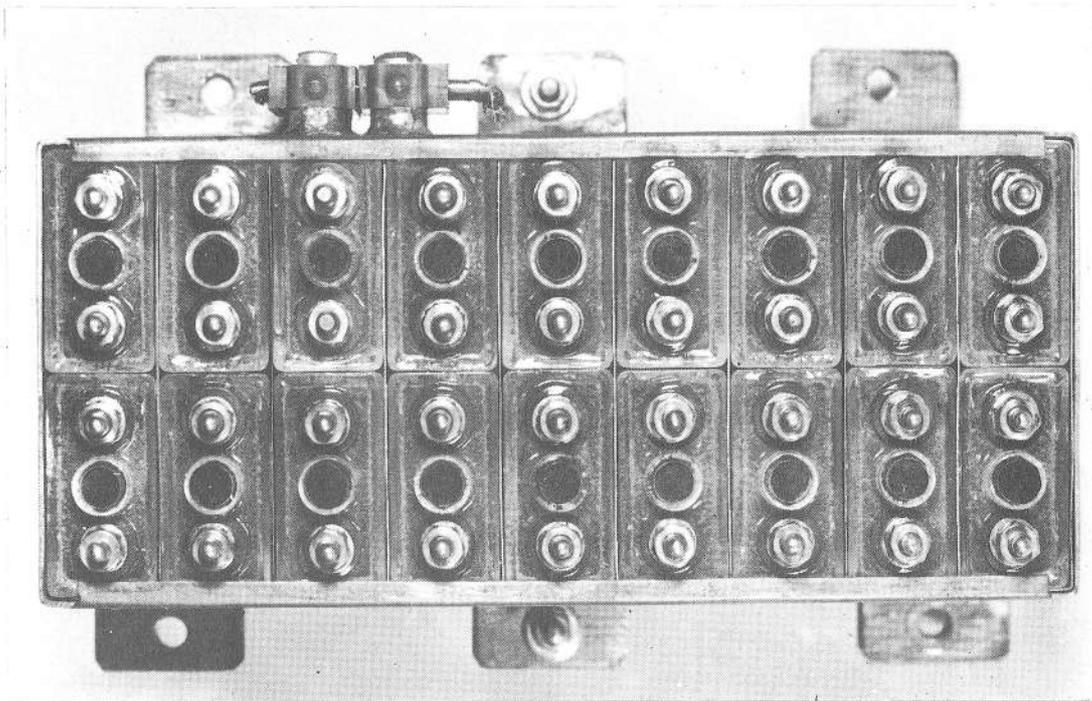
# TIROIRS GÉNÉRAUX

## ALIMENTATION.

L'alimentation a un rendement de 72 % pour une puissance nominale de 20 W. et une tension de batteries comprise entre 22 et 33 V.

### Batteries.

La source d'énergie provient de 18 batteries miniatures zinc-argent d'une capacité nominale de 1 A/h. Ces batteries alimentent le PWM.



BATTERIES

### Régulation à découpage (PWM).

Elle permet d'abaisser la tension de batteries à 20 V. avec un rendement moyen de 95 %. La fréquence d'oscillation est de 10 KHz.

### Convertisseur.

Le pilote du convertisseur est auto-oscillant avec un transformateur à cycle rectangulaire ( $10^4$  gauss, 4 KHz). Il attaque un montage en push-pull qui attaque lui-même le transformateur de puissance. Le matériau magnétique choisi est du supermallory (cycle très étroit, B max. 17 000 gauss) utilisé à 6 000 gauss, 4 KHz. Après redressement double alternance, la tension est appliquée au régulateur.

### Régulateurs.

Ils doivent fournir les tensions suivantes :

0, +24, +12, +6, +4, -12, -2 V.

Les régulateurs sont constitués par des circuits intégrés LM 100. Le 24 V. est

ajustable entre 22 et 26 V. Les tensions +12 et -12 (tensions de référence) sont symétriques à  $10^{-3}$  près.

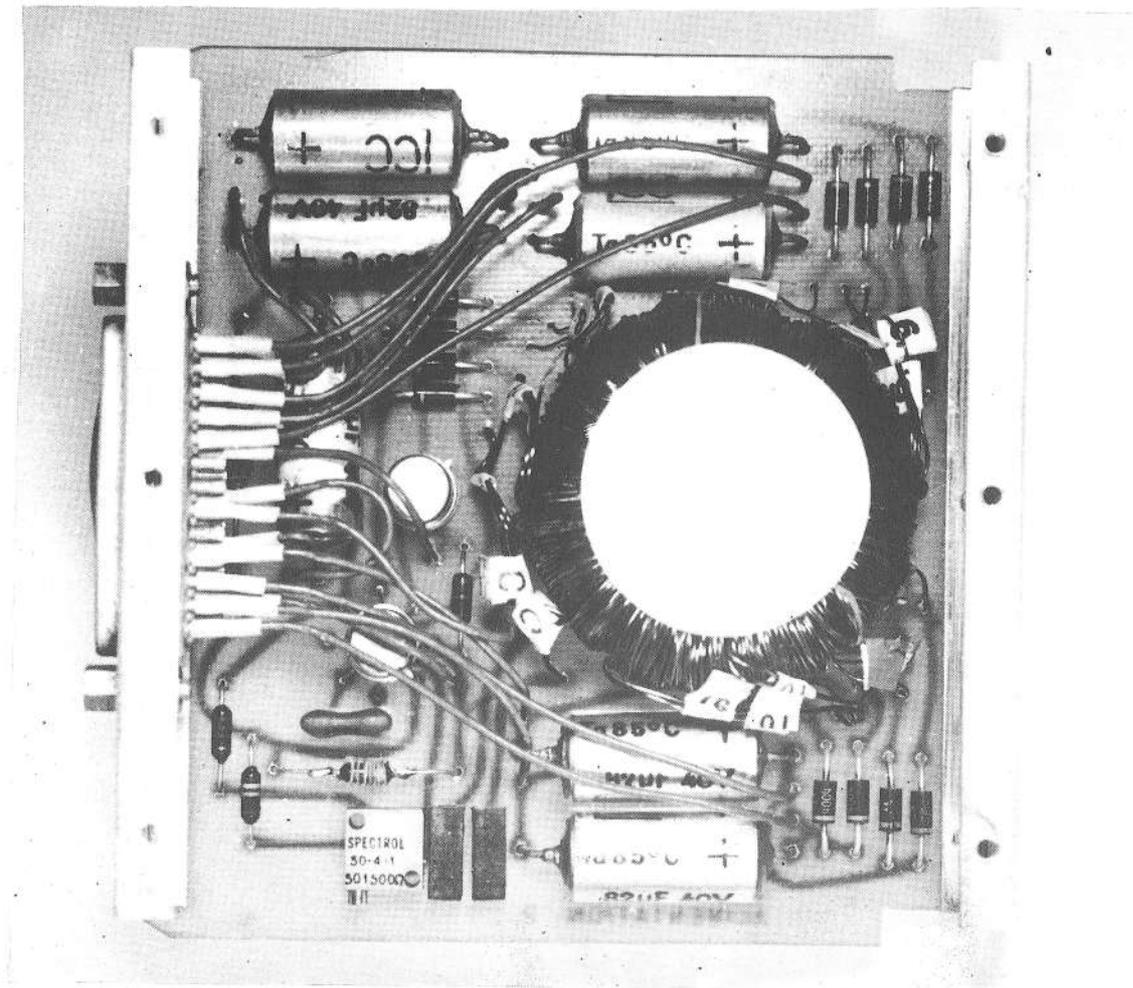
### Sécurités.

Les alimentations, outre les sécurités classiques, sont équipées d'une logique dont le rôle est le suivant :

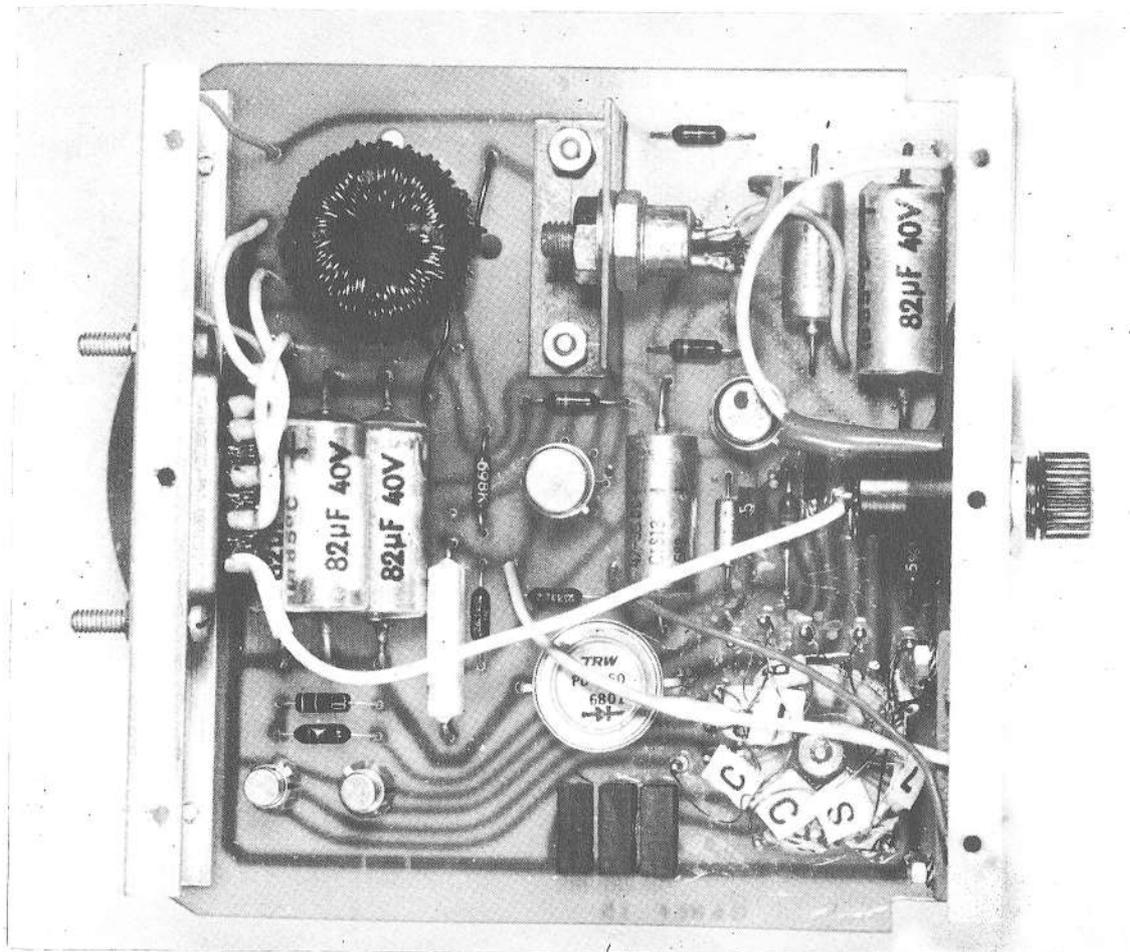
-En position "alimentation interne", la batterie est coupée si la tension devient inférieure à 22 V. afin d'éviter une destruction des batteries pendant les essais.

-En position "alimentation externe", (test sur rampe, essais sur table), les batteries sont rechargées. La charge est arrêtée dès que la tension dépasse 33 V.

Pendant le vol, toutes les sécurités sont court-circuitées et les fusibles sont remplacés par des barres métalliques. Toute coupure intempestive d'alimentation condamnerait en effet l'expérience.



CONVERTISSEUR DE TENSION



P. W. M.

## BASE DE TEMPS.

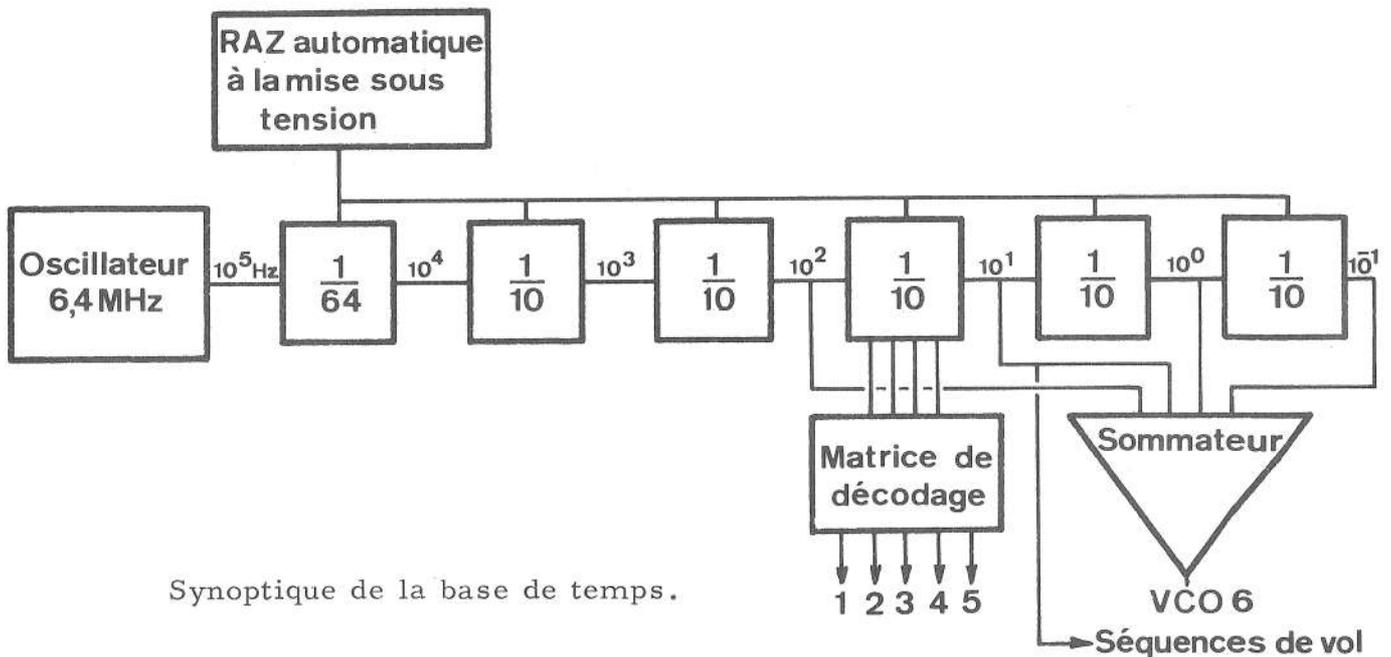
La base de temps embarquée a pour but de fournir lors du dépouillement une référence chronologique indépendante des fluctuations des enregistreurs. Elle délivre un signal de synchronisation tous les  $10^{-2}$ ,  $10^{-1}$ ,  $10^0$ ,  $10^1$  secondes. Elle sert à piloter les commutateurs électroniques à 50 points par seconde.

### Oscillateurs.

C'est un oscillateur à quartz montage Butler. La fréquence est ajustable à  $10^{-6}$  près. La précision est de :  $5 \cdot 10^{-5}$  dans la gamme de températures choisies.

### Diviseur.

Il est constitué de diviseurs par 64, 5, 2 construits à partir de bascules intégrées et disposées comme l'indique la figure ci-dessous.



Synoptique de la base de temps.

### Signal de synchronisation.

Le signal de synchronisation est issu des signaux à  $10^2$ ,  $10^1$ ,  $10^0$ ,  $10^{-1}$  Hz. Un sommateur permet de transmettre chaque signal avec une amplitude différente.

F	$10^2$	$10^1$	$10^0$	$10^{-1}$
U	1	2	3	4

### Matrice de décodage.

Elle est destinée à commander les

commutateurs électroniques à raison de 50 points par seconde. La matrice constituée de portes Nands est connectée aux décades  $10^2$  et  $10^1$  Hz.

### Remise à zéro automatique.

L'ensemble du circuit est muni d'une logique de commande et d'une remise à zéro automatique à la mise sous tension.

## CONVERTISSEUR TENSION/FRE- QUENCE (V.C.O.).

Pour permettre la transmission simultanée de plusieurs mesures par un même émetteur on a recours à un multiplexage selon le standard I.R.I.G. Les

VCO sont destinés à convertir une variation de tension en une variation de fréquence. La fusée comprend 10 VCO dans les bandes 6 à 15.

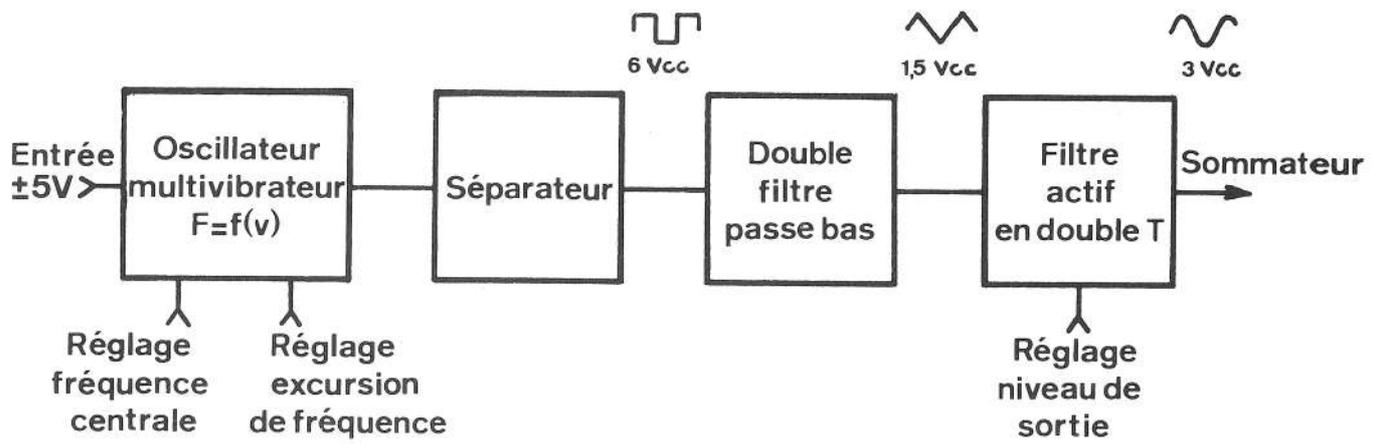
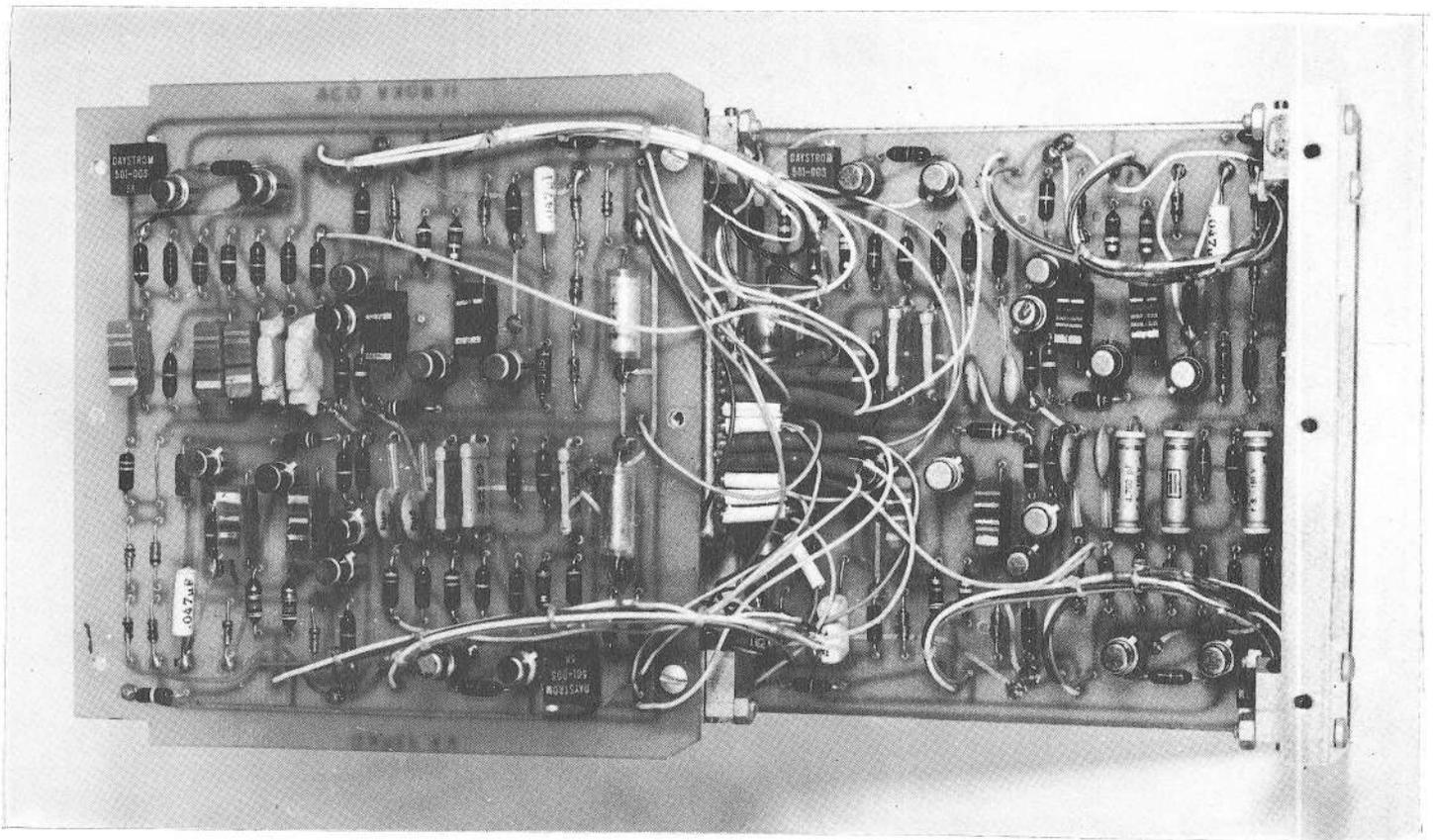


Diagramme fonctionnel



## TIROIR DE 4 V.C.O.

Caractéristiques :

Tension d'entrée :  $\pm 5V$ . Analogique.  
 Tension de sortie :  $3V_{cc}$ . modulée  
 F.M. Sinusoïdale.  
 Taux de modulation typique :  $\pm 7,5 \%$   
 Indice de modulation :  $n = 5$ .

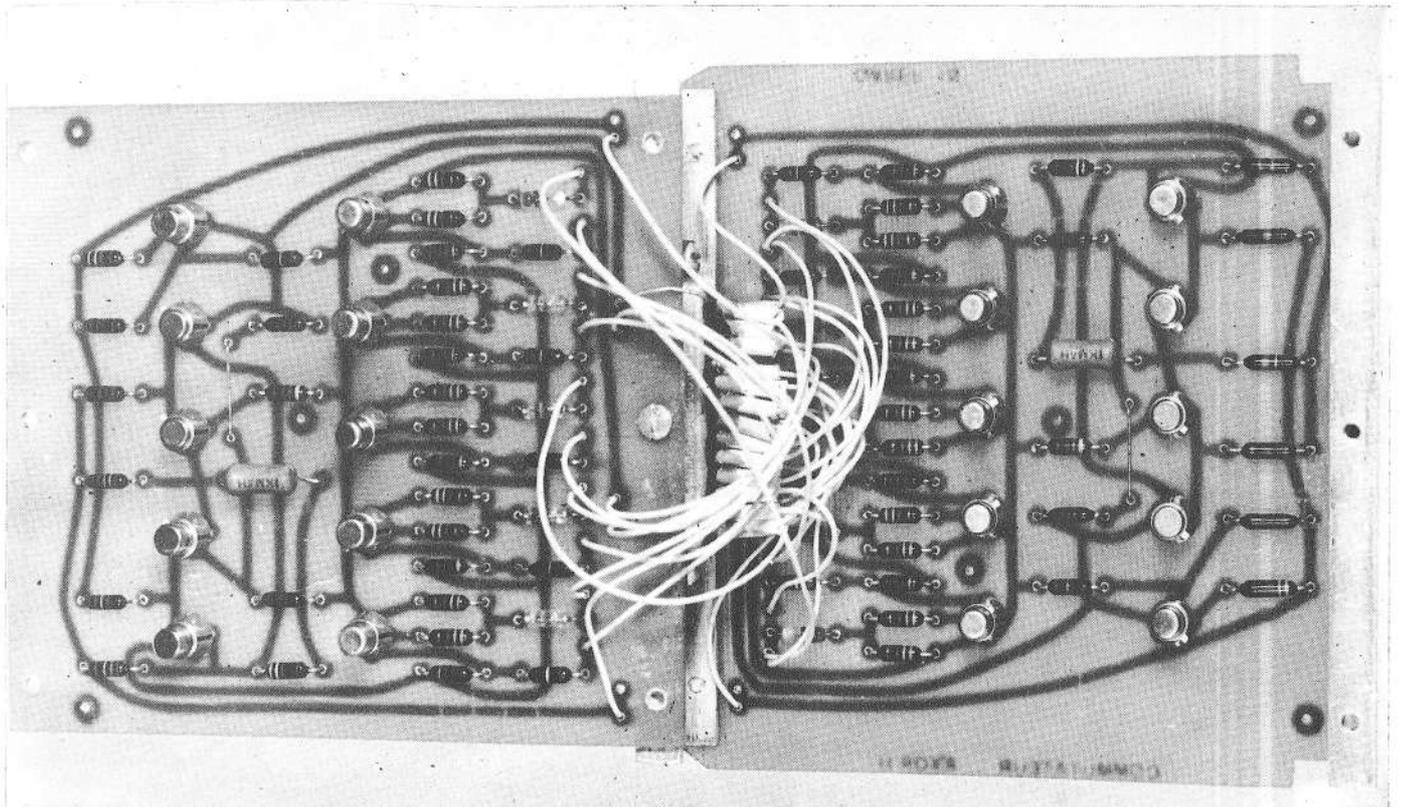
Distorsion :  $2 \%$   
 Plage de réglage de la fréquence centrale :  $22 \%$ .  
 Plage d'excursion de la fréquence centrale :  $17 \%$ .  
 Linéarité :  $15 \cdot 10^{-4}$ .

Bandes	Fréquence centrale Hz	Fréquence inférieure Hz	Fréquence supérieure Hz	Ecart max. de fréquence Hz	Déviaton max. %
1	400	370	430	60	$\pm 7,5 \%$
2	560	518	602	84	"
3	730	675	785	110	"
4	960	888	1 032	144	"
5	1 300	1 202	1 399	197	"
6	1 700	1 572	1 828	256	"
7	2 300	2 127	2 473	346	"
8	3 000	2 775	3 225	450	"
9	3 900	3 607	4 193	586	"
10	5 400	4 995	5 805	810	"
11	7 350	6 799	7 901	1 102	"
12	10 500	9 712	11 288	1 576	"
13	14 500	13 412	15 588	2 176	"
14	22 000	20 350	23 650	3 300	"
15	30 000	27 750	32 250	4 500	"
16	40 000	37 000	43 000	6 000	"
17	52 500	48 562	56 438	7 876	"
18	70 000	64 750	75 250	10 500	"

#### COMMUTATEURS ELECTRONIQUES.

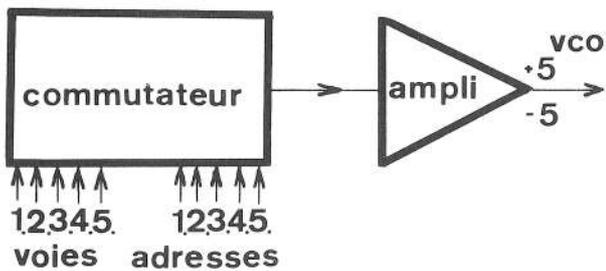
Les deux commutateurs électroniques ont pour rôle de prendre séquentielle-

ment 5 informations analogiques distinctes et de les mettre sous forme d'un train série.

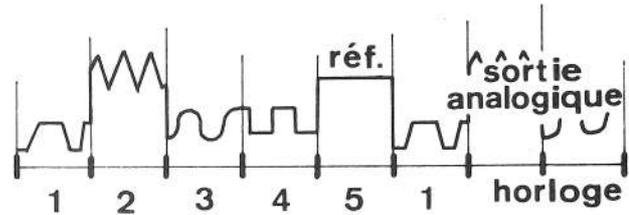


COMMUTATEURS ELECTRONIQUES

Ces commutateurs sont directement commandés par la matrice de décodage et shuntent 4 voies pendant qu'une reste ouverte.



Sur une voie de chaque commutateur, on transmet une tension de référence. On obtient les formes d'onde suivantes



### EMETTEUR 27 MHz.

L'émetteur 27 MHz est destiné à re-transmettre les séquences de vol et une mesure de température. Il se compose d'un oscillateur type "pierre" et d'un modulateur en "tout ou rien".

Caractéristiques :

Fréquence : 27,14 MHz

Stabilité :  $50 \cdot 10^{-6}$ .

Puissance crête : 700 mW.

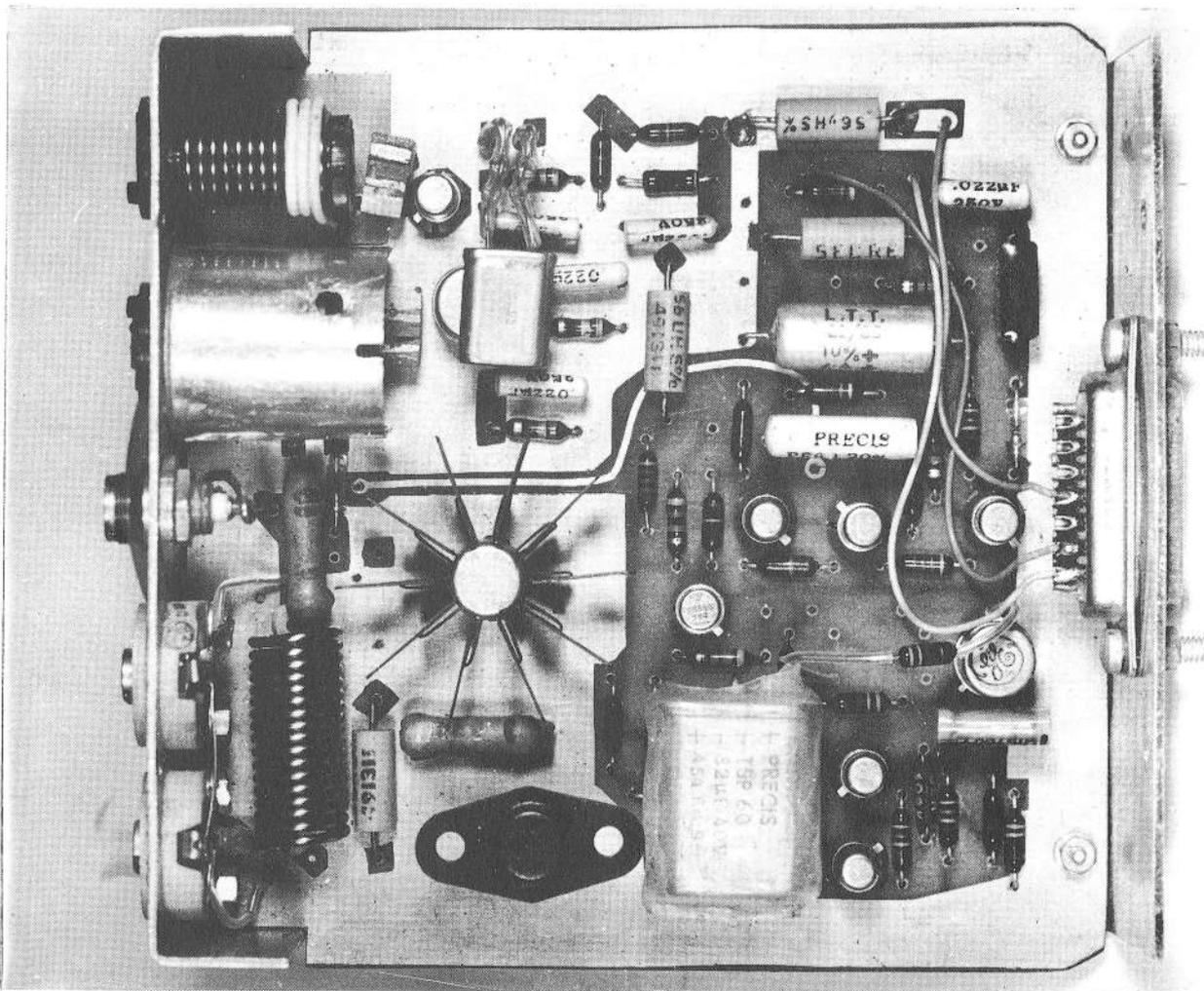
Etage de sortie : classe C.

Impédance de sortie :  $50 \Omega$ .

Rendement : 40 %.

Dimension : tiroir standard.

L'antenne, du type 1/4 d'onde, est logée dans la suspenste du parachute.



EMETTEUR 27 MHz

## EMETTEUR 72 MHz.

L'émetteur 72 MHz permet la transmission de 5 voies d'informations. Il se compose d'un oscillateur piloté par quartz (partiel 5), d'un modulateur et d'un sommateur.

Caractéristiques :

Fréquence : 72 MHz.

Stabilité :  $50 \cdot 10^{-6}$ .

Puissance : 500 mW.

Etage de sortie : classe C.

Impédance de sortie :  $50 \Omega$ .

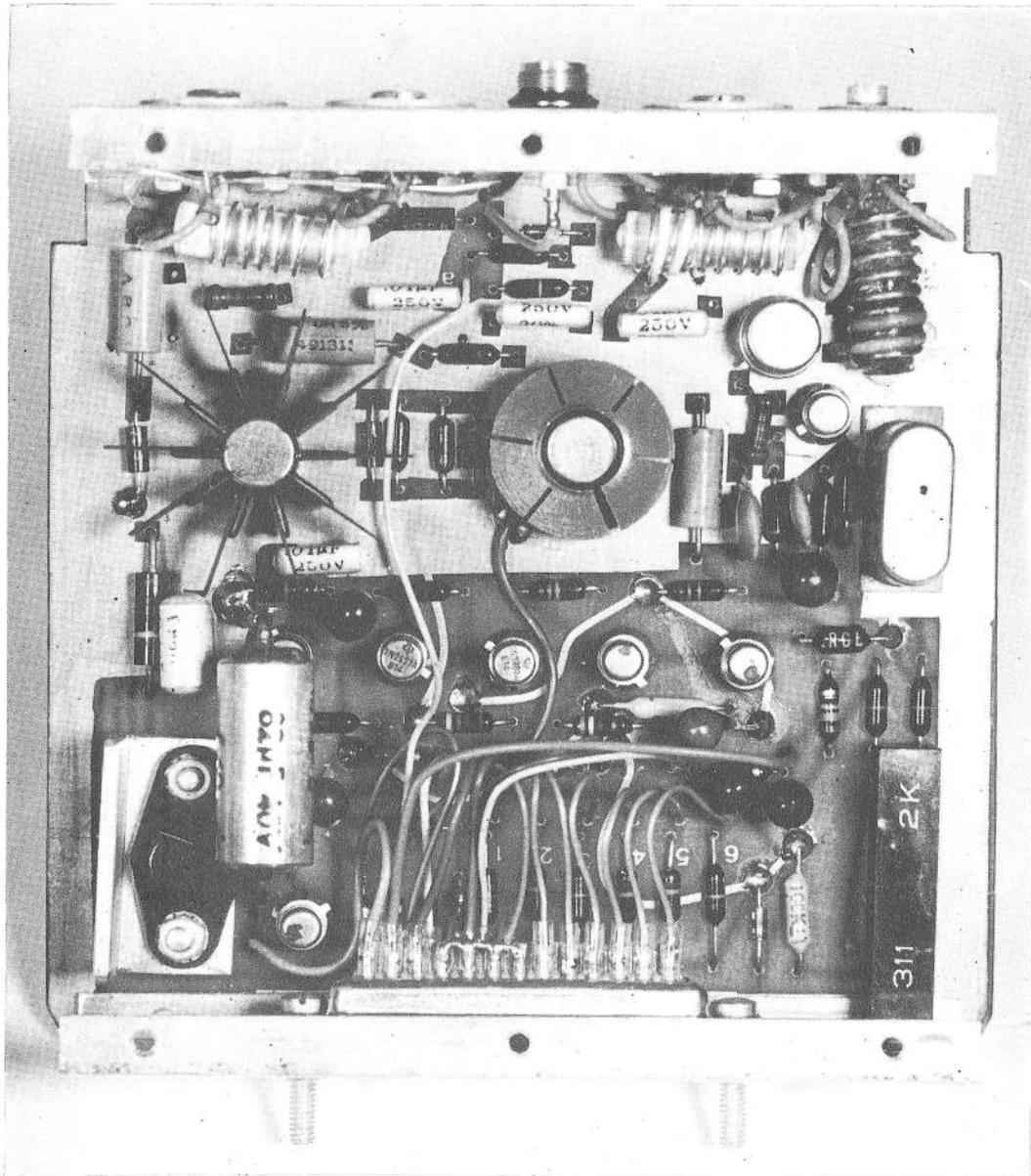
Rendement : 35 %.

Modulation : d'amplitude.

Bandes IRIG de modulation : 8, 9, 10, 12, 14.

Dimensions : tiroir standard.

L'antenne, du type  $1/4$  d'onde replié, est constituée d'une bande de cuivre à l'intérieur de la case à parachute.



EMETTEUR 72 MHz

## EMETTEUR 432 MHz.

Il est destiné à transmettre les mesures en provenance de 6 V.C.O. Sa conception et sa réalisation étaient un des objectifs de l'expérience AXOR II. L'étude de cet émetteur a demandé 6000 h.

Il se compose de 6 parties :

1. Pilote à quartz

Cet oscillateur utilise un quartz 48 MHz de précision  $50 \cdot 10^{-6}$  fonctionnant en partiel 5. Il délivre 5 mW.

2. Modulateur de phase asservie au signal B.F.

Il se compose d'un oscillateur LC, d'un comparateur de phase (modulation appliquée en série avec l'alimentation), d'une boucle d'asservissement qui asservit la phase de l'oscillateur LC à la tension de modulation, d'un séparateur.

3. Tripleur 48 MHz-144 MHz.

Il comprend un transistor monté en classe C. Le filtre de sortie est un circuit réglé au couplage critique afin d'accroître la sélectivité. La puissance au secondaire est d'environ 3mW.

4. Amplificateur de puissance 144 MHz.

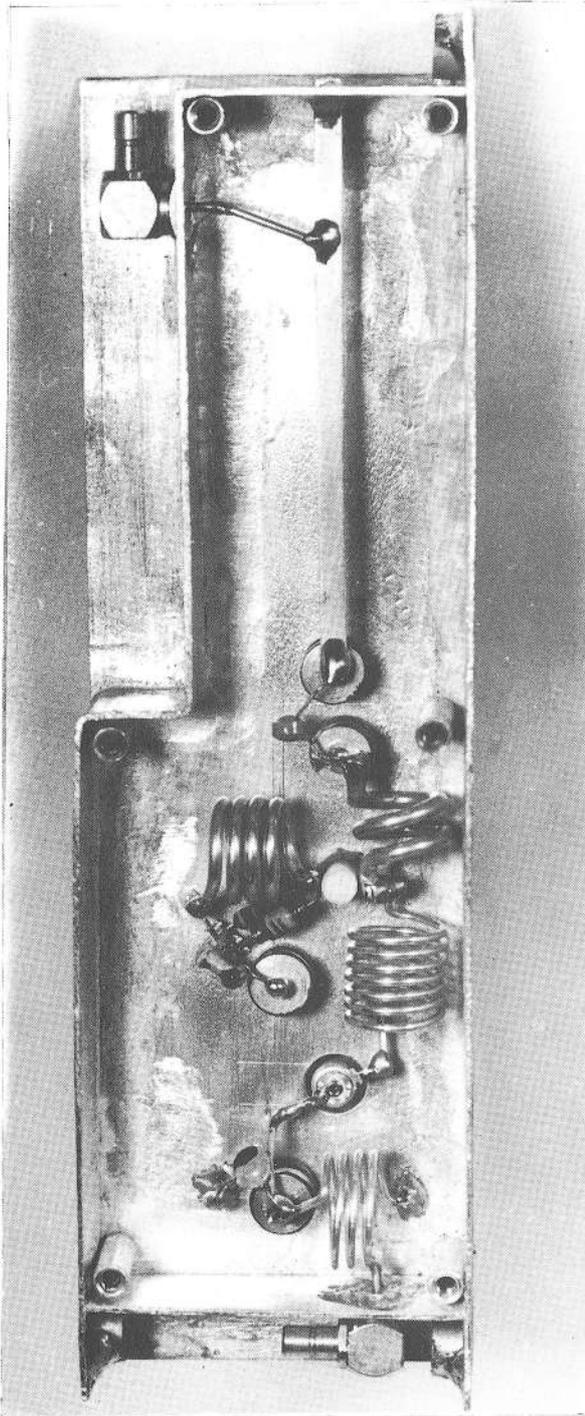
Il possède trois étages :

	classe	gain (dB)
1er étage	A	9
2ème étage	C	11
3ème étage	C	10

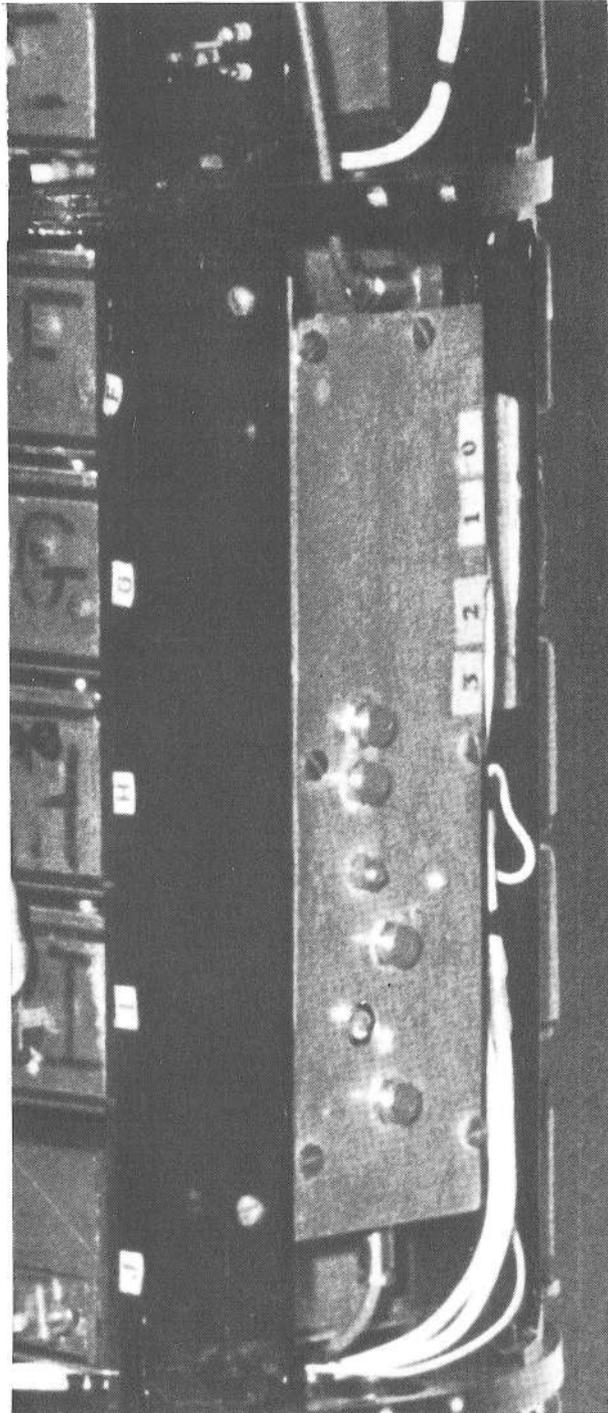
Le gain global est de 1000 30 dB soit environ 3 W. maximum en sortie.

5. Tripleur à varactor 144 MHz-432 MHz.

Il se compose de 3 filtres accordés sur la fondamentale (144 MHz), l'harmonique 2 (288 MHz), l'harmonique 3 (432 MHz). Son rendement est supérieur à 50 %.



TRIPLEUR 48 MHz-144 MHz



POSITION DU TRIPLEUR

### 6. Limiteur de puissance.

C'est un CAG à seuil; il limite la puissance à 1 W HF.

Caractéristiques :

Fréquence : 432 MHz  $\pm$  25 KHz  
(-10°C à + 60°C).

Puissance : 500 mW 432 MHz

5 mW 144 MHz

50 micro W 720 MHz

50 micro W 288 MHz

Impédance de sortie : 50  $\Omega$

Rendement : 13 %

Modulation :  $\pm \pi$  Radians à 2 % de distorsion.

Sensibilité : 0,5 V/Radians

Fréquence de modulation : 200 KHz à

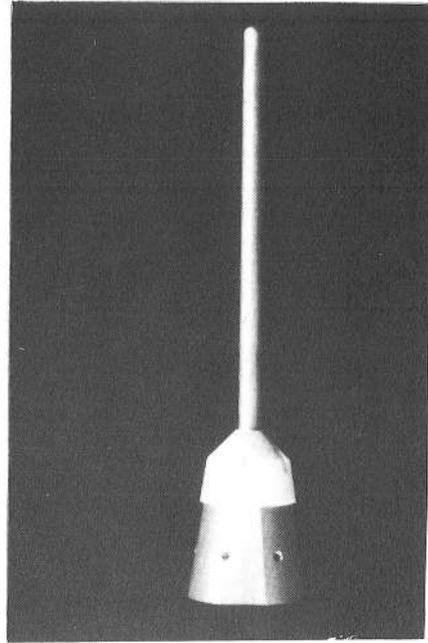
$\pm$  1 Radian

Bandes IRIG de modulation : 6, 8, 11, 12

13, 15.

Dimensions : 110 X 100 X 35 mm.

L'antenne de pointe, type 1/4 d'onde est en AU4G, argentée 10 micron.



ANTENNE 432 MHz

### MINUTERIES, SYSTEME DE SEPARATION.

#### Système de séparation.

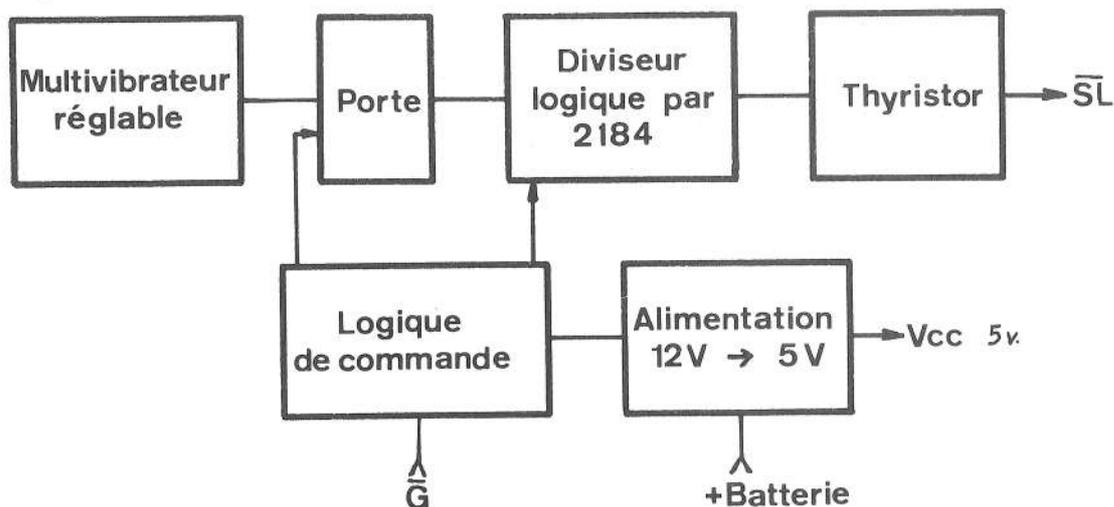
Le procédé de séparation est sur le même principe que celui d'Axor 1. Il se compose de deux goupilles en acier inoxydable traversant deux fourreaux de bronze pour venir s'appuyer grâce à des ressorts (30 Kgf) sur quatre lampes flash situées dans un container AU4G. Lorsque le système est chargé la case à parachute, soumise à la poussée d'un ressort en spirale, est maintenue en place grâce aux goupilles qui la traversent par l'intermédiaire de bagues en Téflon (PTFE).

Des essais en vibration : normes B - DRAGON - BELIER - CENTAURE axe Z-Z', et bruit blanc à 17, 20, et 25 g ont été faits au C.N.E.S. sur l'ensemble du système de séparation.

#### Minuteries.

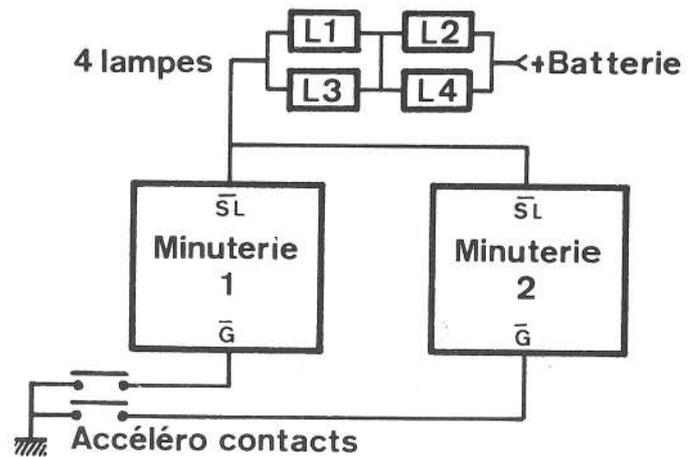
A la suite d'une défaillance des minuteries en 1970, celles-ci ont été entièrement remaniées.

Les nouvelles minuteries sont constituées suivant le diagramme ci-dessous



Deux minuteriers sont montées en "ou cablé" afin de pallier la défaillance de l'une d'entre elles. Un bloc de piles situé dans le faux-fond du propulseur les alimente. La miniaturisation a été poussée assez loin et l'emploi de circuits intégrés "MSI low power" a réduit fortement la consommation électrique. Au départ de l'engin, les deux accéléro-contacts déclenchent la temporisation (31,7 s).

Un calcul de fiabilité a donné M.T.B.F. de  $223.10^3$  heures. Pour une durée de fonctionnement de 100 heures, la probabilité de panne est de  $5.10^{-4}$ ; avec la mise en parallèle de 2 minuteriers, la probabilité de panne passe à  $2.10^{-7}$ .



#### Caractéristiques :

	minimum	nominal	maximum	
Tension d'alimentation : (U)	7	12,5	20	V.
Variation de t en fonction de U.			0,1	s.
Consommation (une minuterie)		35	50	mA.
Fréquence oscillateur		85		Hz.
Division de fréquence		2 184		
Durée de temporisation (t)		31,7		s.
Intensité de sortie			1,5	A.
Température de fonctionnement	-55°		+125°	°C.
Poids		150		g.

#### Dimensions :

-Longueur : 79 mm.

-Largeur : 50 mm.

-Hauteur : 25 mm.

Le parachute est du type suspendu à l'air avec une voile de  $5 \text{ m}^2$ ; pour une charge de 15 Kg, la vitesse de descente est de 8 m/s. L'ensemble du système de séparation a donné entière satisfaction. La séparation s'est parfaitement effectuée 31,7 s. après la mise à feu. La vitesse de descente (8m/s) est satisfaisante car la pointe a été retrouvée intacte.



SYSTEME DE SEPARATION

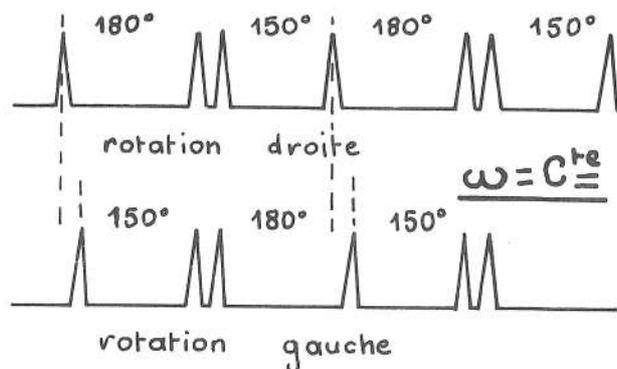
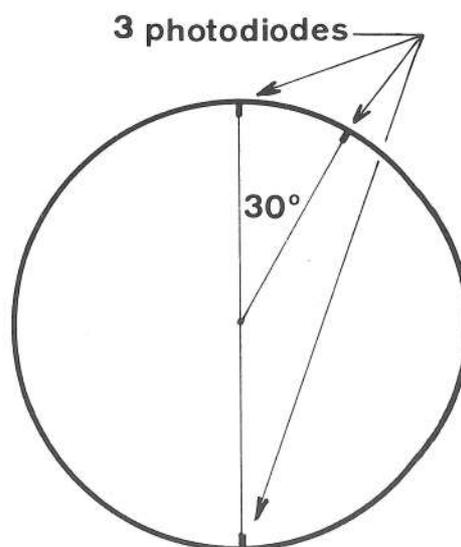
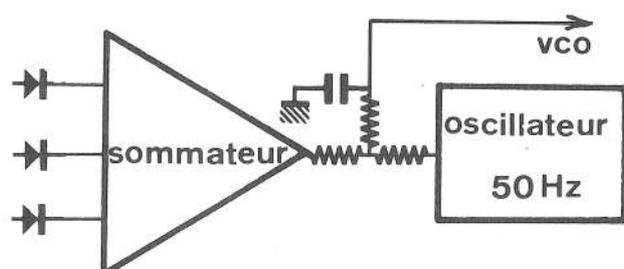
# MESURES ET RÉSULTATS

## GIRATION.

Afin de connaître le sens et la fréquence de rotation de l'engin sur lui-même au cours du vol, 3 photo-diodes ont été disposées sur la circonférence d'un élément intercompartiment.

Le circuit de détection est disposé comme l'indique le schéma ci-dessous. Une oscillation à 50 Hz module le signal pour faciliter le dépouillement de la mesure. Le soleil sert de source lumineuse fixe.

Selon que l'on a une rotation droite ou gauche, on obtient des signaux différents.



## RESULTATS.

L'exploitation de la télémessure de giration nous montre que la fusée a peu ou pas tourné même pendant la phase ascensionnelle, ce qui indique un bon équilibrage de l'engin, un bon positionnement des empennages et une combustion sans anomalie de la poudre.

Les vitesses de rotation relevées sont comprises entre 42 et 48 secondes pour une rotation de 360°. Les mesures ont été faites par multiplication par 12 du temps séparant deux bosses rapprochées (rotation de 30°.).

## EXTENSOMETRIE

Les mesures d'extensométrie permettent de connaître exactement les efforts subis par la charge utile au cours du vol : élongations, résonnances, déformations; elles peuvent entraîner un renforcement ou au contraire un allègement de certains points de la structure.

5 + 1 mesures d'extensométrie sont faites dans l'expérience AXOR II :

- 1) au niveau du deuxième compartiment, sur l'un des montants.
- 2) au niveau du deuxième compartiment, sur un montant diamétralement opposé au premier.
- 3) sur la peau métallique.
- 4) sur le plateau intercompartiment au centre de la structure.
- 5) sur le plateau supportant l'émerillon du parachute.
- 6) sur le plateau supportant l'émerillon, un montage test ne donnant aucune information sur les contraintes mécaniques.

Toutes les mesures suivent la chaîne ci-contre

On obtient une précision meilleure que 3 % .

Deux jauges de contrainte appairées à moins de 1 %, sont montées dans les branches d'un pont de Wheatstone; l'une placée dans le sens de l'effort, sert à la mesure, l'autre, placée perpendiculairement à la première, sert de compensation en température. Le pont est suivi de 2 amplificateurs qui attaquent le V.C.O.

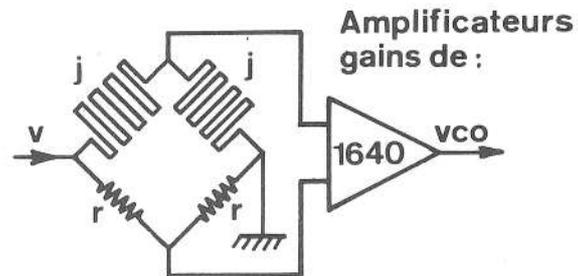
Caractéristiques :

Type de jauge : trame pelliculaire  
Epaisseur des jauges : 10 microns.  
Epaisseur du support epoxy : 80 microns.

Résistance : 310 ohms à 1 %.

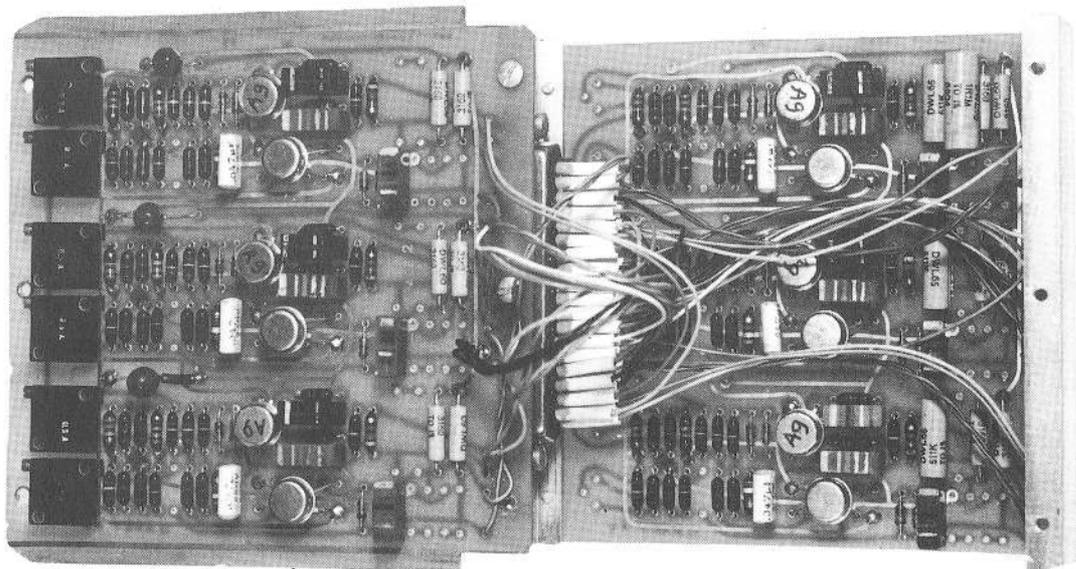
Coefficient :  $K = 2-2,1$ .

Allongement maximum : 5 %.



**j: jauge de contrainte r: résistance**

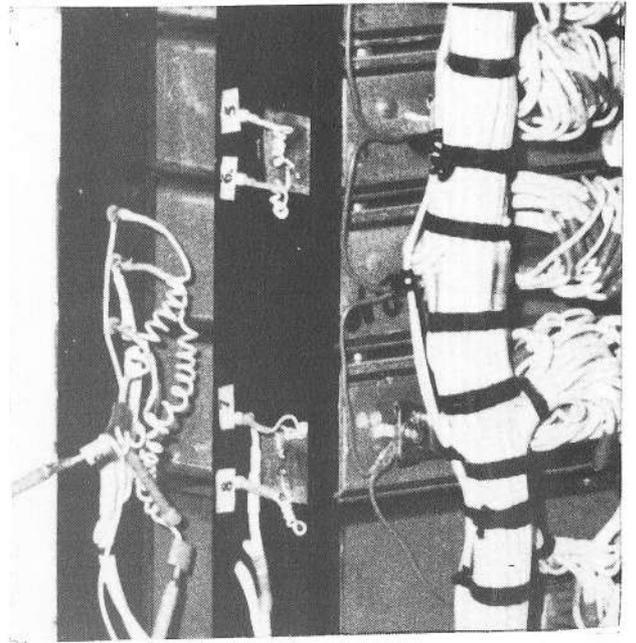
	Dérive	Gain boucle ouverte	Bande passante ramenée à :	température de fonctionnement.
Ampli 1	2 microV/°C.	400	2 KHz	-25°C. à +85°C.
Ampli 2	10 microV/°C.	1000	1 KHz	-55°C. à +125°C.



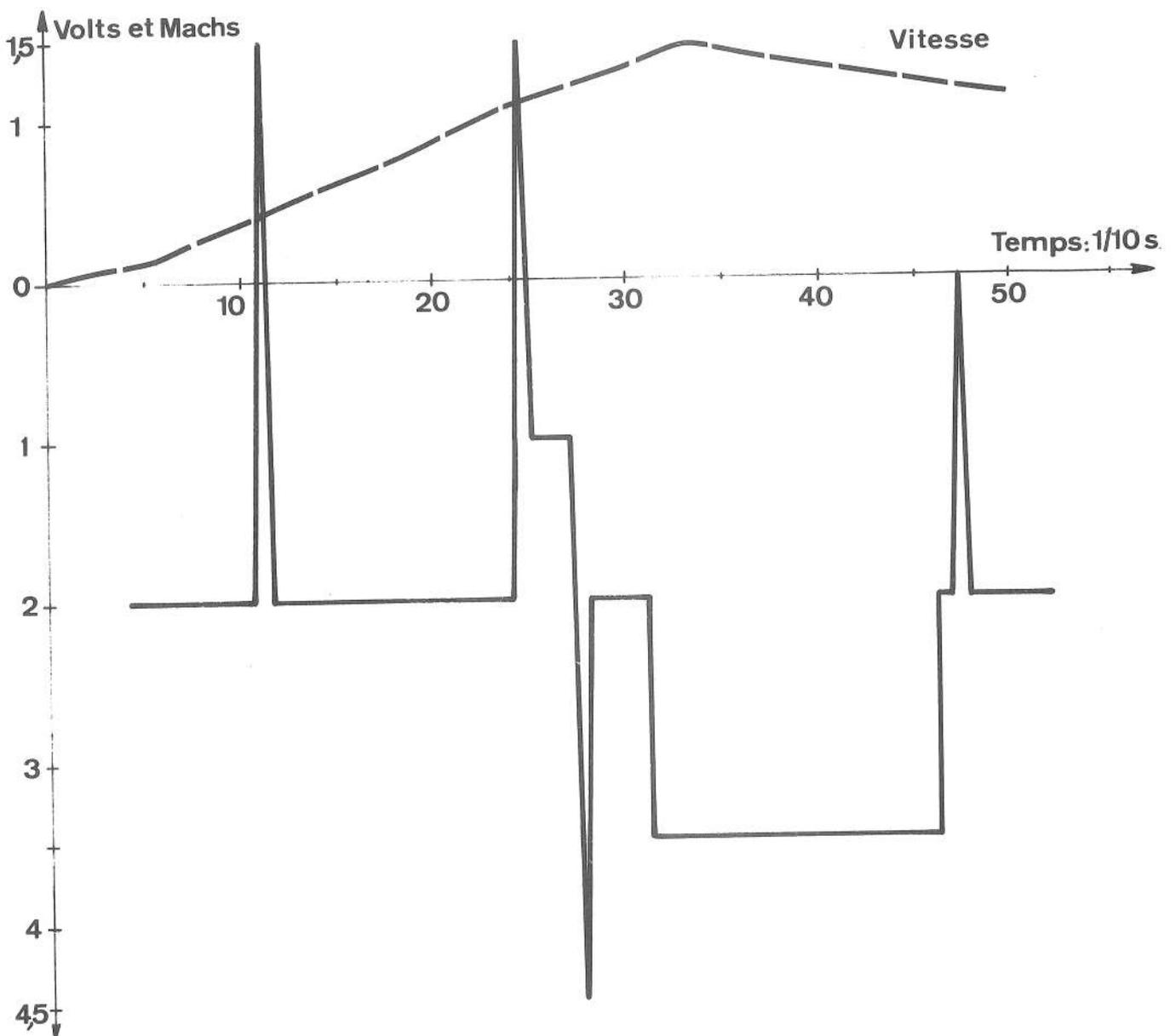
AMPLIFICATEURS CONTINUS POUR JAUGES DE CONTRAINTES

## RESULTATS

L'utilisation des jauges de contrainte en vol suppose résolus les problèmes de bruit radioélectrique, température et dérive du zéro. La maîtrise du club n'est pas encore suffisante pour déterminer, avec un faible taux d'erreur, les efforts suivant les directions principales subies par la pointe, au vu des variations de résistance de ces jauges. Nous pouvons simplement détecter les pointes d'effort sur les jauges fixées aux montants. On notera la coïncidence entre la zone d'efforts violents et alternés de 24/10 de seconde à 30/10, et le passage de Mach 0,98 à 1,2 ce qui correspond au maximum des trainées aérodynamique, et fait donc intervenir l'élasticité de la structure .



POSITIONS DES JAUGES.



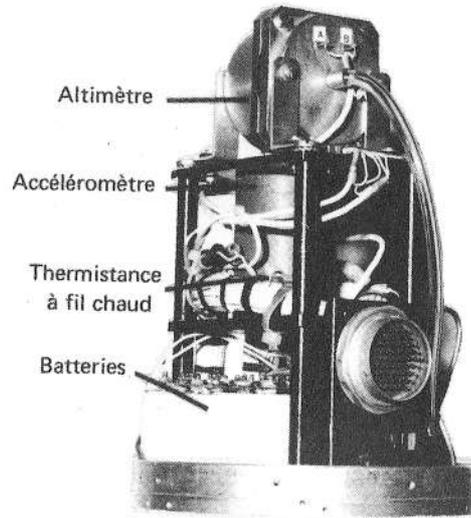
ACCELERATION AXIALE.

De par le principe de propulsion (poudre), la fusée est soumise à une violente accélération axiale pendant toute la durée de la phase propulsée.

Le capteur est constitué par un accéléromètre potentiométrique type SFIM. Ses caractéristiques sont les suivantes

- Dynamique : 23 g.
- Réglage : + 16 g. ; -7 g.
- Précision : 1 %
- Linéarité : 1 %.

Le signal en provenance du capteur attaque le V.C.O. par l'intermédiaire d'un amplificateur.

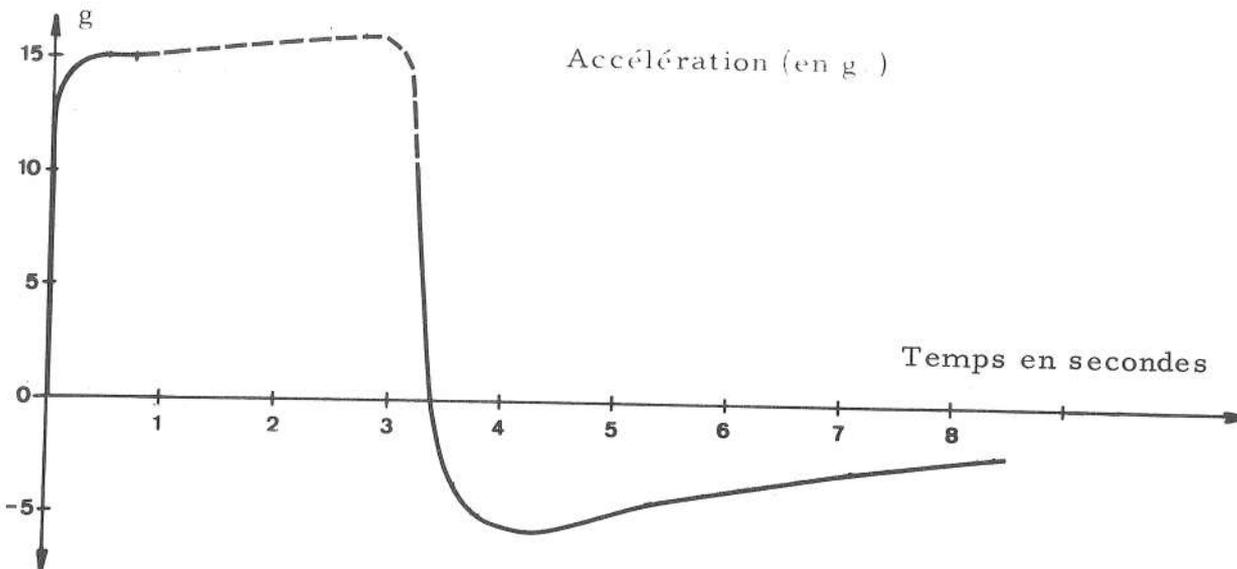
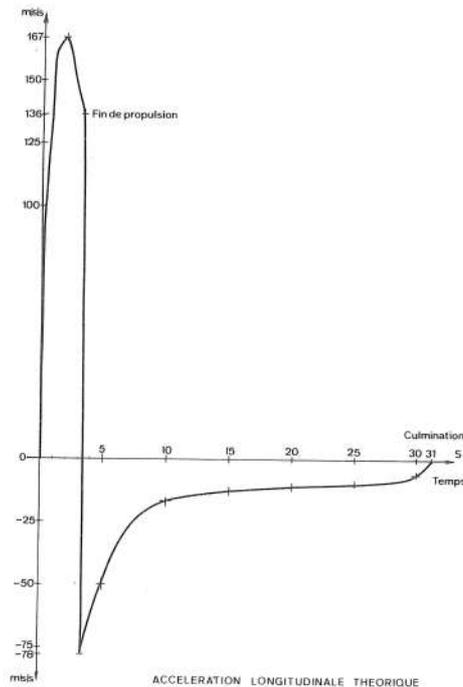


DETAIL DE LA TETE.

RESULTATS

La télémesure était retransmise par la chaîne 432 MHz. 70/100 de seconde après le départ, on constate que le signal passe de 15 g à 0 : l'accéléromètre potentiométrique ne possédant pas de butée est en effet sorti de sa course. Au bout de 3,2 secondes, on retrouve le signal qui, en fin de combustion passe très rapidement à -5 g. Le poids de l'engin est alors négligeable par rapport au freinage aérodynamique ( $T = 1/2 \rho SV^2 Cx$ ) extrêmement important à ces vitesses (490 m/s.). L'action gravitationnelle devient prépondérante sur le freinage aérodynamique : la courbe remonte vers son 0.

On constate que les extrémas d'accélération (+ 16 g, -5,5 g) sont légèrement supérieurs à ceux prévus par le calcul théorique.

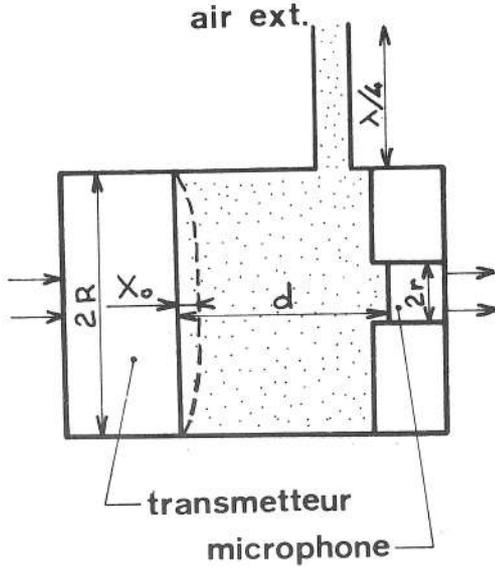


ALTIMETRE

La mesure d'altitude revient en réalité à une mesure de pression. Celle-ci est effectuée par une jauge sonique originale, dont le fonctionnement est basé sur la relation existant entre la pression acoustique et la pression am-

biante (Design of a sonic pressure gauge. The review of scientific instruments, Septembre 1967).

La configuration théorique est indiquée ci-dessous :



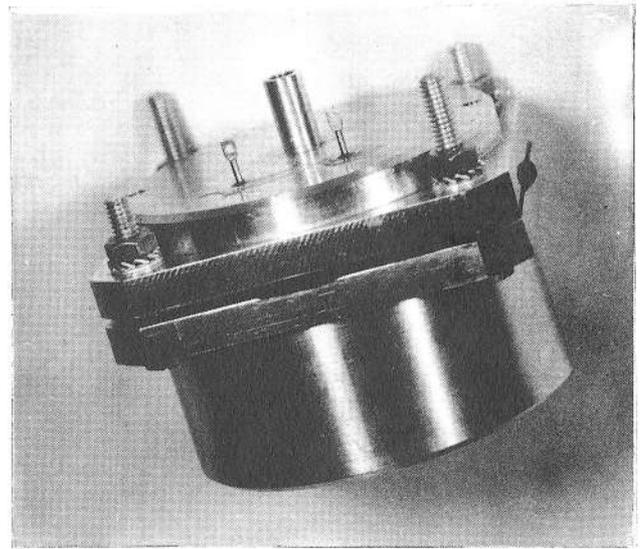
$$P = \rho_0 a_0^2 \times \frac{X_0}{d} \times \frac{A}{\pi R^2} \times e^{i\omega t}$$

devient, si  $d \ll r \ll R$

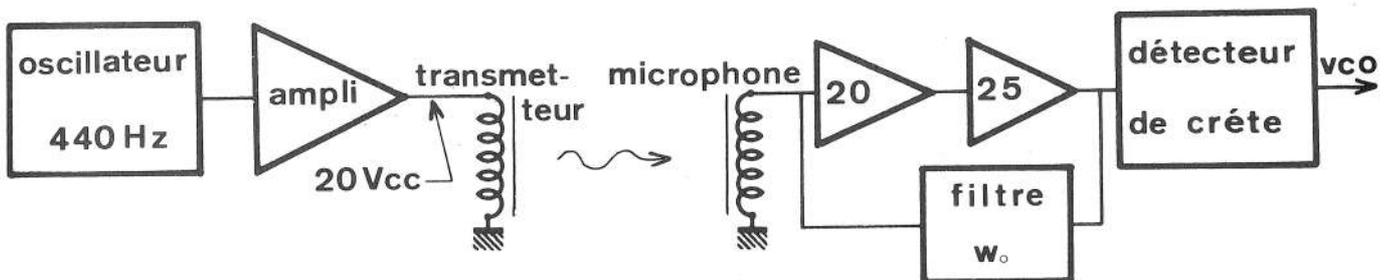
$$P = \rho_0 a_0^2 \times \frac{X_0}{d} \times e^{i\omega t}$$

- $\rho_0$  : masse volumique de l'air .
- $a_0$  : vitesse du son dans l'air.
- $X_0$  : amplitude des vibrations de la membrane.
- $d$  : distance entre les deux membranes .
- $\omega = 2\pi f$
- $\lambda = \frac{c}{f}$

Le synoptique de la chaîne de mesure est le suivant : Un oscillateur pont de Wien (précision sur  $F:10^{-3}$ , sur l'amplitude:  $10^{-2}$ ;  $F=440$  Hz) attaque le transmetteur à travers un amplificateur. Le microphone est suivi de 2 amplificateurs de précision 1 % qui attaquent un détecteur de crête; ce dernier commande directement le V.C.O. Pour éviter un couplage électromagnétique entre l'émetteur et le microphone, on peut exciter le transmetteur à  $F/2$  (la membrane du transmetteur vibrant à sa fréquence de résonance:  $F$ .)



ALTIMETRE.



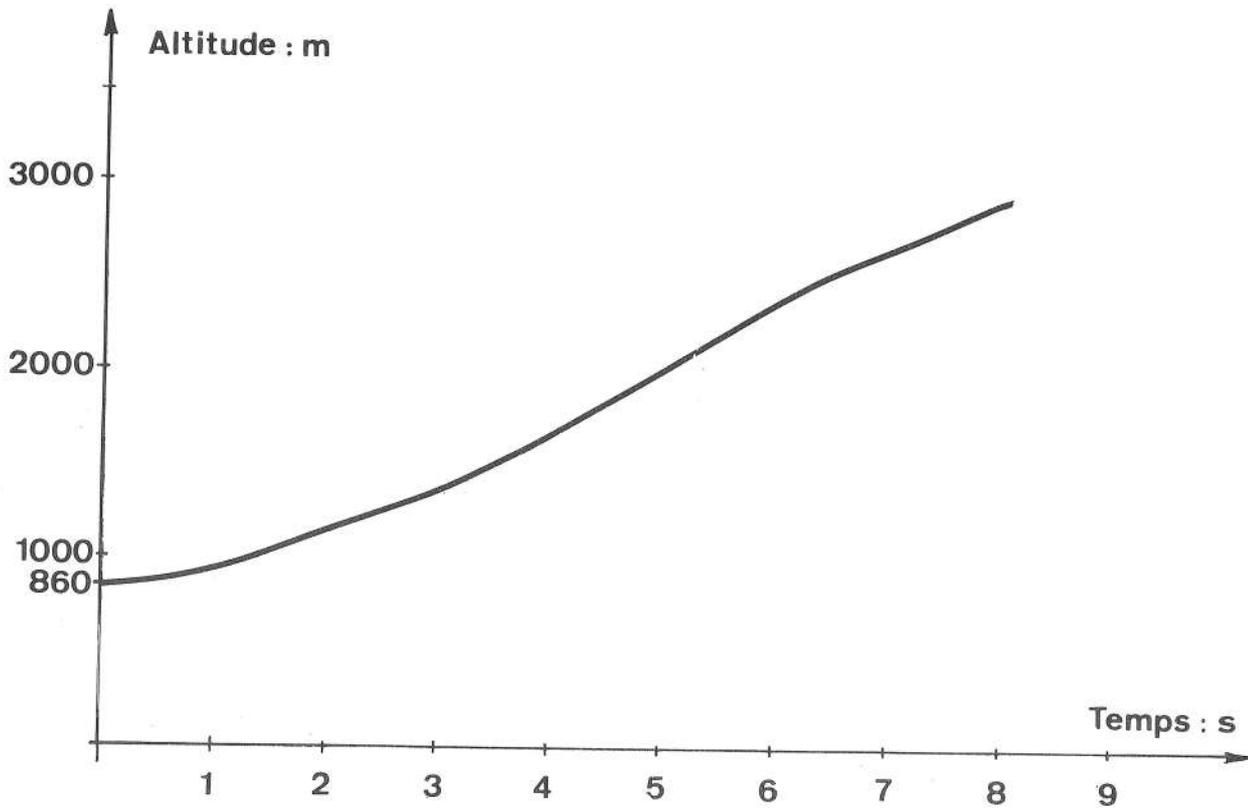
RESULTATS

La prise de pression de l'altimètre sonique semble avoir été placée trop près de la pointe conique de l'engin. La pression mesurée est alors comprise entre la pression statique (dési-

rée) et la pression dynamique. Nous travaillons actuellement à la détermination d'un facteur de correction permettant de trouver la pression atmosphérique à l'altitude de l'engin.

Nous constatons que la pression relevée correspond à une altitude plus élevée que celle prévue par le calcul sur ordinateur. Cela est dû au fait que la prise de pression était placée dans la zone de dépression immédiatement

après le cône. Le problème est encore compliqué par la présence de l'onde de choc derrière laquelle les pressions relevées sont modifiées. C'est pourquoi nous ne donnons, provisoirement la courbe relevée qu'en axes relatifs .



## SEQUENCES DE VOL

Leur rôle est primordial en cas d'écrasement de l'engin au sol; elles doivent alors permettre le repérage de la partie défaillante du système de séparation.

Leur rôle est :

- 1°) de déterminer le sens de l'accélération.

Un double accélérocontact détermine le passage de l'accélération de 0 à +3g et de 0 à -3g.

- 2°) de détecter l'écrasement des lampes flash.

Une photo-diode est placée dans la partie inférieure du compartiment à parachute, et détecte l'éclair produit par la combustion des lampes.

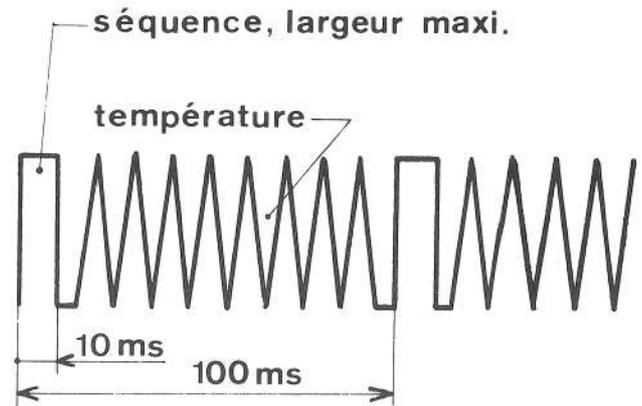
- 3°) d'indiquer le moment de séparation charge utile propulseur.

Si la photo-diode précédente reçoit un flux lumineux au lieu d'une impulsion lumineuse, la logique envoie le signal de séparation.

- 4°) de déterminer le moment de sortie du parachute.

Une deuxième photo-diode, placée dans la partie supérieure de la case à parachute est éclairée dès la sortie du parachute.

Pour retransmettre ces séquences de vol, la méthode suivante a été retenue:



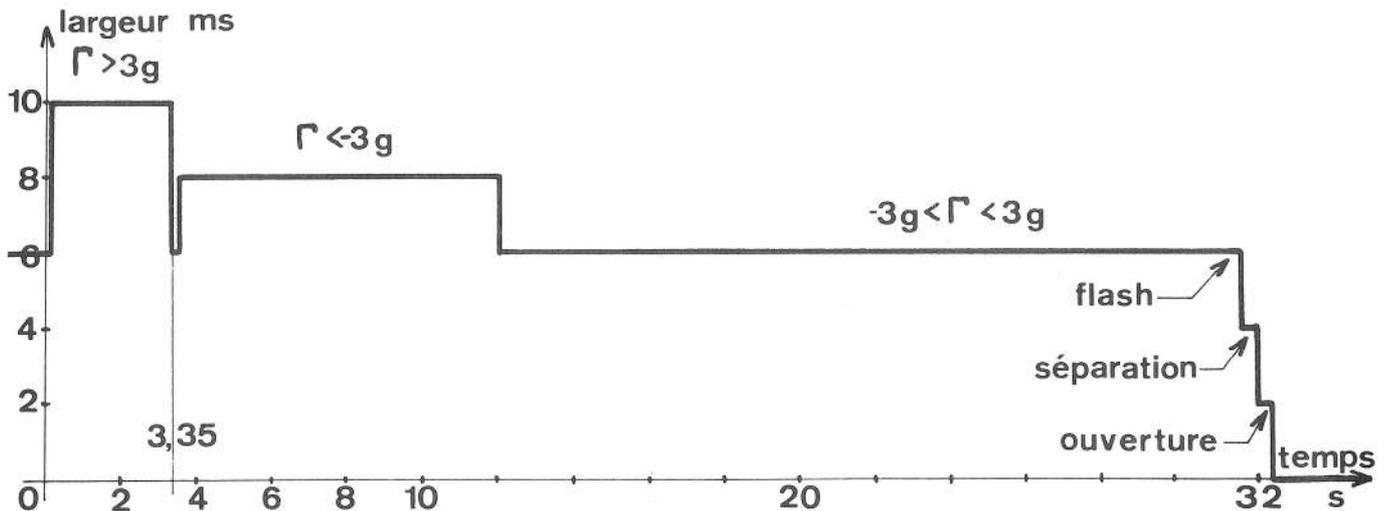
Toutes les 100 ms, on envoie un train d'impulsions comprenant :

- La mesure de température de la chaîne 27 MHz.

- Un créneau de largeur variable (comprise entre 0 et 10 ms.), qui représente la séquence de vol.

La figure ci-dessous indique la largeur des créneaux en fonction du temps de vol.

Le changement de largeur du créneau est obtenu par la mise en série de résistances dans un circuit monostable.



## RESULTATS.

Au départ, la variation du champ HF des émetteurs a perturbé le fonctionnement de l'amplificateur correspondant à la photo-diode chargée de détecter la sortie du parachute; cela a entraîné le passage de la logique directement à l'état final (largeur = 0 ms.).

Aucune séquence de vol n'a donc pu être transmise. De très grandes précautions seront prises à l'avenir afin d'éviter que ce phénomène ne se reproduise.

## TEMPERATURE

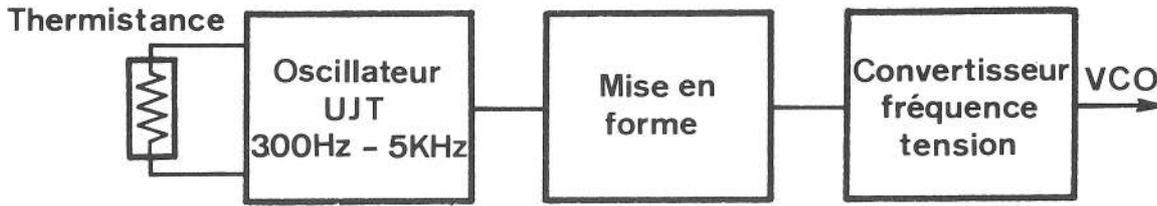
Quatre mesures de température sont faites en différents points de l'engin.

Les trois premières :

- au-dessus de la case à parachute
- dans le premier compartiment

-dans le cône

sont effectuées par des circuits classiques disposés de la manière suivante :



Après l'oscillateur à relaxation, la fréquence varie linéairement en fonction de la température. Pour la mesure au-dessus du container à parachute (transmise par l'émetteur 27 MHz), le signal est prélevé juste après la mise en forme (voir séquence de vol).

La quatrième mesure de température peut servir de mesure de pression en effet, la résistance ohmique d'une thermistance est fonction de la température ambiante, de la puissance four-

nie à la thermistance, de la résistance thermique entre la thermistance et l'ambiante, qui est elle-même fonction de la densité de l'air et par conséquent de la pression.

La thermistance est portée à une température de 200°C; cela rend négligeable les variations de température ambiante. Comme on alimente la thermistance à puissance constante (40 mW) sa résistance est uniquement fonction de la pression ( $P < 100$  mm mercure).

## RESULTATS.

1. La télémessure a été retransmise par l'émetteur 27,14 MHz; elle est exploitable pendant toute la durée du vol et même une fois la fusée au sol (en tout 22 mn 22 s.).

L'étalonnage permet de tracer la courbe  $T = f(t)$ .

Pour interpréter cette courbe, nous avons porté sur un même graphe la courbe trouvée et la température d'arrêt (température relevée à l'extrémité avant de tout mobile en mouvement simple). La température d'arrêt est obtenue avec les tables de Carrière, connaissant les caractéristiques de l'atmosphère standard, la température ambiante et l'altitude.

Pendant la phase ascensionnelle, la température d'arrêt, qui passe de 20 à 120°C, chauffe considérablement le cône de l'engin qui chauffe localement l'air à l'intérieur de la pointe; cet échauffement se propage jusqu'à la ther-

mistance (située au niveau du dernier tiroir à partir de la pointe). Il en résulte une augmentation rapide pendant environ 15 secondes de la température interne de l'engin.

Cependant, au bout de 32 secondes, la pointe est à plus de 6 600 m. d'altitude et la vitesse est pratiquement nulle. La température d'arrêt est alors de -28°C.

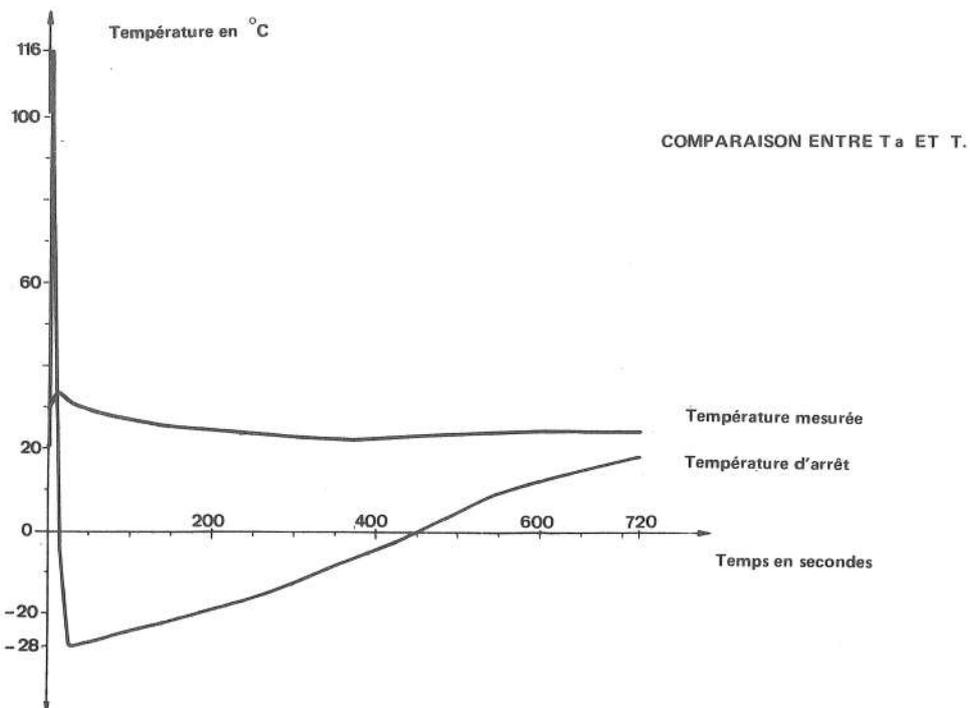
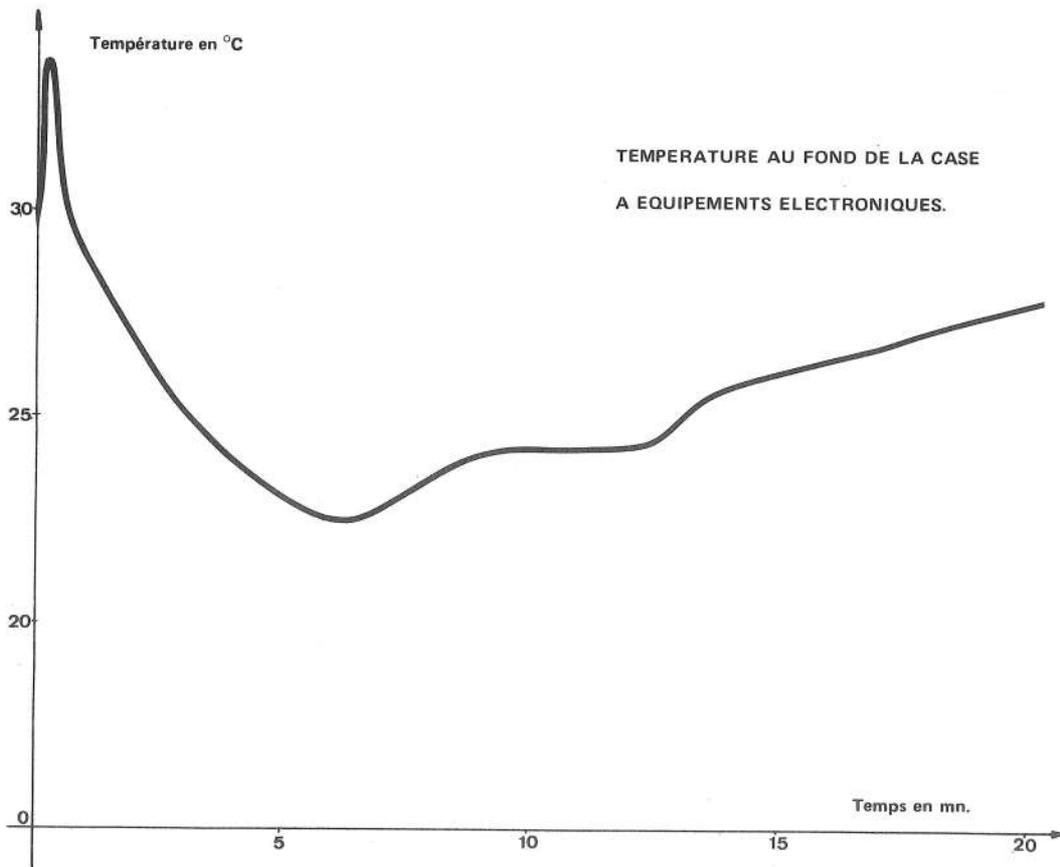
La pointe devenue très froide, refroidit l'air interne et la structure : la température diminue. Cette diminution va se faire de plus en plus lentement au fur et à mesure de la descente vers les couches plus chaudes de l'atmosphère.

Sans les 20 W. dissipés dans l'air interne par les équipements électroniques, la température aurait encore diminué; en fait elle se trouve stabilisée, puis elle augmente.

Une fois au sol, après 13 mn 46 s. de vol, l'échange thermique avec l'air ambiant devient constant. L'élévation de

température n'est plus dû qu'au fonctionnement de l'électronique. L'engin peut alors, comme nous le montre

l'augmentation linéaire de la température, être considéré comme une enceinte adiabatique.



## 2. TEMPERATURE DES PREMIERS TIROIRS D'ELECTRONIQUE .

La thermistance branchée sur le 72 MHz étant placée plus près de la pointe ces variations doivent être plus importantes que celles de la thermistance branchée sur le 27 MHz .

C'est en effet ce que nous constatons; la température indiquée au départ est légèrement inférieure (29°C) à la précédente . Elle passe par un maximum de 38°C vers 12 s. et un minimum de 19,5°C vers 110 s . Notons que l'obtention de ces courbes (température en fonction du temps ) nécessite trois étapes :

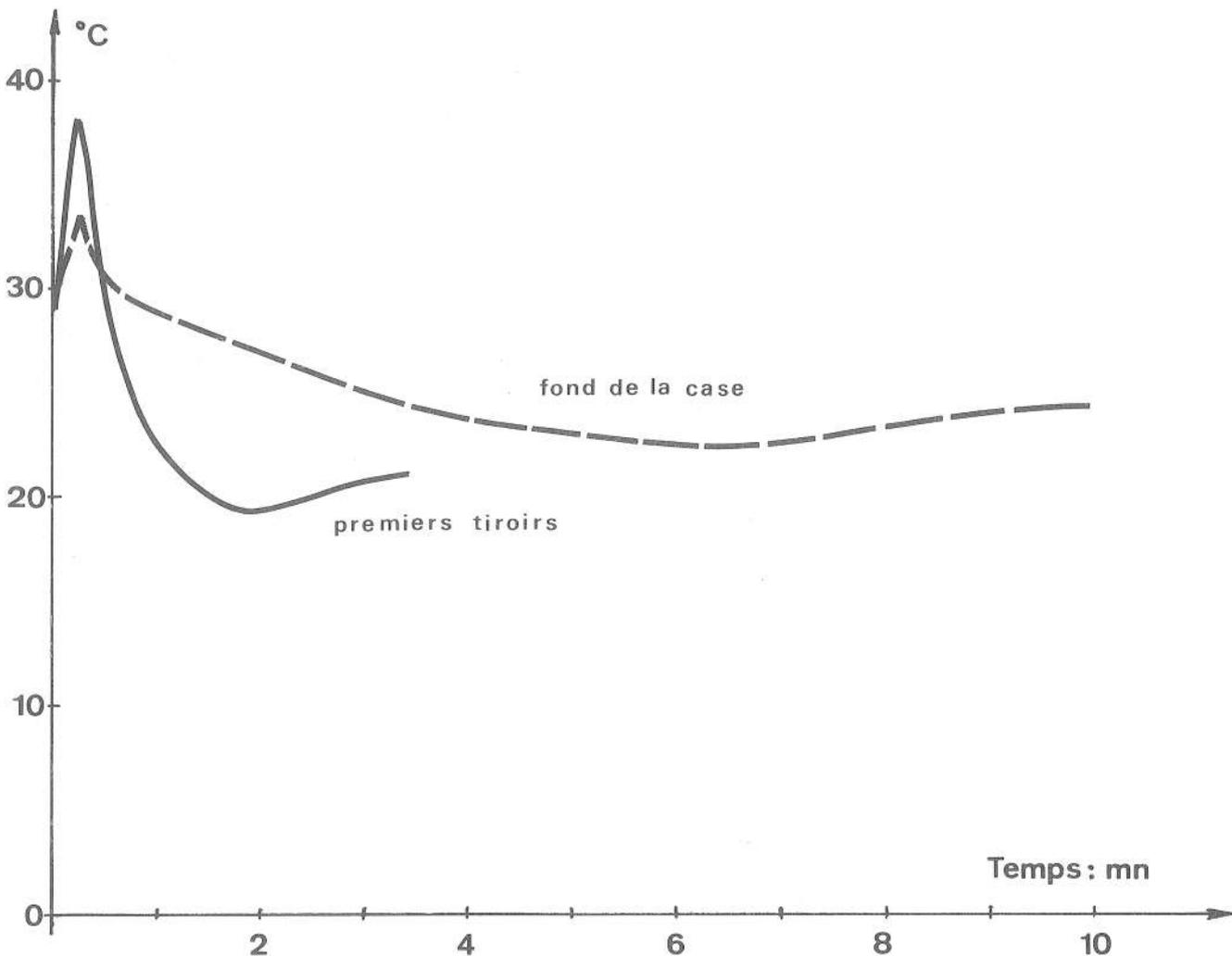
- tracé de la courbe  $U=f(t)$  à partir de l'enregistreur graphique
- tracé des courbes  $R=f(T)$  et  $U=f(R)$  lors de l'étalonnage
- correspondance  $U=f(T)$ ; d'ou  $T=f(t)$  .

## 3 . TEMPERATURE DE L'OGIVE .

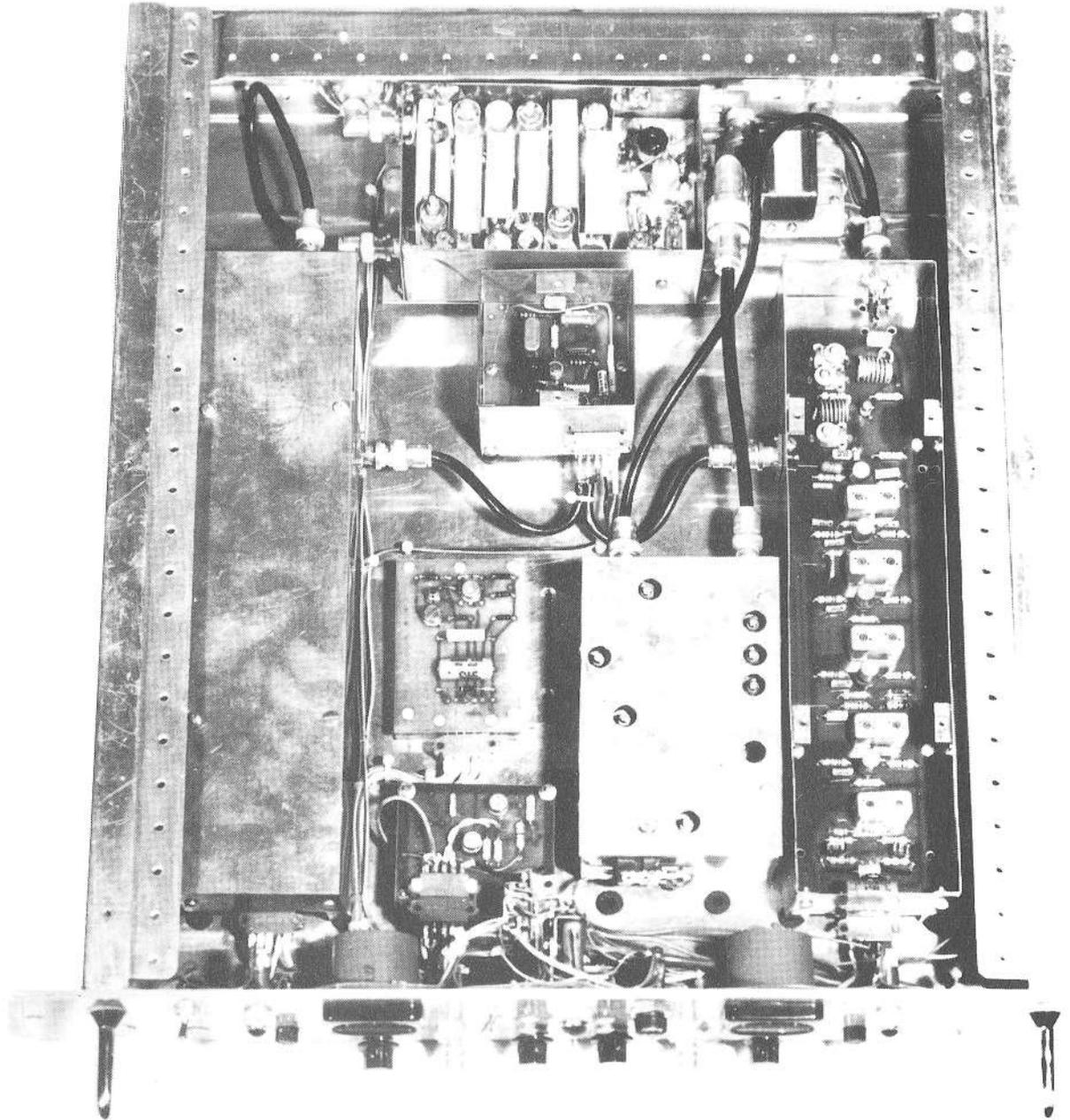
Nous retrouvons le même type de courbe pendant 8 secondes pour la thermistance branchée sur le 432 MHz.

## 4 . CALCULATEUR X.Y

Dés le tracé de la courbe  $U=f(t)$ , nous avons constaté que celle-ci montre les mêmes fluctuations que les autres courbes de température. L'alimentation se faisant à puissance constante, il s'en suit que l'un des termes négligés fausse en fait cette expérience .



# MATÉRIEL AU SOL



RECEPTEUR 432 MHz .

## RECEPTEURS.

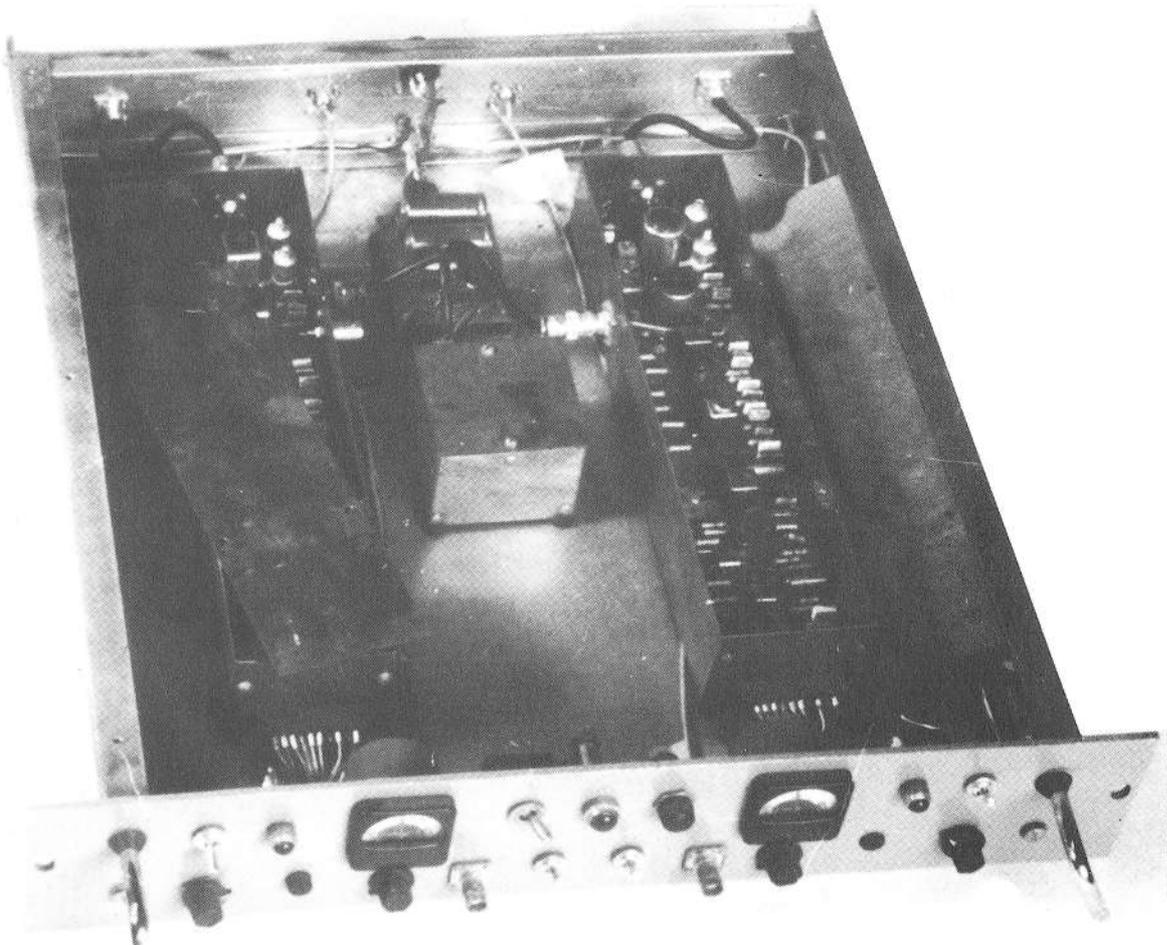
Pour la réception des télémesures, le G.A.R.E.F. XV° a construit dans le cadre de l'expérience AXOR II, deux doubles récepteurs 27 et 72 MHz, et un ré-

cepteur de 432 MHz. Les doubles récepteurs sont intégrés dans un même rack

Caractéristiques :

	sensibilité micro V.	fréquence oscil. à quartz.MHz.	précision	bande passante. KHz
27,14 N°1	5	26,666	$5 \cdot 10^{-6}$	9
27,14 N°2	5	26,666	"	9
72 N°1	0,5	61,3	"	50
72 N°2	0,5	61,3	"	20
432	1	45 61,3	"	200

Le 432 MHz. est à double changement de fréquence et a un pré-ampli. HF à transistors FET.



RECEPTEUR 72 MHz.

## ANTENNES.

Les 3 antennes 27, 72, 432 MHz., ont été installées au sommet de trois mâts de 10 m. de hauteur.

### Caractéristiques :

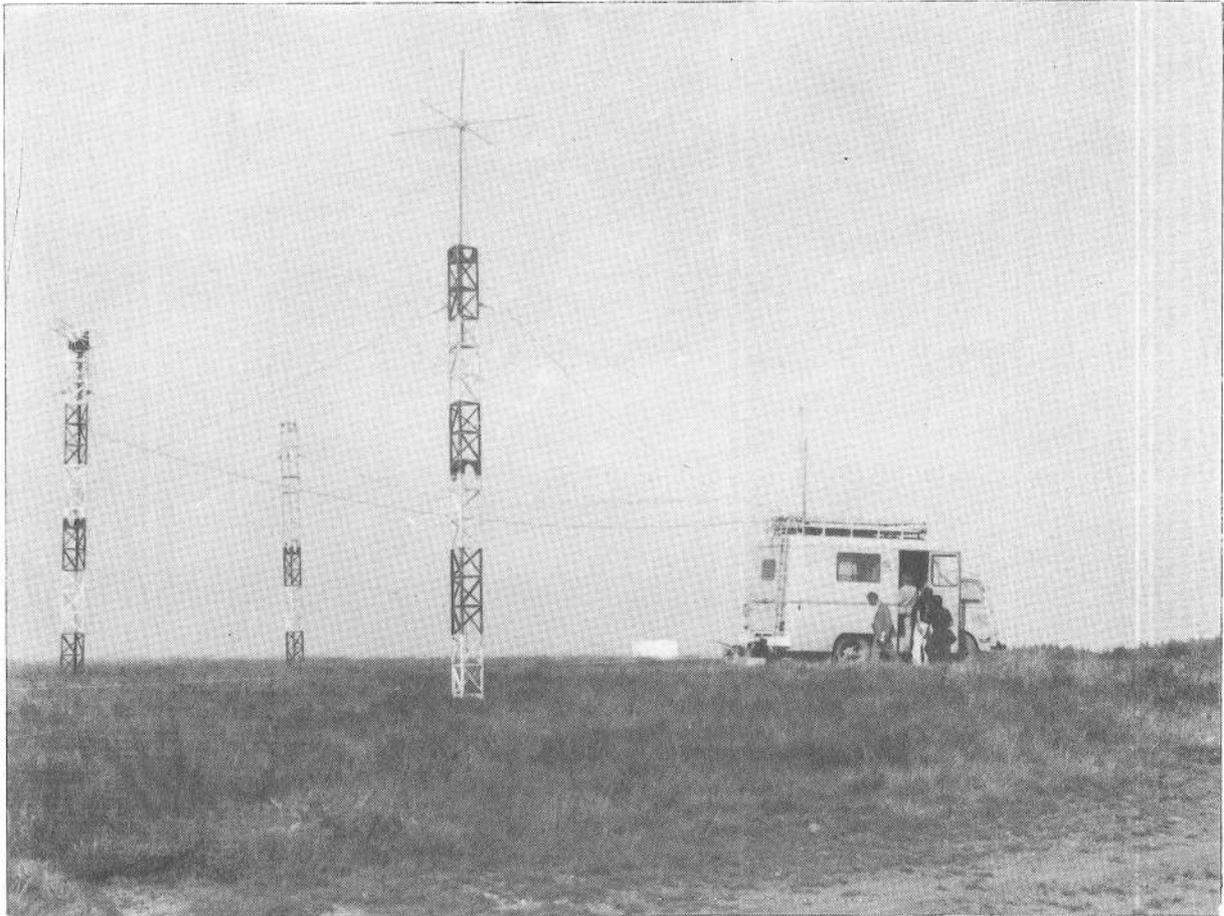
- 27 MHz.  
Quart d'onde, impédance  $50 \Omega$ .

- 72 MHz.

Ground plane, impédance  $50 \Omega$ .

- 432 MHz.

Hélice avec réflecteur, impédance  $50 \Omega$ .



STATION DE RECEPTION

## PUPITRE DE CONTROLE ET DE MISE A FEU. .

Ce pupitre regroupe les fonctions nécessaires au bon déroulement du tir:

1°) Contrôle et commande de l'électronique embarquée.

Du P.C. de tir, on commande :

-la mise en marche de la fusée (alimentation interne, externe, recharge batteries).

-le système de relais pas à pas situé au pied de la rampe et permettant le contrôle de  $50 \times 2$  points tests.

-la mise sous tension des minuteries.

2°) Commande de l'appareillage sur rampe.

-extraction du cordon ombilical (mécanique).

-déclenchement d'une caméra automatique à H-1 seconde.

-commande électronique "pied de rampe".

4°) Intercommunications.

Une liaison duplex par casques et microphones a lieu en permanence entre la rampe et le P.C. de tir.

Un raccordement sur le réseau de sonorisation général est prévu.

4°) Compte à rebours et mise à feu. Le compte à rebours est assuré par une horloge électronique de précision

qui affiche les heures, minutes et secondes numériquement; elle commande aussi les voyants indiquant le passage des 5 dernières secondes.

Un système de sécurité très complexe n'autorise la mise à feu que si :

- les autorisations extérieures (radar, vitesse du vent ...), sont affirmatives
- l'engin est sur alimentation interne.
- l'extraction du cordon ombilical s'est correctement faite.

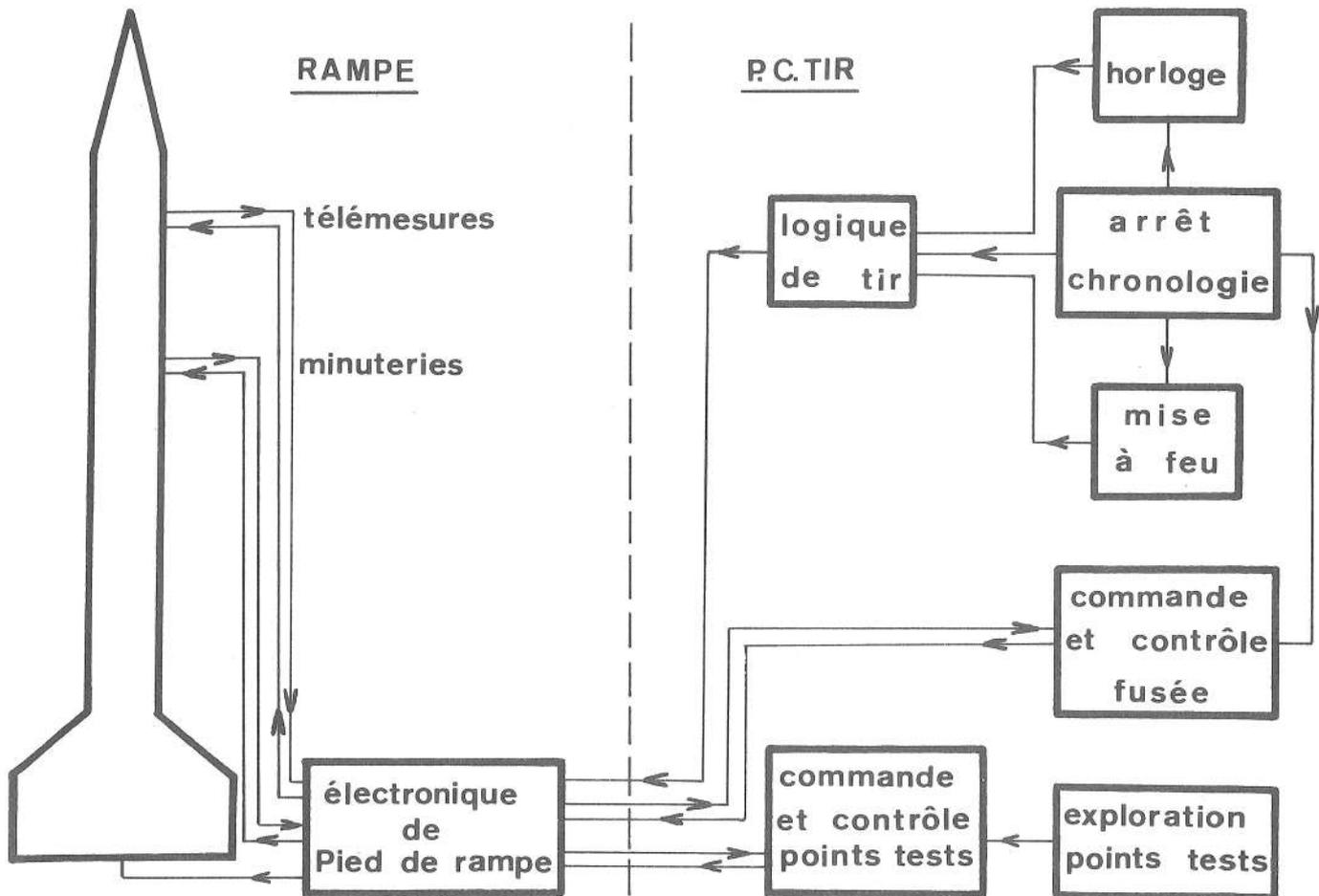
- les sécurités pupitre et ligne sont positives.

Lorsque toutes ces conditions sont remplies, l'opérateur peut appuyer sur le bouton d'autorisation manuelle, la mise à feu se déclenchant quand l'horloge passe à H = 0. Le départ de la fusée délivre un top de synchronisation qui fait repartir l'horloge en comptage

En cas d'incident pendant le compte à rebours, une commande d'arrêt chronologique verrouille les sécurités, stoppe l'horloge, alimente l'engin sur batteries externes. Une procédure de ré-enclenchement chronologique doit avoir lieu à ce moment.

#### Caractéristiques.

- Fréquence quartz thermostaté: 100 KHz.
- Précision horloge :  $10^{-7}$ .
- Capacité horloge : 39 h. 59 mn. 59 s.
- Alimentation : secteur 50 Hz. (en cas de panne, passage automatique sur batteries 24 V.).
- Tension disponible : -2, +5, +24, +48, +180 V.
- Consommation max. : 200 W.
- Encombrement : 600x580x650 mm.





PUPITRE DE TIR

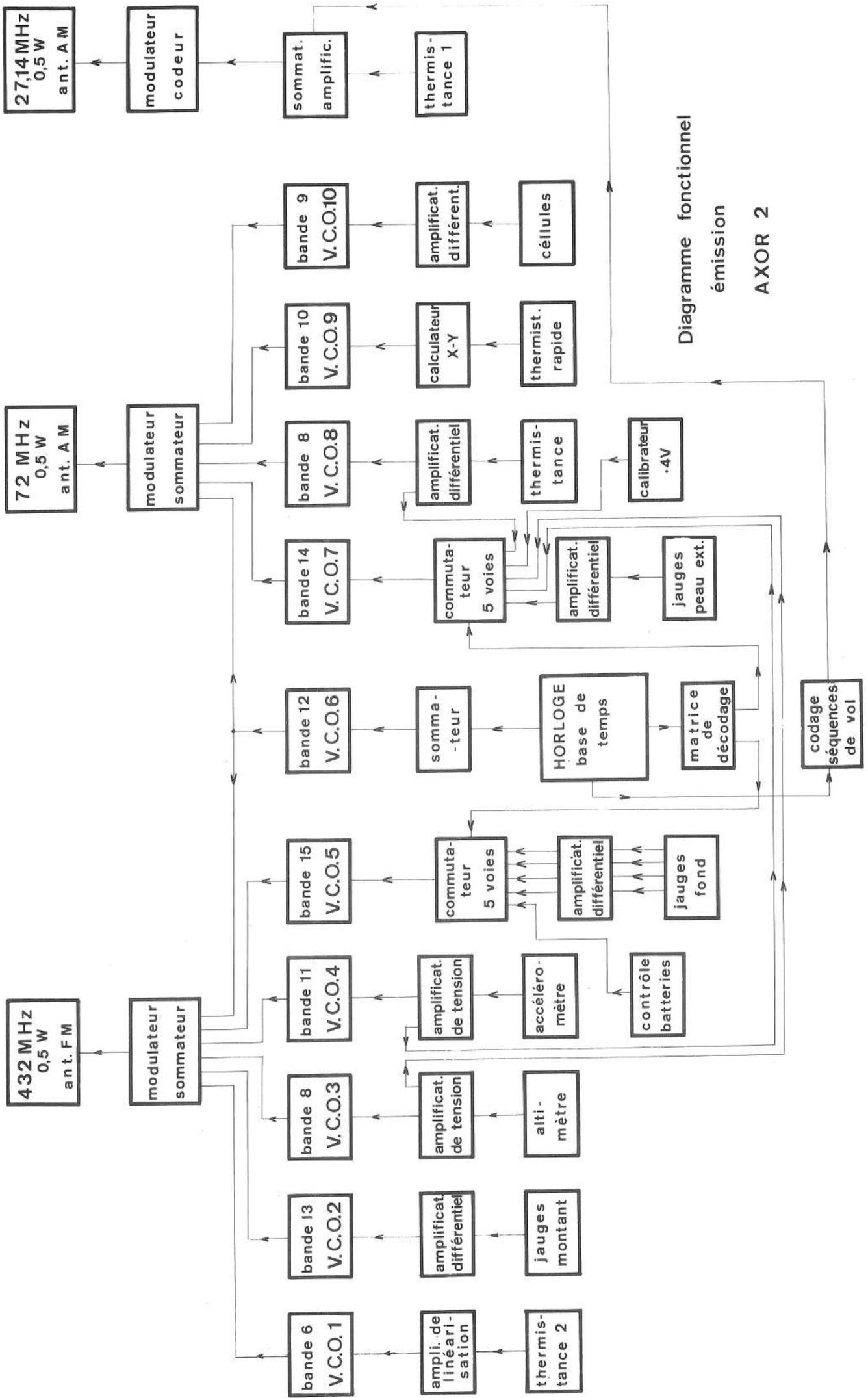
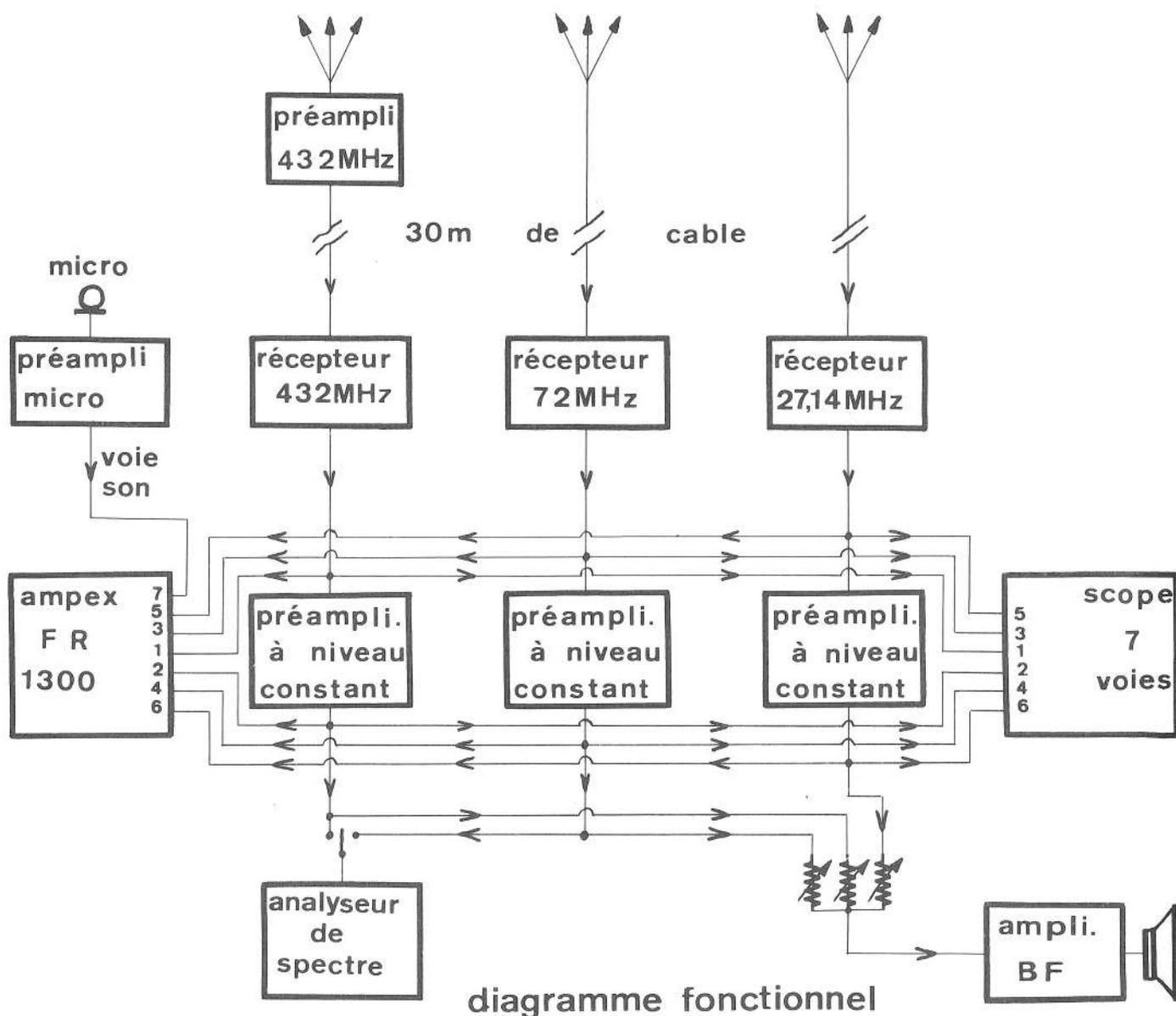


Diagramme fonctionnel  
émission  
AXOR 2



AXOR 2

# RÉSULTATS GÉNÉRAUX

- Fonctionnement de la chaîne de transmission 27,14 MHz.: 100 %.

- Fonctionnement de la chaîne de transmission 72 MHz. : 96 %.

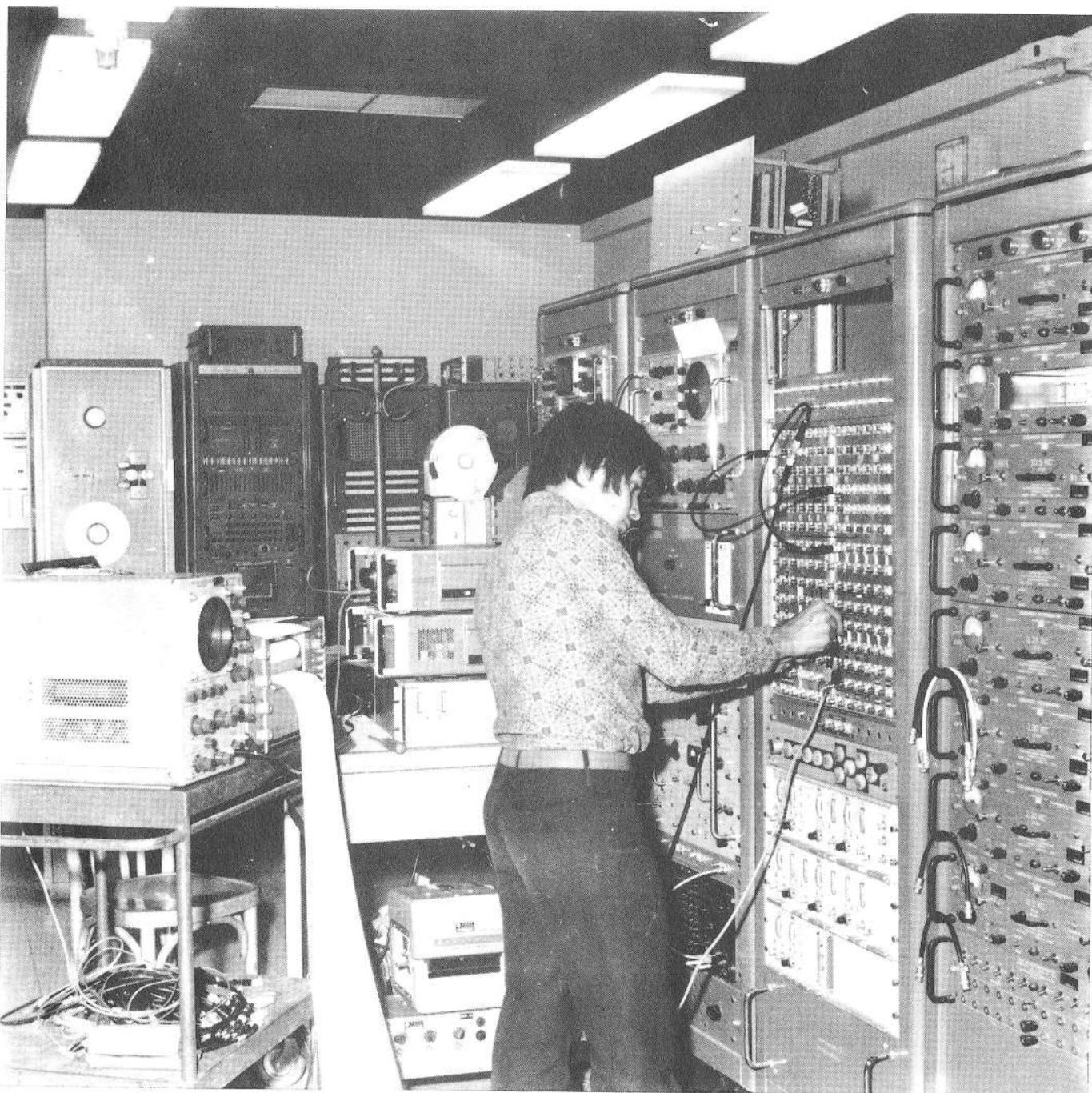
- Fonctionnement de la chaîne de transmission 432 MHz. : 20 %.

La réception du signal 432 MHz. a été interrompue lorsque la fusée est passée à la verticale des antennes de ré-

ception. L'antenne 432 MHz. étant directive, il faudra prévoir un système d'asservissement à commande manuelle ou automatique pour suivre l'engin.

-pourcentage des expériences menées à bien pendant la totalité du vol : 70.

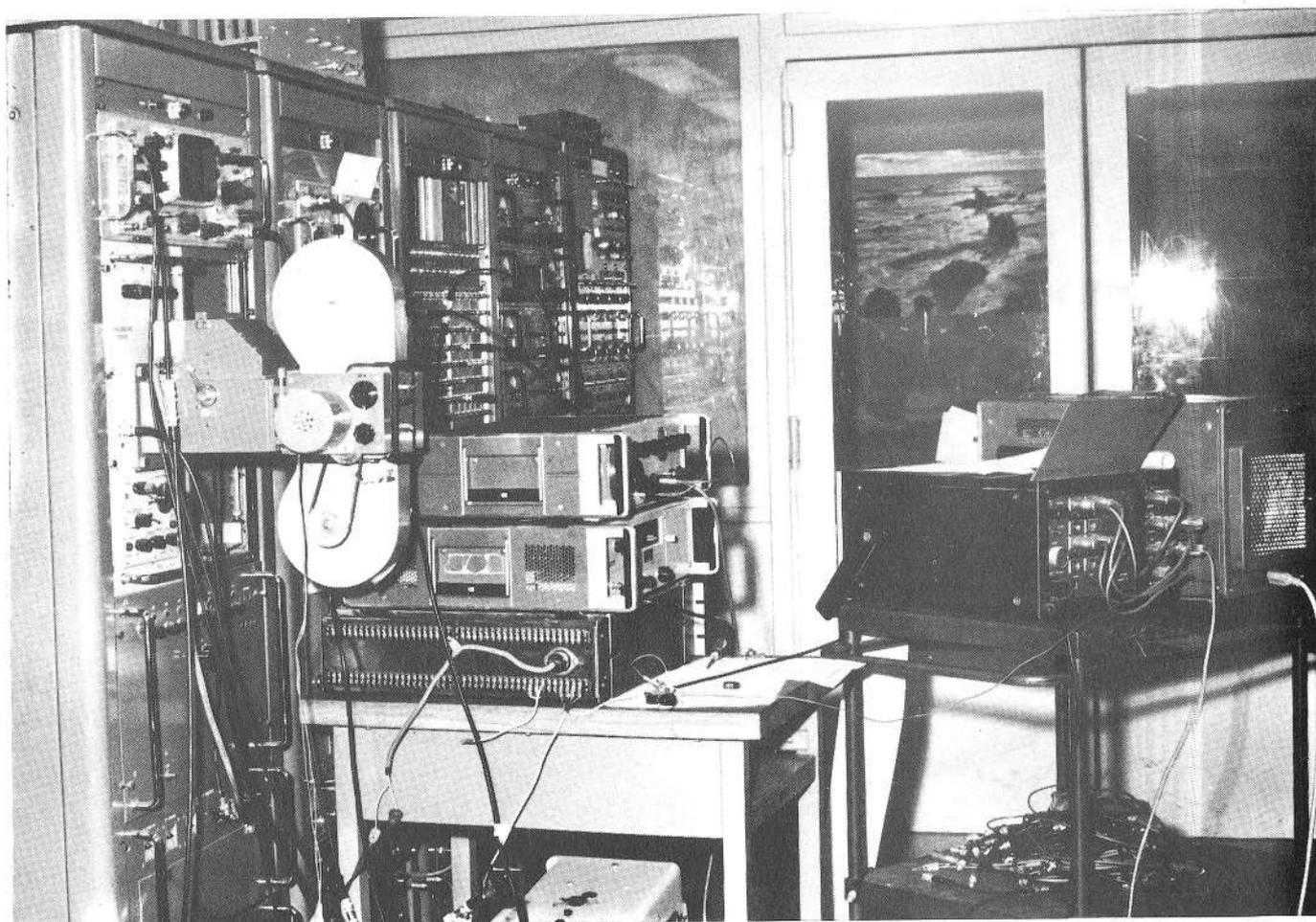
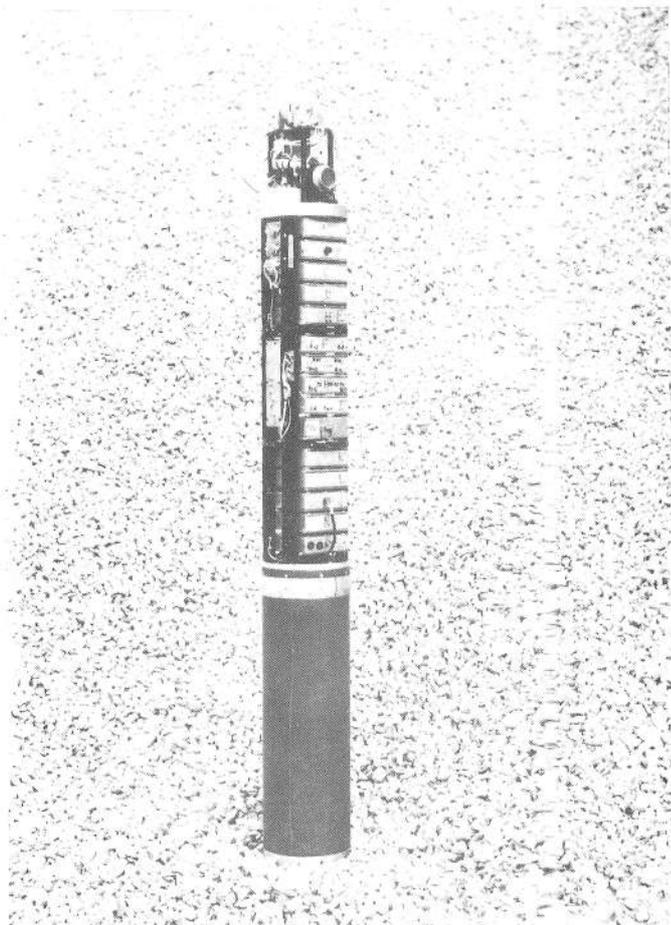
-pourcentage des expériences menées à bien pendant la phase propulsée : 85.



DECODAGE AU CNET.SALLE FR1.

L'expérience AXOR II constitue une bonne réussite. Les améliorations porteront principalement sur la station de réception mobile (problèmes de compatibilité récepteur -enregistreur magnétique AMPEX FR 1300, problèmes de diaphonie entre la piste son et les pistes télémessures etc...). La vitesse des commutateurs électroniques sera réduite afin de permettre un dépouillement plus précis. Pour les prochaines expériences, le système de transmission IRIG, ayant fait ses preuves, sera conservé ce qui n'exclut cependant pas la possibilité d'essais de transmission en PCM.

Le GAREF XV° a maintenant la possibilité d'entreprendre des expériences scientifiques où l'électronique ne sera plus que l'outil de ces expériences. Il prépare actuellement un projet de fusée 2 étages dont le but serait une étude aérodynamique d'un engin entre mach 0,8 et 1,2.



DECODAGE AU CNET .SALLE FRI.



**LE G.A.R.E.F. XVe**



# HISTORIQUE

Le club a été fondé en octobre 1964 dans le cadre du foyer des jeunes travailleurs de l'association Maurice MAIGNEN, sous le nom de Club Spatial LOURMEL.

Il participe à la campagne de lancement de septembre 1965 au camp du Larzac. En mars 1966, le club expérimente un ballon captif au centre météorologique de Trappes.

La première fusée AXOR I, est lancée durant la campagne de tir des 2 et 3 avril 1966.

En septembre de la même année est lancé TOUT AMB AHLON I destiné à tester la portée d'un équipement de té-

lémessure en 72 MHz.

La deuxième fusée ROXA I, est lancée le 3 avril 1967 au camp du Valdahon.

En avril 1968, le lancement de TOUT AMB AHLON II donne une bonne télémessure en 72 MHz, sur une distance de 40 Km.

En juillet 1970, le tir d'AXOR II qui était prévu est annulé à la suite d'une défaillance des minuteries du système de séparation.

En septembre 1971, c'est AXOR II qui est lancée. C'est de loin la plus importante expérience du groupe.



LE GROUPE A SES DEBUTS

# RAPPEL DES EXPÉRIENCES ANTÉRIEURES

## AXOR I.

### But :

- Etude du comportement d'un engin en vol.
- Etude du repérage.
- Etude du fonctionnement du système de séparation et de la charge utile.
- Mesure d'altitude, de giration, séquences de vol.

### Caractéristiques :

- Propulseur : ATEF 74.
- Longueur totale : 1 820 mm.
- Diamètre : 160 mm.
- Poids : 39 Kgs.
- Charge utile : 16 Kg
- Vitesse : 295 m/s.
- Altitude : 2 500 m.
- Un émetteur 72 MHz, 400 mW.
- Un émetteur 27 MHz, 500 mW.

## TOUT AMB AHLON I.

### But :

- Essais de télémesure en 72 MHz.
- Essais de réception. (30 Km.)

### Caractéristiques :

- Ballon 5 m<sup>3</sup>, H<sub>2</sub>.
- Altitude atteinte : 8 000 m.
- Emetteur 72 MHz, 400 mW;

## ROXA I. (construite par le groupe Jr.)

### But :

- Etude des phases de vol, giration.

### Caractéristiques :

- Propulseur : SETS 1 000.
- Longueur : 1 500 mm.
- Diamètre : 90 mm.
- Poids : 9,5 Kg
- Charge utile : 5 Kg
- Altitude : 1 800 m.
- Un émetteur 27 MHz., 500 mW.

## TOUT AMB AHLON II.

### But :

- Télémesure (température) à longue distance; précision 1 %.
- Essais de la station de réception d'AXOR II.

### Caractéristiques :

- Ballon de 2 m. de diamètre gonflé à l'hélium.
- Altitude de plafonnement : 4 500 m.
- Emetteur 72 MHz., 500 mW.
- Durée du vol : 1 h. 45 mn.

## COMPOSITION ET RECRUTEMENT

Le GAREF XV° est une association d'amateurs, apolitique, sans but lucratif, régie par la loi de 1901. Il se compose :

- d'un président d'honneur :

Monsieur René GALY-DEJEAN  
Conseiller de Paris .

- d'un président:

Monsieur Pierre CLEENEWERCK

- d'un trésorier :

Monsieur Alain LECIEUX

- d'un secrétaire :

Monsieur Christian ALVERGNAT

- de membres.

Le conseil d'administration est élu tous les ans par l'assemblée générale.

Il nomme chaque année le bureau du conseil d'administration (Président, Trésorier, Secrétaire).

Pour faire partie du GAREF XV° il faut :

- être Français

- être âgé d'environ 17 à 25 ans au plus à l'admission (à moins de présenter des qualités pédagogiques reconnues; les membres de plus de 25 ans ne peuvent siéger au Conseil d'Administration).

- être intéressé par une ou plusieurs des activités touchant directement ou indirectement à la construction de fusées sondes.

-pouvoir consacrer une partie de ces loisirs aux activités du Groupe .

Le GAREF XV° comprend une quinzaine de membres:étudiants en électronique et aéronautique, informaticiens, dessinateurs industriels, techniciens et ingénieurs en électronique.

La moyenne d'age est actuellement d'environ 21 ans.

Signalons enfin qu'aucune sélection particulière n'intervient pour l'entrée d'un nouveau membre. Son admission effective n'intervient qu'après quelques mois de participation aux activités.

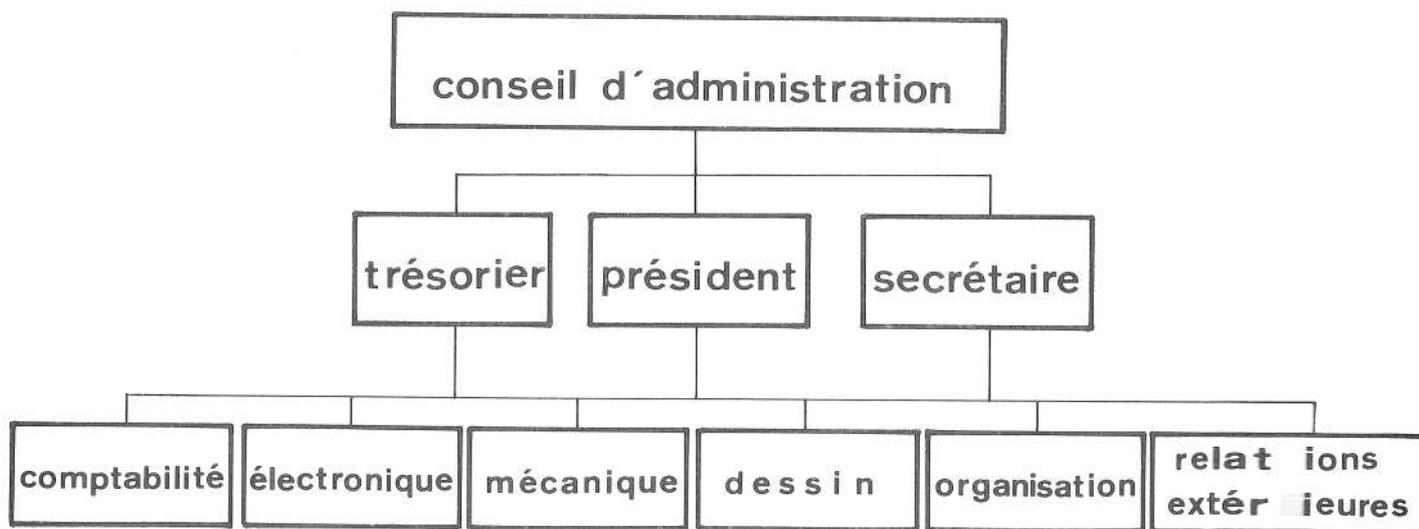
## STRUCTURE

Le GAREF XV° comprend un certain nombre de cellules spécialisées, comme le montre le diagramme ci-dessous, liées très étroitement entre elles.

La construction de fusées est essentiellement un travail d'équipe et , vu la complexité d'un programme, seul une équipe homogène peut le mener à bien. Les électroniciens sans les mécaniciens ne peuvent rien faire et réciproquement.

L'immense diversité des tâches à accomplir laisse cependant à chaque membre une marge importante d'initiative.

Le GAREF XV° constitue donc une société en miniature qui permet à chacun d'embrasser l'ensemble d'un programme et confère au Groupe un bon dynamisme et de grandes facultés d'adaptation .



ORGANIGRAMME DU GROUPE

## FINANCEMENT

Le financement du GAREF XV° est assuré sous deux formes :

Technique :

- fourniture de composants électroniques
- usinages

- fabrication de circuits imprimés
- essais en vibration et en température
- calcul de trajectoire sur ordinateur
- fourniture de propulseurs

- aide technique
- logement
- prêts
- prêts de matériel

## Financière :

- cotisations des membres
- subvention de fonctionnement de la ville de Paris
- subventions exceptionnelles
- prix ou concours remportés par le GAREF XV°

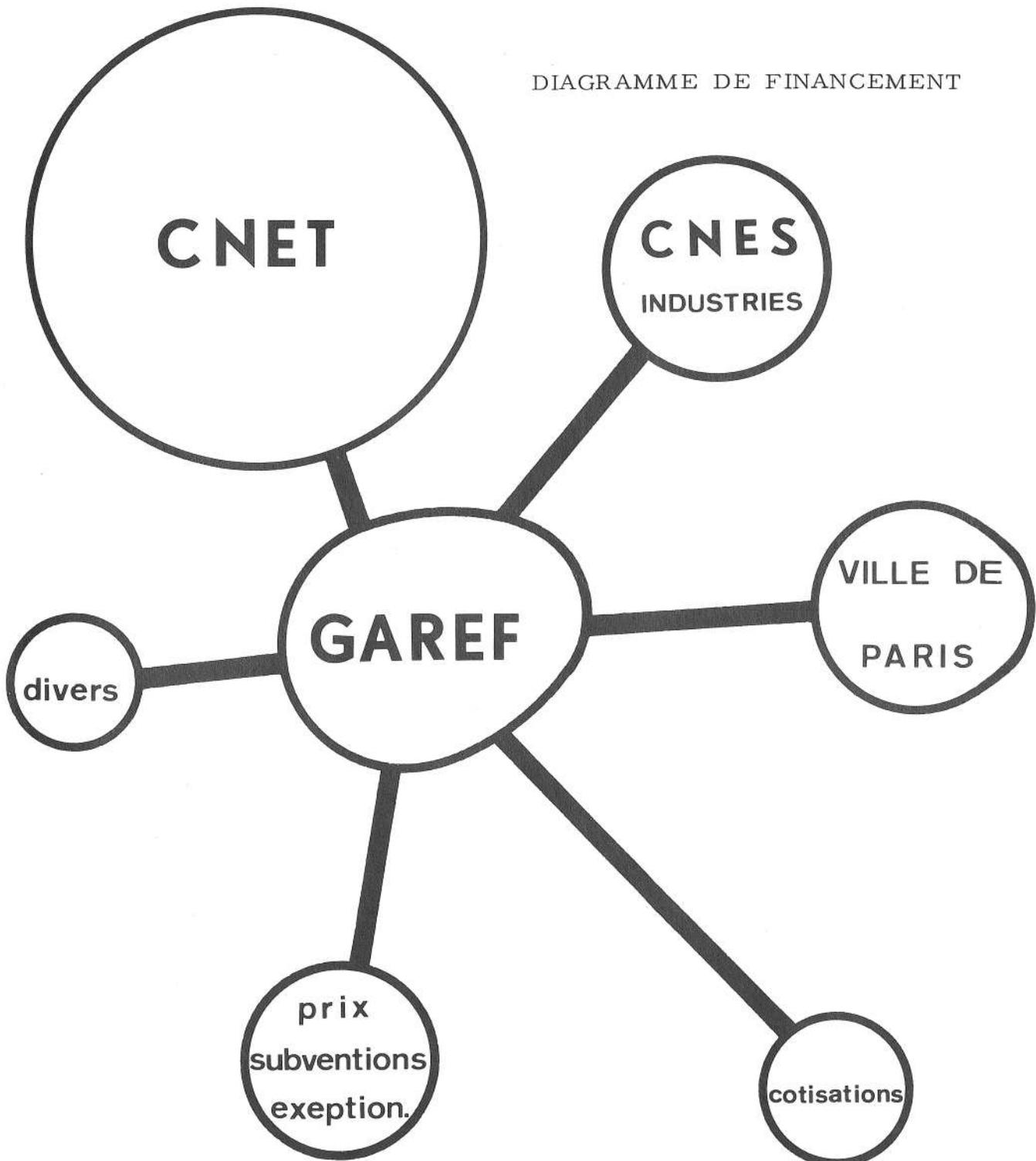
Pour constituer le diagramme de financement, sur lequel les surfaces sont proportionnelles à la somme accordée,

les aides techniques ont été évaluées aux couts qu'elles représentent.

Ce diagramme fait clairement apparaître la faiblesse des subventions de fonctionnement et l'insuffisance de l'aide des industries privées par rapport aux autres postes.

Ce rapport montre cependant qu'en employant tous les moyens qui sont mis à notre disposition, et avec beaucoup de temps et de persévérance, il est possible d'obtenir des résultats à la limite de ce que peut faire un Groupe d'amateurs.

DIAGRAMME DE FINANCEMENT



# LES GRANDES OPTIONS DU GAREF XV°

Malgré la réussite de l'expérience AXOR II, le GAREF XV° connaît de nombreuses difficultés en ce qui concerne le recrutement d'amateurs ayant un niveau technique suffisant dans les disciplines touchant directement ou indirectement la réalisation d'expériences scientifiques de haut niveau: Electronique, aérodynamique, physique fondamentale et appliquée, mécanique, organisation générale, dessin, gestion, photo, documentation, relations extérieures etc...

Le groupe cherche actuellement par une campagne d'information dans des revues spécialisées et auprès de la presse, de pallier ces difficultés.

Il apparaît cependant nécessaire de maintenir le niveau actuel (à la limite du professionnalisme) qui fait tout l'intérêt des expériences entreprises. Le GAREF XV° est par ailleurs en France à peu près le seul Club à avoir cette possibilité grâce à l'aide technique et matérielle du Centre National d'Etudes des Télécommunications (C.N.E.T.).

L'aide de l'industrie privée reste malheureusement trop faible alors que:

prêt de matériel, usinages, aide scientifique, fourniture de composants ou d'appareils et subventions ne constituent pas un don mais un investissement rentable à moyen terme; le but du GAREF XV° est d'avoir une action de catalyseur dans la révélation des vocations scientifiques et le développement des facultés créatrices dans quelque domaine que ce soit: la fusée ne constituant que le support des expériences entreprises.

Le GAREF XV° peut donc incontestablement jouer un rôle important comme complément de l'enseignement qui est théorique et ne fait peu ou pas appel aux qualités humaines et intrinsèques de l'individu, ainsi que dans la révélation des vocations des jeunes.

#### Programme en cours:

Réalisation d'une station de réception mobile qui évitera les problèmes d'installation rencontrés lors du lancement d'AXOR II. Les essais de cette station seront fait par le lancement d'un ou plusieurs ballons sondes.

Etude aérodynamique d'un engin à deux étages entre Mach 0,8 et 1,2. Le tir est prévu pour 1974.



HELICOPTERE PARTICIPANT A LA RECUPERATION (Photo G.S.G.)



AXOR II SUR SA RAMPE DE LANCEMENT (Photo G.S.G.)

# SOMMAIRE

I . LE PROGRAMME AXOR II.....	7
Objectifs et présentation générale	9
Planning	10
La campagne de tir	11
II . LE VECTEUR .....	13
Le propulseur	15
Aérodynamique	16
Structure	17
III . L'EXPERIENCE AXOR II .....	19
Caractéristiques électriques	21
Trajectoire théorique	22
Tiroirs généraux	23
Mesures et résultats	33
Matériel au sol	43
Résultats généraux	50
IV . LE GAREF XV° .....	53
Historique	55
Rappel des expériences antérieures	56
Composition et recrutement	56
Structure	57
Financement	57
Les grandes options du GAREF XV°	59

ATTENTION NOUVELLE ADRESSE

2-3, Rue E. Levassor - 75013 PARIS - Tél. 580.16.13



GRUPE AMATEUR DE RÉALISATIONS ET D'ÉTUDES DE FUSÉES DU XV<sup>e</sup>

1, ~~cité Canrobert~~ PARIS XV<sup>e</sup>

CCP 37404 PARIS

55, RUE MATHURIN-REGNIER, 75015 PARIS

ATTENTION NOUVELLE ADRESSE