

# Le satellite ESRO I

Autor(en): **Phélizon, G. / Schneiter, H.**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Revue économique franco-suisse**

Band (Jahr): **47 (1967)**

Heft 2: **Recherche spatiale et industrie électronique**

PDF erstellt am: **08.07.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-887868>

## **Nutzungsbedingungen**

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern. Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

## **Haftungsausschluss**

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

# Le satellite ESRO I

par

**G. PHÉLIZON**

*Chef du service "Espace" du Laboratoire Central de Télécommunications, Paris*

**H. SCHNEITER**

*Ingénieur en Chef auprès de la Société Contraves S.A. Zurich*

Par sa participation au développement du satellite de recherche ESRO I, la Suisse a pour la première fois reçu l'occasion d'étendre son activité spatiale sur la réalisation des satellites.

Comme son nom l'indique, le but scientifique de ce satellite est l'étude de phénomènes ionosphériques de la région polaire nord et notamment de phénomènes liés aux aurores boréales. Sur ordre de l'Organisation Européenne de Recherche Spatiale, ce satellite est développé et fabriqué en coopération par une société française, une société suisse et une société belge, soit : le Laboratoire Central de Télécommunications à Paris, Contraves SA à Zurich et Bell Telephone Manufacturing Co. à Anvers.

Le Laboratoire Central de Télécommunications, qui est maître d'œuvre, est responsable pour l'intégration électronique et l'instrumentation, Contraves SA pour la structure, le bilan thermique et le système de stabilisation, Bell Telephone Manufacturing Co est chargé du développement de l'alimentation électrique.

Le satellite ESRO I sera lancé en automne 1967 à partir de la base de Vandenberg en Californie sur une orbite polaire de 275 kilomètres de périégée et de 1 500 kilomètres d'apogée. Le lancement sera effectué au moyen d'un engin SCOUT à 4 étages. Cet engin sera mis à dis-

position par les États-Unis qui ainsi donnent leur assistance à la recherche spatiale européenne.

Le nombre des expériences constituant la charge utile du satellite ESRO I est de huit; ces expériences sont réparties dans les trois catégories suivantes : photométrie aurorale, densité et température ioniques, énergie de particules, cette dernière étant divisée en cinq sous-groupes.

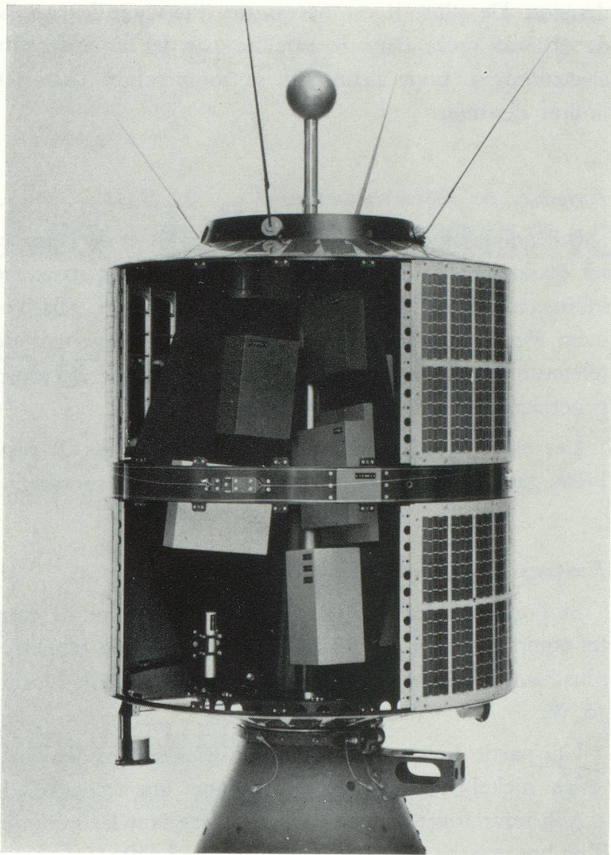
Toutes ces expériences sont préparées par des universités ou instituts de recherches situés dans les trois pays scandinaves et en Grande-Bretagne. Leur développement est financé par des budgets nationaux.

Parmi les expériences de mesure d'énergie de particules, certaines étudient la distribution angulaire par rapport à la direction du champ magnétique local; cela entraîne la nécessité de lier la direction de l'axe longitudinal du satellite à celle du champ local.

La stabilisation magnétique sera obtenue de façon passive en plaçant dans le satellite un aimant permanent parallèle à l'axe. Des barres de matériau ferromagnétique sont prévues pour assurer l'amortissement correct. Ce système passif de stabilisation nécessite que tout effet gyroscopique dû à la rotation du satellite autour de son axe soit supprimé.

Un système de yo-yo annulera la rotation introduite,





Vue interne d'ESRO-1.

lors du lancement, pour la stabilisation du quatrième étage SCOUT.

L'attitude du satellite par rapport au champ magnétique sera déterminée par un jeu de magnétomètres. Un dispositif de « senseurs d'aspect solaire » permettra de lever l'indétermination angulaire autour de l'axe principal du satellite.

Les mesures d'attitude, magnétiques et solaires, ainsi que les résultats de mesures scientifiques, seront stockés sur un enregistreur magnétique pendant la durée d'une orbite. Sur ordre d'une station au sol, les données stockées seront lues et transmises à l'enregistreur de cette station.

Pour les équipements de communications, l'ESRO a prévu des contrats séparés : C.F.T.H. pour la télécommande, S.A.T. pour la télémessure.

#### *Exigences du véhicule de lancement*

Pour l'orbite choisie, le véhicule SCOUT permet une charge utile maximale de 80,3 kg comprenant 11 kilogrammes pour le mécanisme de séparation. La masse maximale admissible pour le satellite est par conséquent

69,3 kg, ce qui représente une des exigences les plus difficiles à satisfaire.

La forme extérieure du satellite est limitée par les dimensions internes de la coiffe.

Les conditions d'environnement pendant le lancement et l'injection sont très complexes tant en accélération qu'en vibration; les niveaux d'essais du prototype pour les contraintes principales sont :

- accélération axiale de 40 grammes,
- vibration axiale de 21 grammes dans la gamme 500 / 2 000 hertz.

Un autre problème est le rayonnement calorifique de la coiffe dont la température intérieure monte à environ 200 °C pendant la phase atmosphérique du lancement.

Les forces latérales et tangentielles pendant la mise en rotation, avant l'allumage du quatrième étage, et pendant le ralentissement du satellite, après la séparation, doivent également être prises en considération.

#### *Exigences scientifiques*

Les équipements scientifiques, qui comprennent plusieurs senseurs et leur électronique associée, ont une masse totale de 17 kilogrammes, ce qui correspond à 25 % de la masse totale du satellite.

Tous les senseurs doivent être disposés avec des axes de visée bien définis par rapport à l'axe du satellite. Trois senseurs doivent être placés sur des mâts à une certaine distance du satellite.

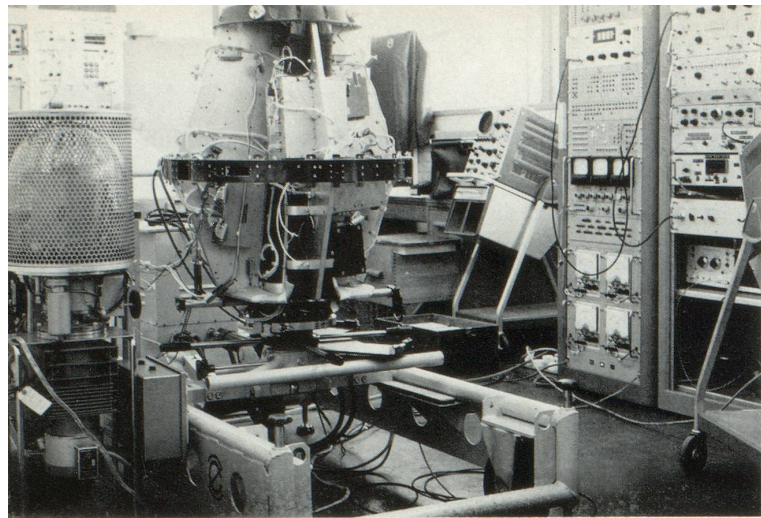
Ils demandent une surface électriquement conductrice de 0,6 m<sup>2</sup> pour l'équilibre électrostatique. Un point important est la gamme de température admissible de -10 à +30 °C pour les senseurs. Comme indiqué précédemment, les expériences demandent que le satellite soit stabilisé le long des lignes du champ magnétique terrestre. Près de certains des senseurs, le champ magnétique dû à l'aimant de stabilisation doit cependant rester inférieur à 0,1 gauss, ce qui suppose que chacun de ces senseurs et l'aimant sont éloignés l'un de l'autre.

#### *Exigences de stabilisation*

La puissance de l'aimant permanent doit concilier un certain nombre d'exigences contradictoires. Elle doit être suffisamment grande pour la stabilisation mais suffisamment faible pour ne pas interférer avec les mesures scientifiques. Pour rendre le moment magnétique nécessaire aussi faible que possible, il est par conséquent important de minimiser les moments d'inertie du satellite autour des axes transverses.

Une autre exigence concernant les moments d'inertie





Essais électriques avec le prototype ESRO-1.

est liée à la réduction des couples dus au gradient de gravité : la différence entre le moment d'inertie autour de l'axe de roulis et les moments d'inertie transverses doit être plus petite que  $2 \text{ kg/m}^2$ .

D'autres couples de perturbation tels que ceux causés par traînage aérodynamique peuvent être limités en choisissant une forme extérieure du satellite plus ou moins symétrique et en rapprochant le centre de gravité du centre géométrique. Enfin, le volume et l'emplacement des barreaux d'amortissement et des autres matériaux ferromagnétiques existant dans les batteries, les écrans magnétiques, etc., sont à prendre en considération. Leur moment magnétique n'est pas constant et par conséquent risque d'affecter la précision de la stabilisation et celle des mesures d'attitude par magnétomètres.

#### *Exigences thermiques*

Le contrôle thermique du satellite doit être obtenu par des moyens passifs c'est-à-dire, d'une part, par le choix de traitements de surface appropriés pour les radiations thermiques et, d'autre part, par le choix de matériaux ayant les caractéristiques de conduction thermique désirées. Les conditions d'irradiation thermique varieront considérablement pendant la vie du satellite, en raison du mouvement de la Terre autour du Soleil, le plan orbital restant parallèle à sa position initiale. Le satellite sera illuminé sur la totalité de l'orbite parcourue pendant certaines périodes de l'année; il restera dans l'ombre durant 40 % du parcours.

Puisque le satellite n'aura pas de rotation, la même face verra le soleil pendant plusieurs semaines, ce qui nécessite un bon échange thermique par radiation et conduction entre le côté chaud et le côté froid. Cela est particulièrement important pour les cellules solaires dont la température doit être maintenue en-dessous de  $60^{\circ}$  pour un bon ren-

dement. De plus, il est nécessaire d'évacuer les 30 W de chaleur créés dans le satellite par les équipements électroniques pour maintenir sa température dans les limites désirées.

#### *Exigences des télécommunications*

Indépendamment des exigences de poids et de volume, les équipements de communication affectent la structure indirectement par leur dissipation de puissance relativement élevée. L'enregistreur magnétique et l'émetteur de télémesure mettent en jeu de charges de pointe et seront généralement utilisés dans l'ombre.

Les exigences des antennes ne présentent pas de problème particulier pour la conception de la structure.

#### *Exigences dues aux sources d'énergie*

Si l'on considère les demandes de puissance de tous les équipements et les conditions d'illumination rappelées plus haut, le générateur solaire doit être capable de fournir 30 W.

Une partie de cette puissance sera stockée dans deux batteries nickel-cadmium ayant chacune une capacité de 3 A/h pour fournir de la puissance pendant les périodes d'ombre et pour absorber les charges de pointe. En raison du mouvement du satellite, au cours de sa vie, n'importe laquelle de ses faces peut être exposée au soleil et par conséquent les cellules solaires doivent être réparties sur la surface entière.

En vue de diminuer le nombre de cellules solaires, la géométrie extérieure doit conduire à un coefficient d'aspect élevé. Pour un coefficient d'aspect de 0.23 et tenant compte d'une certaine détérioration pendant la vie, le nombre de cellules nécessaires est de l'ordre de 7 000.

Extrait d'un article publié dans la revue « *Sciences et Industries Spatiales*, 3/4, 1966 ».

Essais thermiques dans une chambre à vide.

