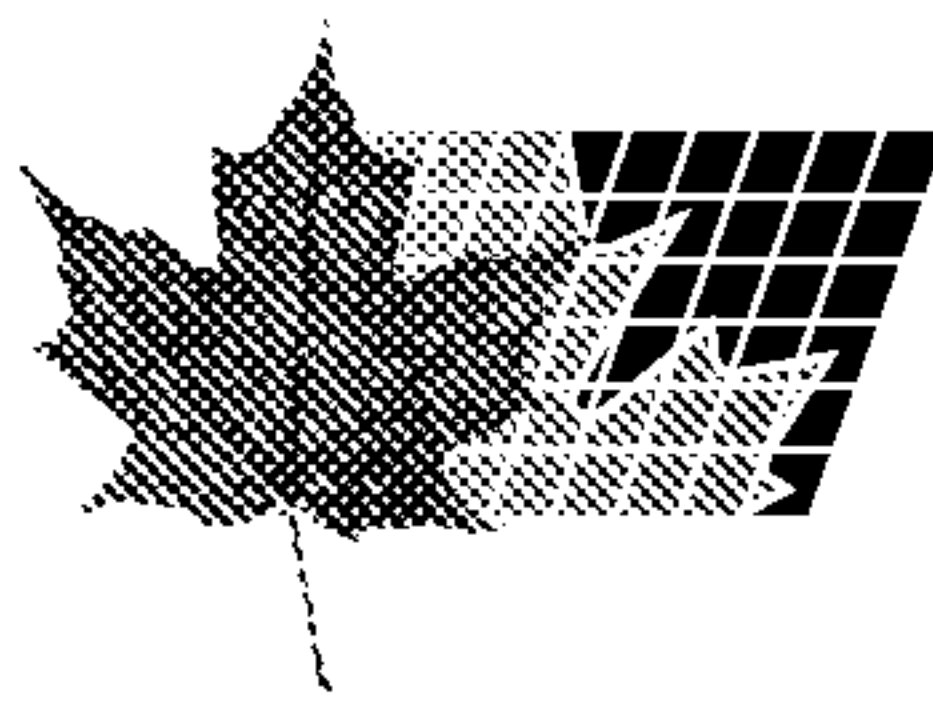
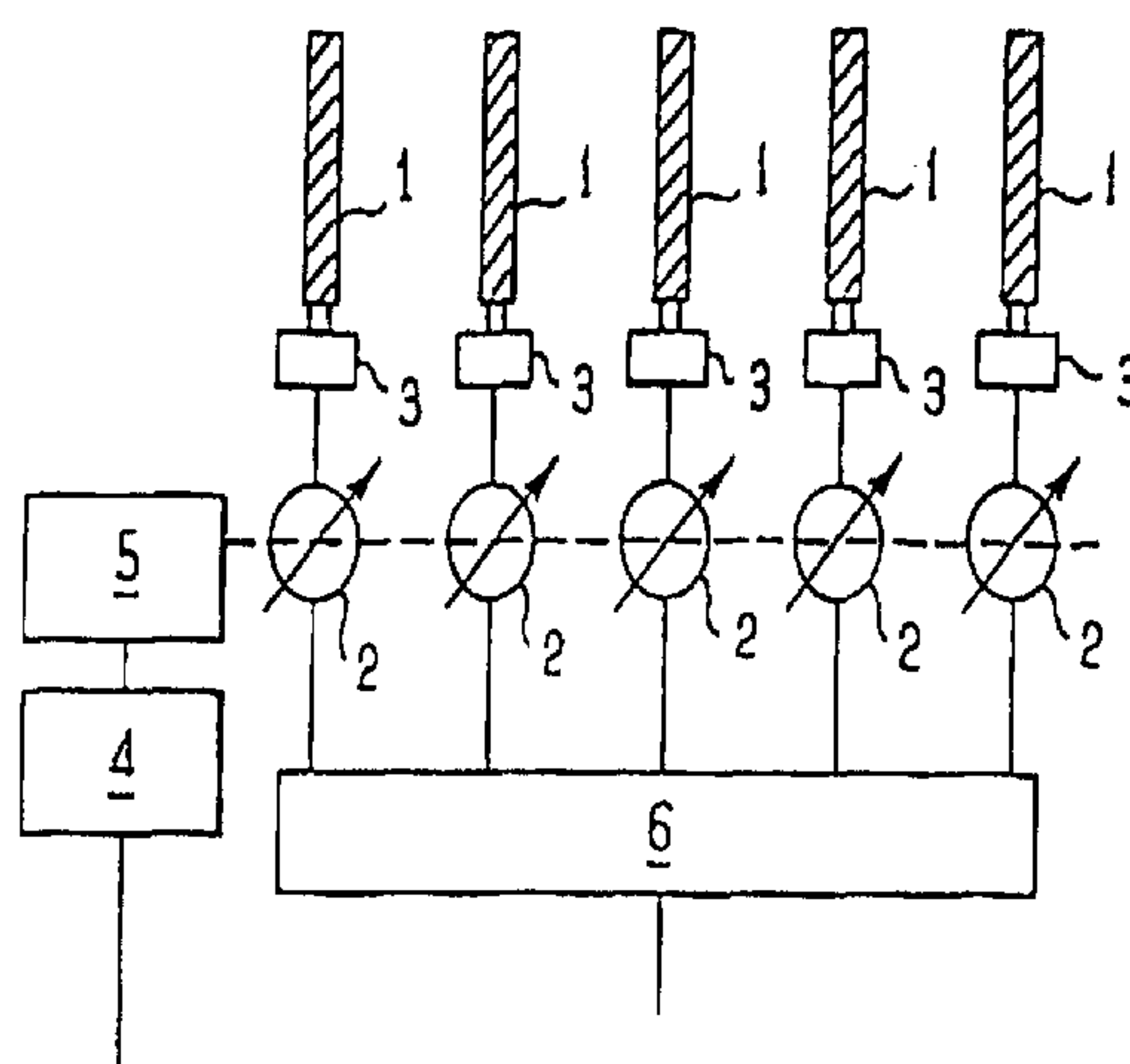




(72) DIEZ, HUBERT, FR
(71) CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES, FR
(51) Int.Cl.⁶ H01Q 21/06, H01Q 3/30, H01Q 11/08
(30) 1997/03/17 (97/03250) FR
(54) **ANTENNE POUR SATELLITE A DEFILEMENT**
(54) **ANTENNA FOR ORBITING SATELLITE**



(57) Antenne pour la retransmission au sol d'images collectées par des instruments de prise de vue d'un satellite à défilement, caractérisée en ce qu'elle comporte une pluralité d'antennes élémentaires de rayonnement (1) du type présentant une pluralité de brins répartis régulièrement en hélice autour d'une même génératrice de révolution ainsi que des moyens d'alimentation équiamplitude des différents brins, en ce que ces différentes antennes élémentaires sont alignées et en ce que le plan dans lequel ces différentes antennes élémentaires sont réparties est destiné, lorsque le satellite est en orbite, à être perpendiculaire à la direction du vecteur vitesse du satellite et en ce qu'elle comporte également des moyens (2) de déphasage de l'alimentation de ces différentes antennes élémentaires qui sont aptes à réaliser un dépointage électronique du faisceau allongé généré par lesdites antennes élémentaires.

(57) The invention concerns an antenna for retransmitting to the ground images produced by an orbiting satellite imaging instruments, characterised in that it comprises a plurality of elementary radiating antennae (1) with a plurality of cords regularly distributed in helix about a common rotation generator and means for supplying the various cords with power of equal amplitude The invention is characterised in that these various elementary antennae are aligned and the plane wherein these various elementary antennae are distributed is designed, when the satellite is in orbit, to be perpendicular to the direction of the satellite speed vector and the antenna also comprises means (2) for shifting the phase of the power supply to these various elementary antennae which are capable of electronically defocusing the elongated beam generated by said elementary antennae.

PCTORGANISATION MONDIALE DE LA PROPRIÉTÉ INTELLECTUELLE
Bureau international

DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITE DE COOPERATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(51) Classification internationale des brevets ⁶ : H01Q 21/06, 11/08, 3/30	A1	(11) Numéro de publication internationale: WO 98/42042 (43) Date de publication internationale: 24 septembre 1998 (24.09.98)
--	----	--

(21) Numéro de la demande internationale: PCT/FR98/00535

(22) Date de dépôt international: 17 mars 1998 (17.03.98)

(30) Données relatives à la priorité:
97/03250 17 mars 1997 (17.03.97) FR

(71) Déposant (pour tous les Etats désignés sauf US): CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES [FR/FR]; 2, place Maurice Quentin, F-75001 Paris (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (US seulement): DIEZ, Hubert [FR/FR]; 8, rue du Bocage, F-31490 Leguevin (FR).

(74) Mandataires: MARTIN, Jean-Jacques etc.; Cabinet Regimbeau, 26, avenue Kléber, F-75116 Paris (FR).

(81) Etats désignés: CA, JP, US, brevet européen (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE).

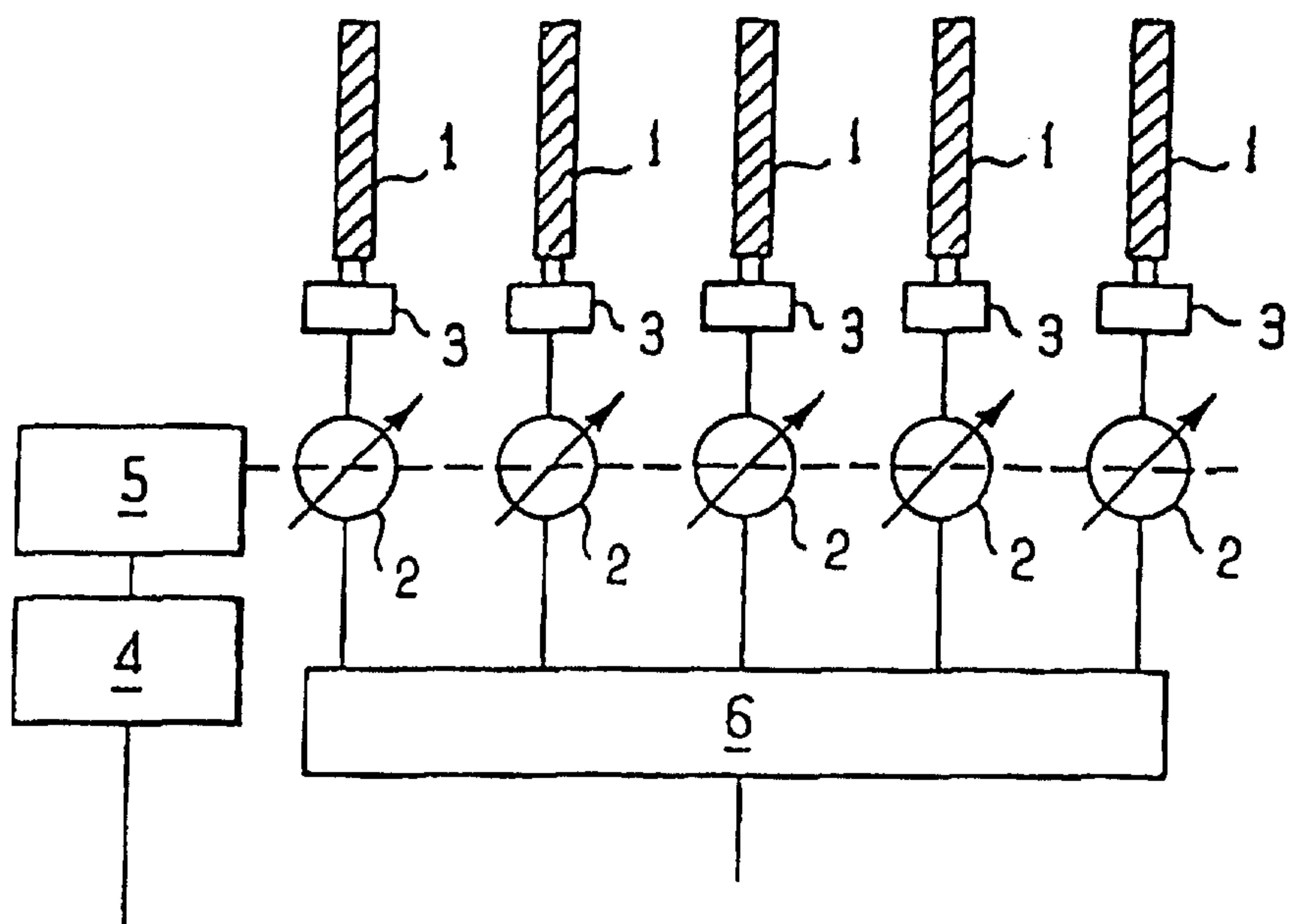
Publiée*Avec rapport de recherche internationale.*

(54) Title: ANTENNA FOR ORBITING SATELLITE

(54) Titre: ANTENNE POUR SATELLITE A DEFILEMENT

(57) Abstract

The invention concerns an antenna for re-transmitting to the ground images produced by an orbiting satellite imaging instruments, characterised in that it comprises a plurality of elementary radiating antennae (1) with a plurality of cords regularly distributed in helix about a common rotation generator and means for supplying the various cords with power of equal amplitude. The invention is characterised in that these various elementary antennae are aligned and the plane wherein these various elementary antennae are distributed is designed, when the satellite is in orbit, to be perpendicular to the direction of the satellite speed vector and the antenna also comprises means (2) for shifting the phase of the power supply to these various elementary antennae which are capable of electronically defocusing the elongated beam generated by said elementary antennae.



(57) Abrégé

Antenne pour la retransmission au sol d'images collectées par des instruments de prise de vue d'un satellite à défilement, caractérisée en ce qu'elle comporte une pluralité d'antennes élémentaires de rayonnement (1) du type présentant une pluralité de brins répartis régulièrement en hélice autour d'une même génératrice de révolution ainsi que des moyens d'alimentation équi-amplitude des différents brins, en ce que ces différentes antennes élémentaires sont alignées et en ce que le plan dans lequel ces différentes antennes élémentaires sont réparties est destiné, lorsque le satellite est en orbite, à être perpendiculaire à la direction du vecteur vitesse du satellite et en ce qu'elle comporte également des moyens (2) de déphasage de l'alimentation de ces différentes antennes élémentaires qui sont aptes à réaliser un dépointage électronique du faisceau allongé généré par lesdites antennes élémentaires.

UNIQUEMENT A TITRE D'INFORMATION

Codes utilisés pour identifier les Etats parties au PCT, sur les pages de couverture des brochures publiant des demandes internationales en vertu du PCT.

AL	Albanie	ES	Espagne	LS	Lesotho	SI	Slovénie
AM	Arménie	FI	Finlande	LT	Lituanie	SK	Slovaquie
AT	Autriche	FR	France	LU	Luxembourg	SN	Sénégal
AU	Australie	GA	Gabon	LV	Lettonie	SZ	Swaziland
AZ	Azerbaïdjan	GB	Royaume-Uni	MC	Monaco	TD	Tchad
BA	Bosnie-Herzégovine	GE	Géorgie	MD	République de Moldova	TG	Togo
BB	Barbade	GH	Ghana	MG	Madagascar	TJ	Tadjikistan
BE	Belgique	GN	Guinée	MK	Ex-République yougoslave de Macédoine	TM	Turkménistan
BF	Burkina Faso	GR	Grèce	ML	Mali	TR	Turquie
BG	Bulgarie	HU	Hongrie	MN	Mongolie	TT	Trinité-et-Tobago
BJ	Bénin	IE	Irlande	MR	Mauritanie	UA	Ukraine
BR	Brésil	IL	Israël	MW	Malawi	UG	Ouganda
BY	Bélarus	IS	Islande	MX	Mexique	US	Etats-Unis d'Amérique
CA	Canada	IT	Italie	NE	Niger	UZ	Ouzbékistan
CF	République centrafricaine	JP	Japon	NL	Pays-Bas	VN	Viet Nam
CG	Congo	KE	Kenya	NO	Norvège	YU	Yougoslavie
CH	Suisse	KG	Kirghizistan	NZ	Nouvelle-Zélande	ZW	Zimbabwe
CI	Côte d'Ivoire	KP	République populaire démocratique de Corée	PL	Pologne		
CM	Cameroun	KR	République de Corée	PT	Portugal		
CN	Chine	KZ	Kazakhstan	RO	Roumanie		
CU	Cuba	LC	Sainte-Lucie	RU	Fédération de Russie		
CZ	République tchèque	LI	Liechtenstein	SD	Soudan		
DE	Allemagne	LK	Sri Lanka	SE	Suède		
DK	Danemark	LR	Libéria	SG	Singapour		
EE	Estonie						

ANTENNE POUR SATELLITE A DEFILEMENT

La présente invention est relative aux antennes pour satellites à défilement.

5 A ce jour, les antennes utilisées par les satellites à défilement sont soit des antennes de type omnidirectionnel (SPOT, ERS, etc) soit de type directif pointable (LANDSAT, etc).

10 Dans ce dernier cas, le faisceau est gaussien et le balayage est réalisé à l'aide d'un mécanisme de pointage, l'antenne se comportant quant à elle comme un réflecteur parabolique centré de conception classique.

15 Un but de l'invention est de proposer une antenne pour satellite à défilement qui ne nécessite aucun mécanisme de pointage, qui présente un gain supérieur aux antennes omnidirectionnelles et qui est peu encombrante et d'un faible coût.

20 A cet effet, l'invention propose une antenne pour la retransmission au sol d'images collectées par des instruments de prise de vue d'un satellite à défilement, caractérisée en ce qu'elle comporte une pluralité d'antennes élémentaires de rayonnement du type présentant une pluralité de brins répartis régulièrement en hélice autour d'une même génératrice de révolution
25 ainsi que des moyens d'alimentation équiper-amplitude des différents brins, en ce que ces différentes antennes élémentaires sont alignées et en ce que le plan dans lequel ces différentes antennes élémentaires sont réparties est destiné, lorsque le satellite est en orbite, à être perpendiculaire à la direction du vecteur
30 vitesse du satellite et en ce qu'elle comporte des moyens de déphasage de l'alimentation de ces différentes antennes élémentaires qui sont aptes à réaliser un dépointage électronique du faisceau allongé généré par
35 lesdites antennes élémentaires.

On notera qu'avec une telle répartition d'antennes élémentaires à diagramme formé, le faisceau

d'émission réalisé est un faisceau de type elliptique ("fan beams" selon la terminologie anglo-saxonne) qui s'étend dans une direction parallèle à celle du vecteur vitesse du satellite.

5 Le dépointage de ce faisceau sur une longitude donnée permet d'atteindre, pendant tout le temps de passage d'un satellite, une station se trouvant à cette longitude, et ce sans avoir besoin de modifier ce dépointage au fur et à mesure que le satellite avance.

10 On comprend qu'une telle structure d'antenne ne nécessite pas une électronique compliquée et permet des hauts débits de transmission.

Cette antenne est avantageusement complétée par les différentes caractéristiques suivantes prises seules
15 ou selon toutes leurs combinaisons possibles :

- le nombre d'éléments rayonnants élémentaires est égal ou supérieur à cinq ;

- les éléments rayonnants élémentaires sont décalés les uns par rapport aux autres avec un pas
20 choisi de façon à éviter les lobes de réseaux ;

- pour une fréquence d'émission à 8000 MHz, le pas entre deux antennes élémentaires est de l'ordre de 19 mm ;

- les moyens de déphasage sont codés sur 3 à 8-
25 bits ;

- les moyens de déphasage sont du type à ferrite.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention ressortiront encore de la description qui
30 suit. Cette description est purement illustrative et non limitative. Elle doit être lue en regard des dessins annexés sur lesquels :

- la figure 1 est une représentation schématique illustrant une antenne conforme à un mode de réalisation
35 de l'invention ;

- la figure 2 est un graphe sur lequel on a porté le diagramme d'un élément rayonnant élémentaire de l'antenne de la figure 1 ;

- les figures 3 à 6 illustrent différents diagrammes de couvertures obtenus avec l'antenne de la figure 1.

L'antenne illustrée sur la figure 1 comporte une pluralité d'éléments rayonnants élémentaires référencés par 1.

Ces éléments rayonnants élémentaires 1 comportent chacun une pluralité de brins hélicoïdaux répartis régulièrement autour d'une même génératrice de révolution. La génératrice est par exemple conique ou cylindrique. Ces brins sont alimentés de façon équiamplitude.

Par exemple, ces brins sont au nombre de quatre et définissent quatre hélices identiques, décalées de $\pi/2$ les unes par rapport aux autres. Ces quatre brins sont avantageusement alimentés en quadrature de phase.

Le diagramme angulaire de rayonnement d'un tel élément rayonnant élémentaire est du type de celui illustré sur la figure 2.

Ce diagramme correspond au diagramme obtenu pour une hauteur axiale d'élément rayonnant de 0,050 m, un rayon de base de 0,018 m, ainsi qu'une fréquence d'émission de 8000 MHz. Il est rapporté à une sphère de mesure de 10 m de diamètre.

On notera que les éléments rayonnants élémentaires à plusieurs brins en hélice présentent, comme on le verra plus loin, l'avantage de présenter plus de gains à 50° qu'à 0° et donc de permettre de compenser les pertes de dépointage.

Les éléments rayonnants élémentaires 1 sont répartis en ligne dans un plan perpendiculaire à la direction du vecteur vitesse.

Ils sont disposés de façon que leurs axes soient parallèles, dans un même plan et espacés régulièrement.

Le pas entre lesdits éléments rayonnants 1 est par exemple de 19 mm pour une fréquence d'émission de 8000 MHz, ce qui permet de ne pas avoir de lobes de réseau.

De façon plus générale, le pas d du réseau est tel que

$$d < \lambda / (1 + \sin \theta)$$

où λ est la longueur d'onde du rayonnement, et θ le dépointage maximal souhaité.

Les éléments rayonnants 1 sont alimentés via des déphaseurs 2 de type à ferrite et des coupleurs 3, par un répartiteur de puissance 6 (en l'occurrence 1:5), qui est par exemple de type guide d'onde.

Les déphaseurs 2 sont commandés par une unité 4, qui est le calculateur de bord du satellite, à laquelle ils sont reliés par une électronique de commande 5.

L'utilisation des déphaseurs de type à ferrite présente l'avantage de permettre de conserver toujours le même dépointage. La consommation de l'électronique de commande est alors limitée.

Les déphasages imposés aux différents éléments rayonnants 1 permettent de réaliser les dépointages souhaités, et ce jusqu'à $\pm 62^\circ$.

Le choix pour les éléments rayonnants 1 d'une structure à hélice permet de disposer d'un gain à 50° supérieur de 2 dB au gain présenté à 0° (hors terme de compensation de différence d'atténuation d'espace -62° lever satellite par rapport au zénith) et donc de compenser naturellement les pertes de dépointage.

Le nombre optimal d'élément rayonnant élémentaire variera de cinq à douze en fonction des besoins de la mission.

Les déphaseurs 2 présentent par exemple des pas de quantification de $22,5^\circ$ et sont codés sur 4 bits.

Les faisceaux générés par une telle antenne sont elliptiques (grand axe des ellipses parallèle à la trace du satellite).

On a illustré sur la figure 3 la couverture obtenue avec l'antenne qui vient d'être décrite, dans le cas d'un déphasage nul entre les différents éléments rayonnants 1.

Il n'y a alors pas de dépointage et la directivité maximale de l'antenne est de 11,55 dB.

Sur la figure 4, on a représenté la couverture obtenue dans le cas de déphasages respectivement d'un élément rayonnant d'extrémité 1 à l'autre de 90° , 45° , 0° , -45° et -90° .

Le diagramme est alors dépointé de $+18^\circ$. La directivité est 11,52 dB.

Sur la figure 5, on a illustré la couverture obtenue dans le cas d'un déphasage respectivement de 180° , 90° , 0° , -90° , -180° .

Le dépointage est alors de 32° , la directivité de 11,49 dB.

Sur la figure 6, enfin, on a représenté la couverture obtenue respectivement pour des déphasages de 270° , 135° , 0° , -135° et -270° .

Le dépointage obtenu est de 48° , la directivité maximale de 11,45 dB.

Sur ces différentes figures 3 à 6, les cercles représentés en traits pointillés correspondent aux cercles de visibilité respectivement à $\pm 60^\circ$ et $\pm 65^\circ$.

On note que, d'un diagramme à l'autre, la directivité maximale n'évolue que très peu (11,54 dB à 11,45dB).

La directivité obtenue à 65° est supérieure à 9-dB, soit un gain supérieur à 7,5 dB si l'on considère des pertes de 0,5 dB sur les répartiteurs, de 0,5 dB pour les déphaseurs, de 0,25 dB au niveau de la connectique et de 0,25 dB au niveau de l'alimentation.

L'antenne à dépointage qui vient d'être décrite permet des débits de retransmission au sol importants et permet des retransmissions d'images Haute résolution.

La commutation du faisceau s'effectue préférentiellement avant passage, de façon à éviter les problèmes de saut de phase sur la couverture générée.

5 Dans le cas où le diagramme antenne ne compense pas l'atténuation d'espace, on peut envisager des changements de vitesse de transmission pour utiliser au mieux les gains de l'antenne dans les zones proches du passage au zénith.

10 L'antenne à dépointage qui vient d'être décrite présente l'avantage d'être d'un faible coût et surtout d'un faible encombrement. L'encombrement de la partie rayonnante est de 90mm en longueur, de 5 mm en largeur et de 50 mm en hauteur.

15 Avantageusement encore, l'antenne comporte plusieurs antennes en ligne du type qui vient d'être décrit et des moyens de commutation permettant de basculer d'une antenne en ligne à une autre en fonction des mouvements du satellite, et notamment de ses mouvements de roulis.

20 En variante, l'antenne comporte des moyens de motorisation qui permettent de modifier l'orientation de la (ou des) ligne(s) d'éléments rayonnants élémentaires pour compenser les mouvements potentiels du satellite, notamment ses mouvements de roulis.

N 17 05 99

REVENDICATIONS

1. Système comportant un satellite à défilement et une antenne pour la retransmission au sol d'images collectées par des instruments de prise de vue dudit satellite, caractérisé en ce que ladite antenne comporte une pluralité d'antennes élémentaires de rayonnement (1) du type présentant une pluralité de brins répartis régulièrement en hélice autour d'une même génératrice de révolution ainsi que des moyens d'alimentation équiamplitude des différents brins, en ce que les axes des différentes antennes élémentaires sont parallèles et sont alignés dans un même plan dans lequel ils sont espacés régulièrement, en ce que le plan dans lequel ces différentes antennes élémentaires sont réparties est destiné, lorsque le satellite est en orbite, à être perpendiculaire à la direction du vecteur vitesse du satellite et en ce que l'antenne comporte également des moyens (2) de déphasage de l'alimentation de ces différentes antennes élémentaires qui sont aptes à réaliser un dépointage électronique du faisceau allongé généré par lesdites antennes élémentaires.

2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que le nombre d'éléments rayonnants élémentaires (1) est égal ou supérieur à cinq.

3. Système selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les éléments rayonnants élémentaires (1) sont décalés les uns par rapport aux autres avec un pas choisi de façon à éviter les lobes de réseaux.

4. Système selon la revendication 3, caractérisé en ce que, pour une fréquence d'émission de 8000 MHz, le pas entre deux éléments rayonnants élémentaires est de l'ordre de 19 mm.

5. Système selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les moyens de déphasage sont codés sur trois à huit bits.

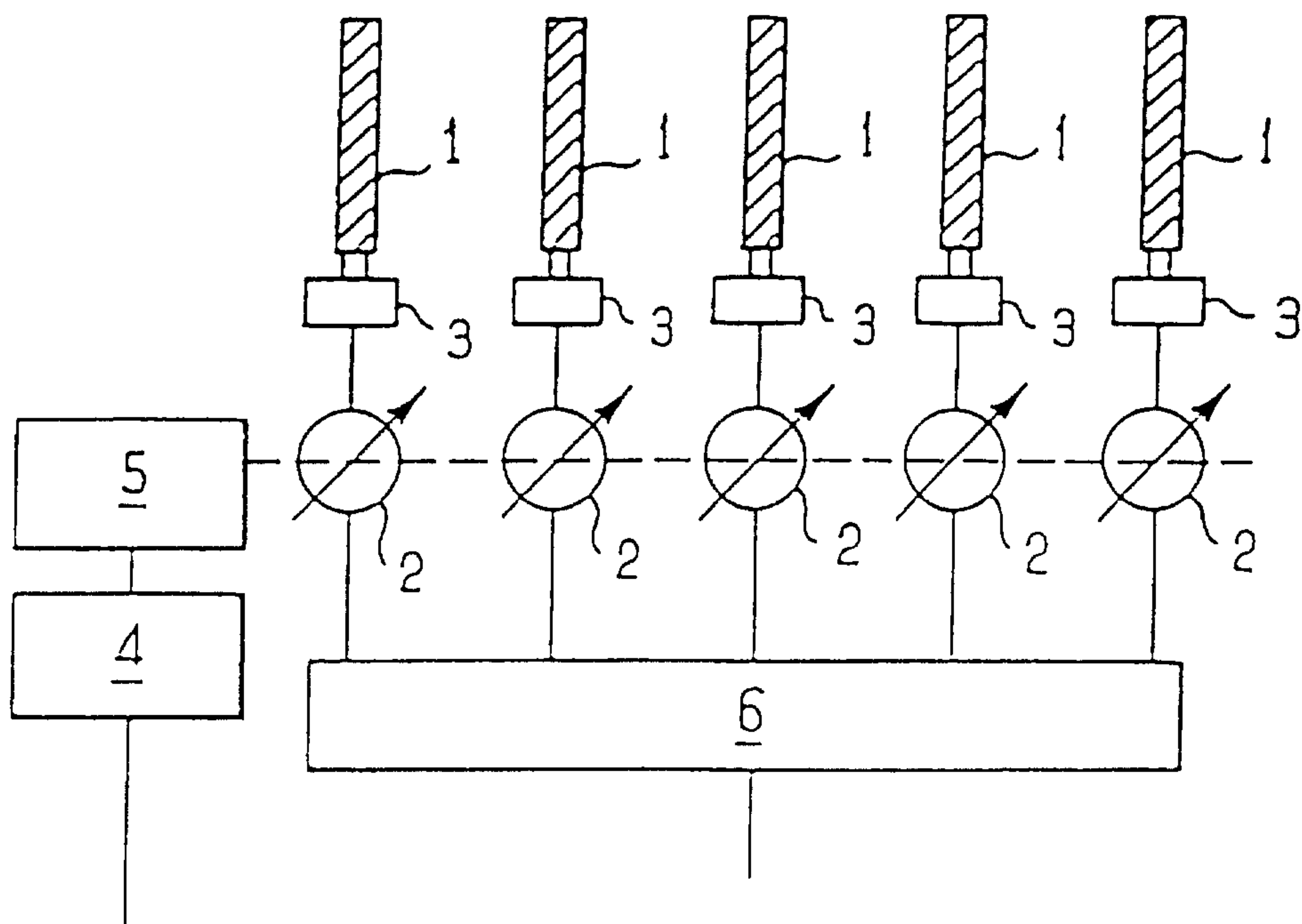
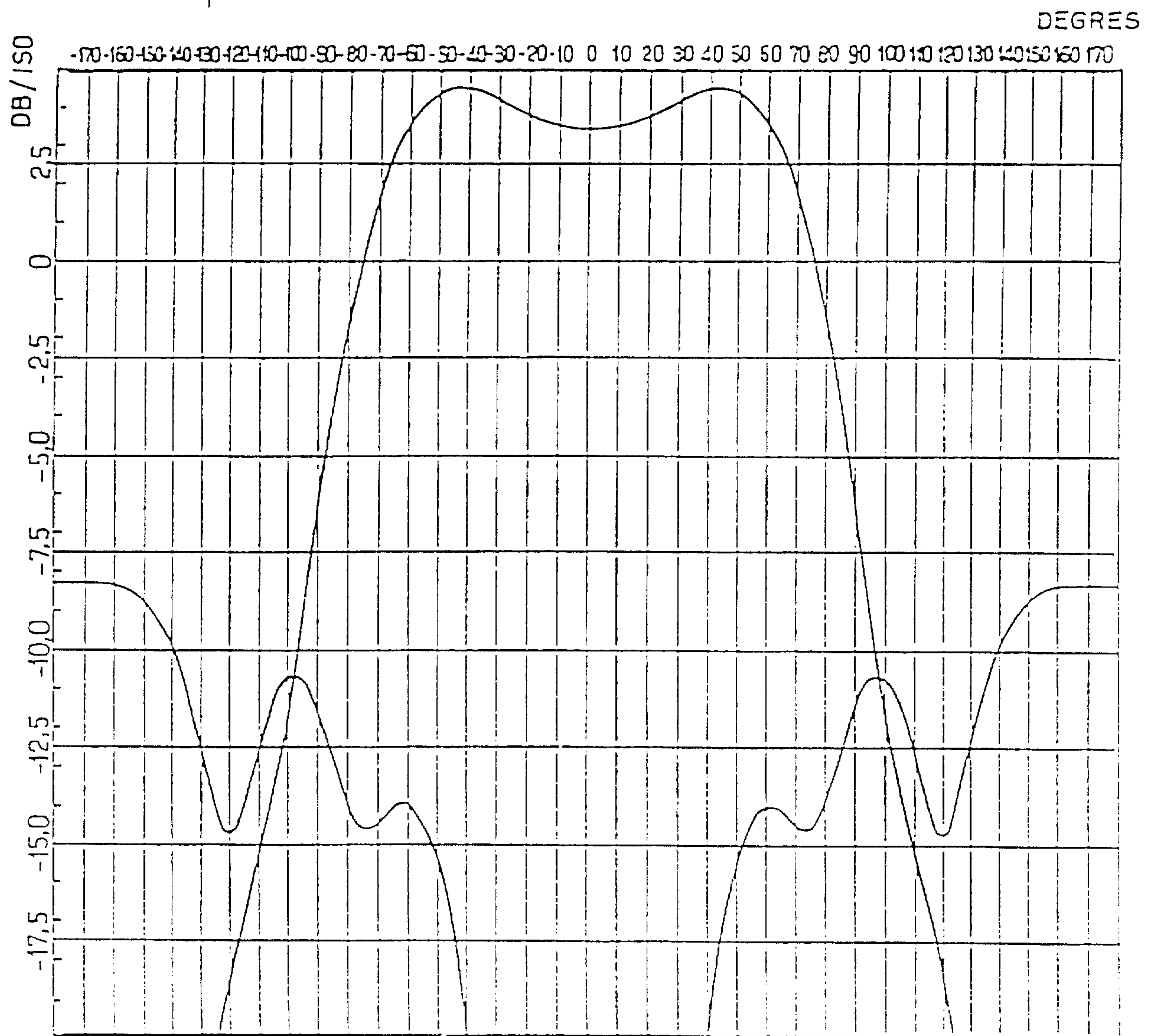
N° 17.05.99

6. Système selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que les moyens de déphasage (2) sont du type à ferrite.

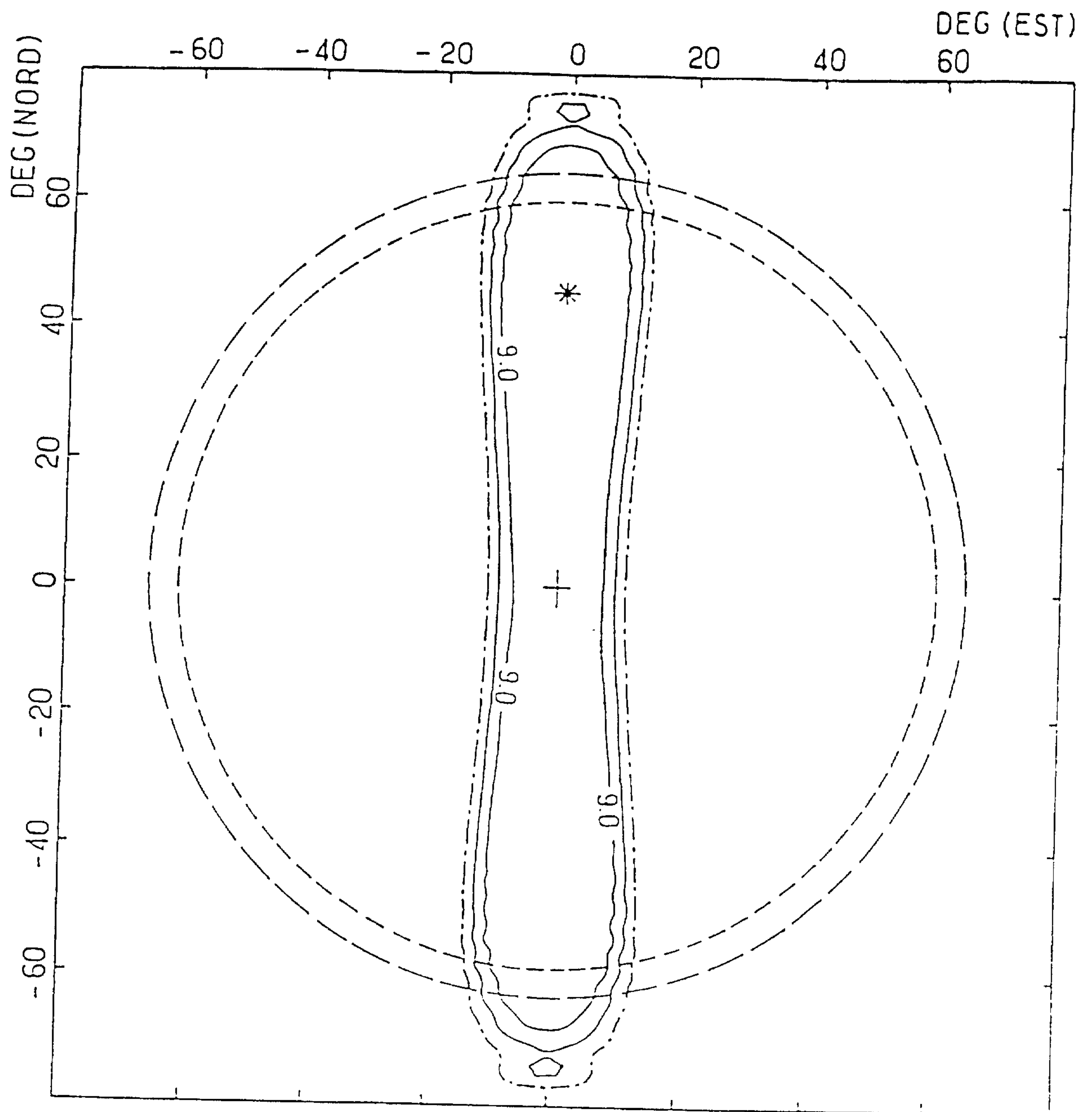
5 7. Système caractérisé en ce que l'antenne comporte plusieurs antennes en ligne selon l'une des revendications précédentes et des moyens de commutation permettant de basculer d'une antenne en ligne à une autre en fonction des mouvements du satellite, et notamment de ses mouvements de roulis.

10 8. Système selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que l'antenne comporte des moyens de motorisation qui permettent de modifier l'orientation de la (ou des) ligne(s) d'éléments rayonnants élémentaires pour compenser les mouvements potentiels du satellite,
15 notamment ses mouvements de roulis.

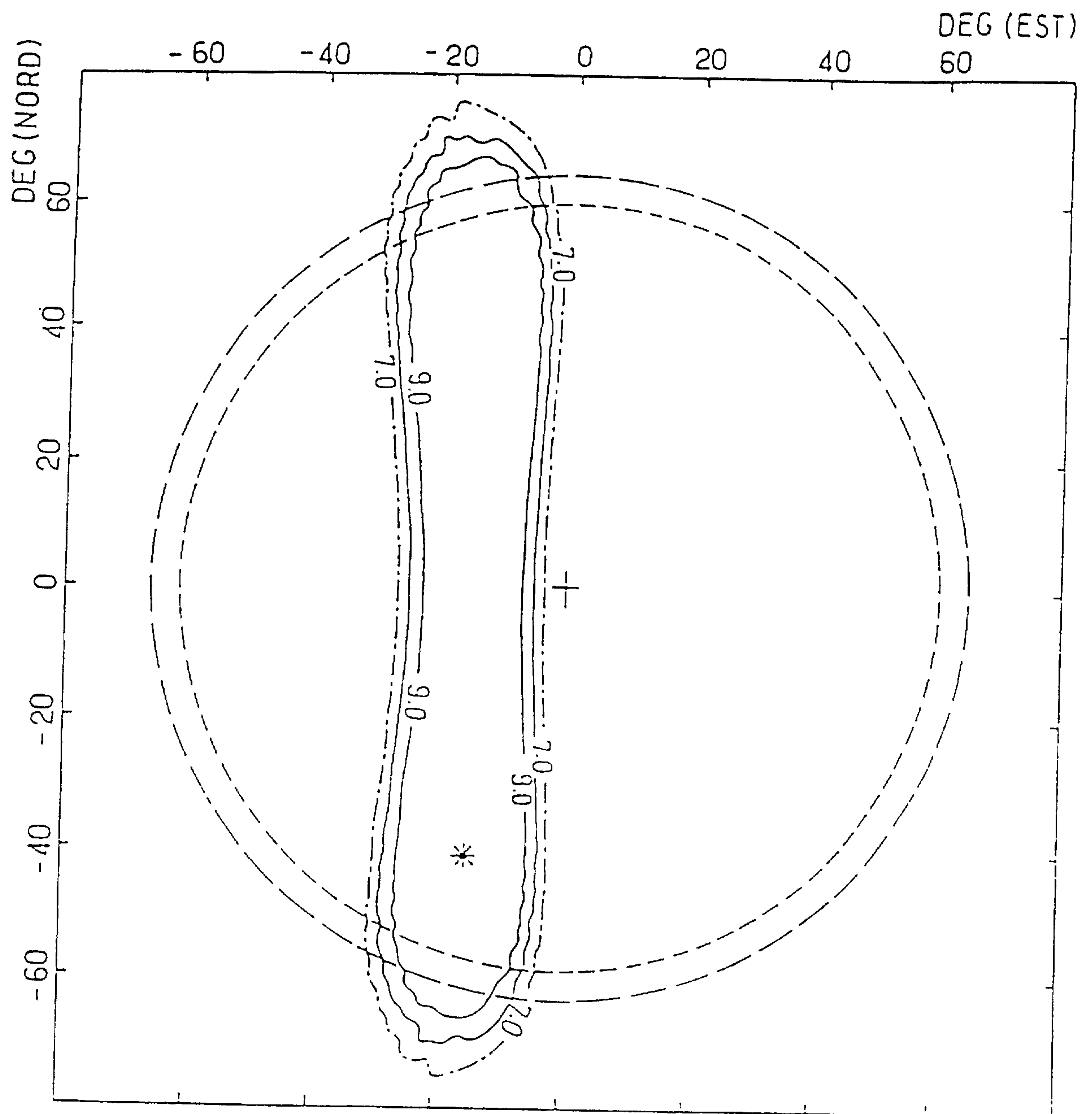
1 / 5

FIG. 1FIG. 2

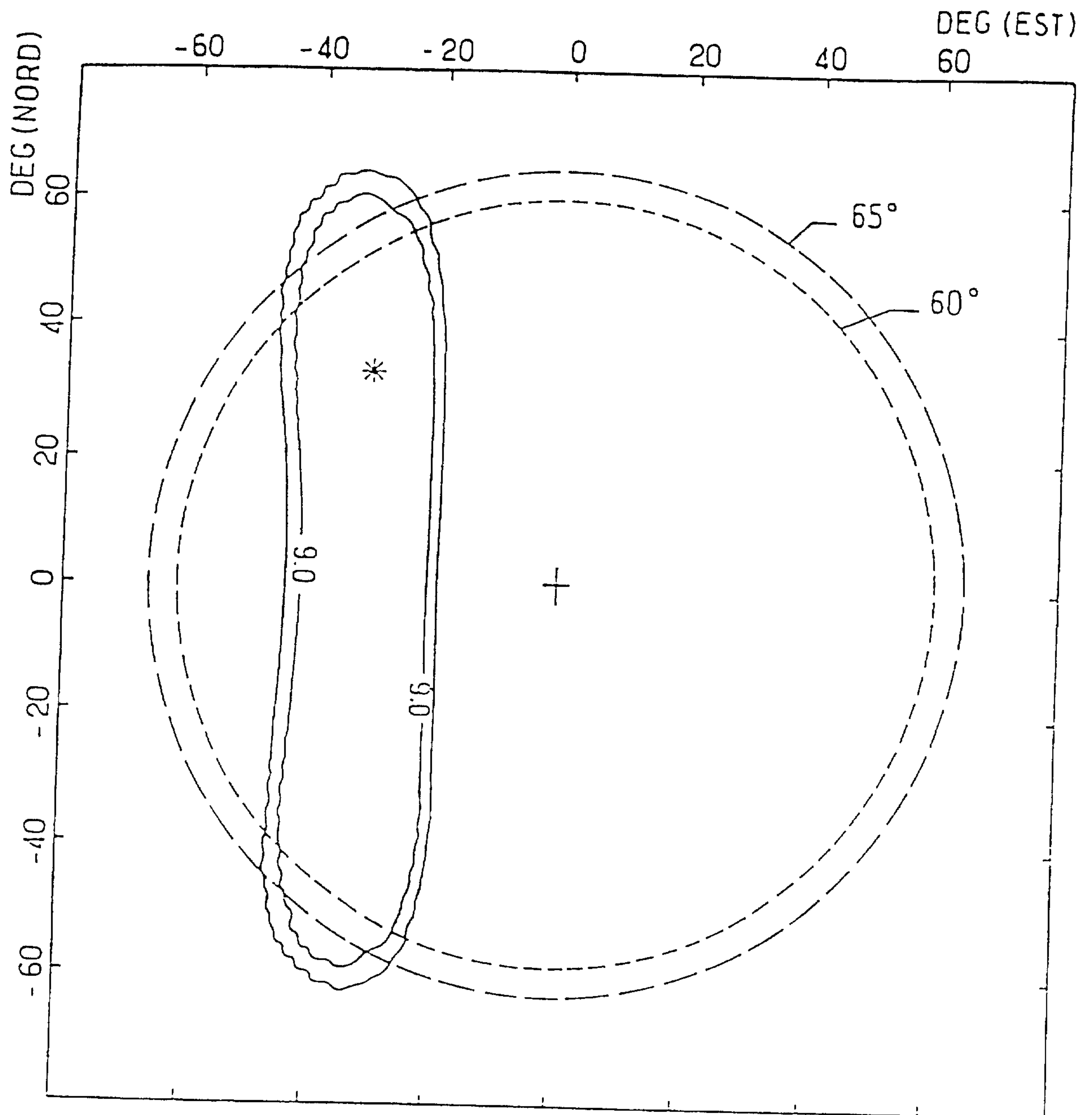
2 / 5

FIG. 3

3 / 5

FIG. 4

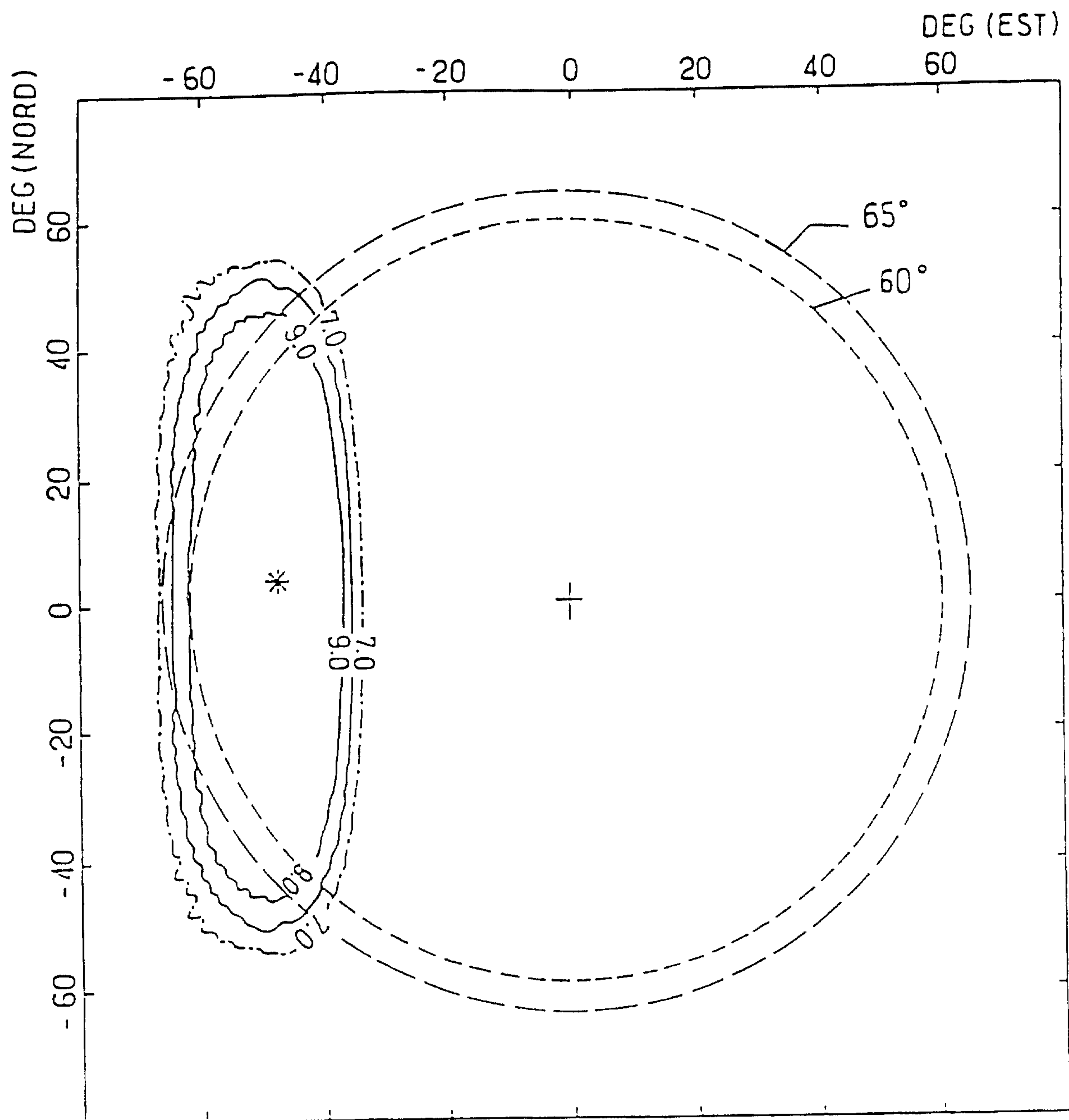
4 / 5

FIG. 5

WO 98/42042

PCT/FR98/00535

5 / 5

FIG. 6