



Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets



(11) EP 0 692 839 A1

(12) **EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

(43) Veröffentlichungstag:
17.01.1996 Patentblatt 1996/03

(51) Int. Cl.⁶: H01Q 1/28, H01Q 1/08

(21) Anmeldenummer: 95110398.5

(22) Anmeldetag: 04.07.1995

(84) Benannte Vertragsstaaten:
ES FR GB IT NL SE

(71) Anmelder: DORNIER GmbH
D-88039 Friedrichshafen (DE)

(30) Priorität: 11.07.1994 DE 4424029

(72) Erfinder: Herrmann, Jörg, Dipl. Ing.
D-88682 Salem (DE)

(54) **Verstauen und Entfalten des Antennensystems eines Scatterometers auf einem Satelliten**

(57) Die Erfindung betrifft ein Antennensystem eines Scatterometers, bestehend aus drei Antennenelementen, sowie Haltevorrichtungen, Drehvorrichtungen

und Verriegelungsvorrichtungen und einem Hohlleiterspeisesystem, das dazu bestimmt ist, auf einer Satellitenplattform mit Erdorientierung betrieben zu werden.

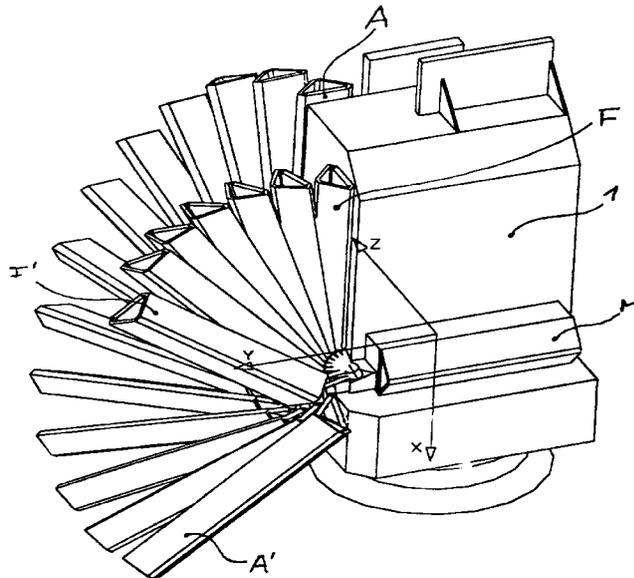


Fig. 5

EP 0 692 839 A1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein Antennensystem eines Scatterometers, bestehend aus drei Antennenelementen, sowie Haltevorrichtungen, Drehvorrichtungen und Verriegelungsvorrichtungen und einem Hohlleiterspeisesystem, das dazu bestimmt ist, auf einer Satellitenplattform mit Erdorientierung betrieben zu werden.

Aufgabe der Erfindung ist:

- a) Das Antennensystem des Scatterometers soll auf einer Satellitenplattform untergebracht werden, die gleichzeitig ein Mikrowellen-Imaging-Radiometer tragen soll, welches ohne geeignete Schutzmaßnahmen vor der Sendefunktion des Scatterometers in seiner Funktion erheblich gestört würde. Es ist daher erforderlich, das Antennensystem des Scatterometers auf der gegenüberliegenden Seite zum Radiometer an der Satellitenplattform anzuordnen, sodaß in der Flugkonfiguration beide Sensorsysteme arbeiten können, ohne sich gegenseitig zu stören.
- b) Gleichzeitig muß die Satellitenplattform ein maximales Volumen und/oder eine maximale Querschnittsfläche orthogonal zur Startachse der Trägerrakete haben, um die Unterbringung von Elektronikgeräten und Zubehör im Inneren der Plattform in ausreichendem Maße sicherstellen zu können.
- c) Diese vorgenannte Anforderung wird durch die Begrenzung durch das Nutzlastvolumen der Trägerrakete limitiert.
- d) Gleichzeitig ist sicherzustellen, daß im Fall des Nichtentfaltens der ausfaltbaren Antennenelemente keine anderen Funktionen des Satelliten und seiner Nutzlasten, außer der des Scatterometers selber, gestört werden.
- e) Alle erforderlichen Mechanismen für Verstauung und Entfaltung des Antennensystems des Scatterometers sollen keine aufwendigen oder nichtbekannten oder risikobehafteten Technologien beinhalten.
- f) Für den Betrieb des Scatterometers müssen die drei Elemente des Antennensystems in eine Y-Stellung gebracht werden, unabhängig davon, wie sie für den Start an der Plattform verstaut wurden, um die hierfür geltenden Anforderungen zu erfüllen.
- g) Die Y-Stellung muß von hoher Kompaktheit sein. Das heißt, die drei Elemente müssen dicht zusammenstehen, die Störung der Antennenfelder der drei Elemente untereinander muß jedoch gering bleiben.
- h) Die Lage der entfalteten Konfiguration der Elemente relativ zur Satellitenplattform und zu den anderen Nutzlasten des Satelliten muß so sein, daß alle möglichen Störungen der Scatterometerfunktionen sowie der Funktionen der Satellitenplattform und der übrigen Nutzlasten vermieden oder minimiert werden.

i) Bei notwendigen Entfaltvorgängen von Antennenelementen des Scatterometers dürfen keine Kollisionen mit anderen Bestandteilen des Satelliten oder seiner Nutzlasten auftreten.

j) Die verstauten Antennenelemente müssen mit den Randbedingungen der Trägerraketen verträglich sein.

k) Die ausgefalteten Antennenelemente müssen über Strukturen von hoher Steifigkeit und geringer thermomechanischer Verformbarkeit an der Satellitenplattform befestigt sein, sodaß eine hohe Formstabilität der Y-Stellung eine hohe Stabilität der Ausrichtung der Antennenfelder untereinander und relativ zur Plattform sicherstellt.

Diese Aufgaben werden durch den Gegenstand des Hauptanspruchs gelöst; die Unteransprüche enthalten vorteilhafte Ausgestaltungen der Erfindung.

Die Erfindung wird nachfolgend anhand von Figuren beschrieben.

Es zeigen:

- Fig. 1a und 1b das Antennensystem eines Scatterometers in axonometrischer Darstellung und Startseitenansicht in der Startkonfiguration,
- Fig. 2a und 2b das Antennensystem eines Scatterometers in axonometrischer Darstellung und Zenitseitenansicht in der Flugkonfiguration,
- Fig. 3a und 3b das Antennensystem eines Scatterometers in Ansichten von der Startseite und der Rückseite in der Flugkonfiguration,
- Fig. 4a und 4b perspektivische Darstellung des zentralen Bereiches des Antennensystems eines Scatterometers in verstauter und entfalteter Position,
- Fig. 5 Schrittweise Darstellung des Entfaltvorganges der Antennensystems eines Scatterometers.

Das Antennensystem des Scatterometers besteht aus einem kürzeren (M, z.B. 2,2 m) und zwei längeren (A und F, z.B. je 3 m) Elementen. Die beiden längeren Antennenelemente A und F werden mit ihrer flachen Rückseite an der Satellitenplattform 1 mit ihrer Längsachse parallel oder nahezu parallel zur Startachse der Trägerrakete in deren nutzbarem Volumen 2 verstaut. Die beiden Elemente werden auf zwei aneinandergrenzende Seitenflächen der im Querschnitt rechteckigen Plattform verteilt (Two-Face-Stowage). Dadurch kann die Plattform maximalen Querschnitt annehmen (Fig. 1). Die beiden Antennenelemente A und F befinden sich nicht in der für den Betrieb des Scatterometers geeigneten Lage. Element A wird auf der im Flug (Betrieb) späteren erdabgewandten und Element F auf der Seitenfläche untergebracht (Fig. 1 bis 3). Das dritte kürzere Antennenelement M wird fest mit der

Satellitenplattform verbunden an einer Stelle, die nach der Entfaltung der Elemente **A** und **F** zu einer kompakten Stellung der drei Elemente **M**, **A'** und **F'** zueinander führt (Fig. 1 bis 3). Das feste Element **M** ist von Anfang an so ausgerichtet, wie es für den Betrieb des Scatterometers erforderlich ist.

Element **A** wird durch die Drehung um eine einzige Achse **8** (Fig. 4) um etwa 180° von der verstaute Position auf der Zenitfläche der Satellitenplattform in die Betriebsposition des Elements **A'** und mit hoher Genauigkeit in ein Winkelverhältnis von ca. 135° zum festen Element **M** bewegt (Fig. 5). Die Lage der Drehachse ist optimiert für die beiden Positionen (verstaute und Betrieb).

Die verstaute Position des Elementes **A** ist optimiert für die Anforderungen der Trägerrakete, keine oder allenfalls akzeptable Störungen von Funktionen der Satellitenplattform und im Fall des Nichtentfaltens von anderen Nutzlasten des Satelliten.

Die Betriebsposition des Elements **A** ist optimiert für minimale Störung der Antennenfelder des Elements, maximale Stabilität der Antennenausrichtung, und kompakte Stellung der drei Elemente **A**, **F** und **M** in der Betriebsposition.

Der für die Entfaltung von Element **A** erforderliche Drehmechanismus **4** ist kombiniert mit einer Entlastungsvorrichtung zum Überstehen der Lasten während des Starts mit der Trägerrakete.

Während des Starts ist das verstaute Element **A** über eine ausreichende Zahl von Haltemechanismen an der Plattform befestigt, sodaß keine Schäden durch kritisches Eigenfrequenzverhalten von **A** entstehen können. Die Haltemechanismen werden vor dem Entfaltungsvorgang durch ein geeignetes Verfahren gelöst.

Das Element **A** wird von einem Dreharm **3**, der das Element mit dem Drehmechanismus **4** verbindet und der mit der Form der Satellitenplattform **1** und der geometrischen Umgebung in allen für ihn erforderlichen Positionen verträglich ist, von der verstaute in die Betriebsposition geführt.

Der Dreharm **3** von Element **A** wird bei Erreichen der Betriebsposition von einer Verriegelungsvorrichtung **5** erfaßt und fest mit der Plattform **1** verbunden (Fig. 4). Die Verriegelung erfaßt den Dreharm an einer Stelle, die möglichst dicht am Element **A** liegt, sodaß der freie Kragarm **10** nach der Verriegelung in seiner Länge minimiert ist.

Die Verriegelungsvorrichtung zu Element **A** beinhaltet gleichzeitig die erforderlichen Hohlleiterzuführungen für die Antennen des Elementes **A**. Hierbei wird eine verlustminimierte Verbindung der HF-Signalführung durch paßgenaues Verbinden von Choke-Flange-Enden sichergestellt.

Element **F** wird durch die Drehung um eine einzige Achse **9** um etwa 90° von der verstaute Position auf der Seitenfläche der Satellitenplattform in die Betriebsposition **F'** neben der Plattform und mit hoher Genauigkeit mit einem Winkelverhältnis von ca. 90° zur Betriebsposition des Elements **A** ca. 135° zum festen Element **M**

bewegt (Fig. 5). Die Lage der Drehachse **9** ist optimiert für die beiden Positionen (verstaute und Betrieb).

Die verstaute Position des Elementes **F** ist optimiert für die Anforderungen der Trägerrakete, keine oder allenfalls akzeptable Störungen von Funktionen der Satellitenplattform und im Fall des Nichtentfaltens von anderen Nutzlasten des Satelliten.

Die Betriebsposition des Elements **F** ist optimiert für minimale Störung der Antennenfelder des Elements, maximale Stabilität der Antennenausrichtung, und kompakte Stellung der drei Elemente **A**, **F** und **M** in der Betriebsposition.

Der für die Entfaltung von Element **F** erforderliche Drehmechanismus **7** ist kombiniert mit einer Entlastungsvorrichtung zum Überstehen der Lasten während des Starts mit der Trägerrakete.

Während des Starts ist das verstaute Element **F** über eine ausreichende Zahl von Haltemechanismen an der Plattform befestigt, sodaß keine Schäden durch kritisches Eigenfrequenzverhalten von **F** entstehen können. Die Haltemechanismen werden vor dem Entfaltungsvorgang durch ein geeignetes Verfahren gelöst.

Das Element **F** wird von einem Dreharm **6**, der das Element mit dem Drehmechanismus **7** verbindet und der mit der Form der Satellitenplattform **1** und der geometrischen Umgebung in allen für ihn erforderlichen Positionen verträglich ist, von der verstaute in die Betriebsposition **F'** geführt.

Der Dreharm **6** von Element **F** wird bei Erreichen der Betriebsposition durch eine Verriegelungsvorrichtung fest mit der Plattform verbunden. Die Verriegelung ist in die Drehvorrichtung **7** integriert, sodaß der freie Kragarm nach der Verriegelung in seiner Länge minimiert ist.

Die kombinierte Dreh- und Verriegelungsvorrichtung **7** zu Element **F** beinhaltet gleichzeitig die erforderlichen Hohlleiterzuführungen für die Antennen des Elementes **F**. Hierbei wird eine verlustminimierte Verbindung der HF-Signalführung durch paßgenaues Verbinden von Choke-Flange-Enden sichergestellt.

Die kompakte Anordnung der drei Antennenelemente **A'**, **F'**, **M** im Betriebszustand stellt eine wesentliche Voraussetzung für die Minimierbarkeit der Zuleitungsverluste zwischen dem Scatterometer-Front-End und den einzelnen Antennen dar.

Beide Elemente **A** und **F** werden über Motorantriebe "sanft" entfaltet, sodaß störende Rückwirkungen auf die Satellitenplattform vermieden bzw. minimiert werden.

Durch die kompakte Anordnung können die Dreh- und Verriegelungsvorrichtungen **7** von **F** und die Verriegelungsvorrichtung **5** von **A** als kombinierte Einheit ausgelegt werden.

Patentansprüche

1. Antennensystem eines Scatterometers - bestehend aus drei Antennenelementen (**A**, **F**, **M**), sowie Haltevorrichtungen, Drehvorrichtungen und Verriegelungsvorrichtungen und einem Hohlleiterspeisesystem, das dazu bestimmt ist, auf einer

Satellitenplattform (1) mit Erdorientierung betrieben zu werden, **dadurch gekennzeichnet**, daß

- zwei (A, F) der drei Antennenelemente für den Start mit einer Trägerrakete mit der flachen Rückseite zwei benachbarten Aussenflächen der Satellitenplattform (1) zugewandt an dieser befestigt sind (Two-Face-Stowage),
- die Längsachsen der beiden verstauten Antennenelemente (A, F) parallel oder nahezu parallel zur Startachse der Trägerrakete angeordnet sind,
- in dieser Startkonfiguration ein Antennenelement (A) auf der im Betrieb des Satelliten der Erde abgewandten Außenflächen hin zu einer Längskante angeordnet ist und das zweite (F) auf der an diese Kante angrenzende Außenfläche, die orthogonal zur Flug- oder Flugquerachse des Satelliten im Betrieb steht, angebracht ist,
- das dritte Antennenelement (M) mit seiner flachen Rückseite an der im Satellitenbetrieb der Erde zugewandten Außenfläche fest untergebracht ist und sich mit seiner Längsachse senkrecht oder nahezu senkrecht zu den Längsachsen der beiden Antennenelemente (A, F) befindet.

2. Antennensystem nach Anspruch 1, das vor Inbetriebnahme des Scatterometers teilweise entfaltet wird, **dadurch gekennzeichnet**, daß die beiden Antennenelemente (A, F), die während der Startphase in Längsrichtung verstaut sind und durch Drehbewegung um jeweils eine einzige Achse (8, 9) von der verstauten Position in die Betriebsposition gebracht werden.

3. Antennensystem nach einem der Ansprüche 1 bis 2, **dadurch gekennzeichnet**, daß die beiden entfaltbaren Element (A, F) mit hoher Genauigkeit in die entfaltete Position (Betriebsposition: A', F') gebracht werden und folgende Anordnungsmerkmale aufweisen:

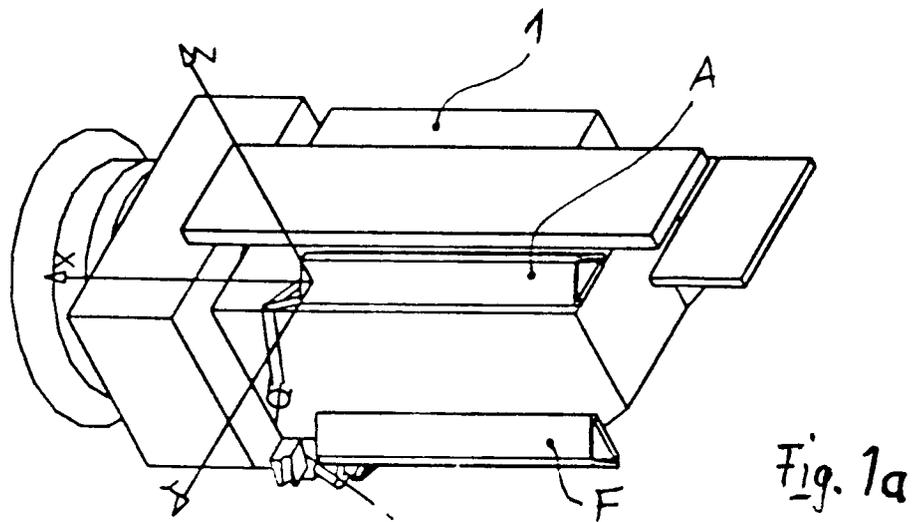
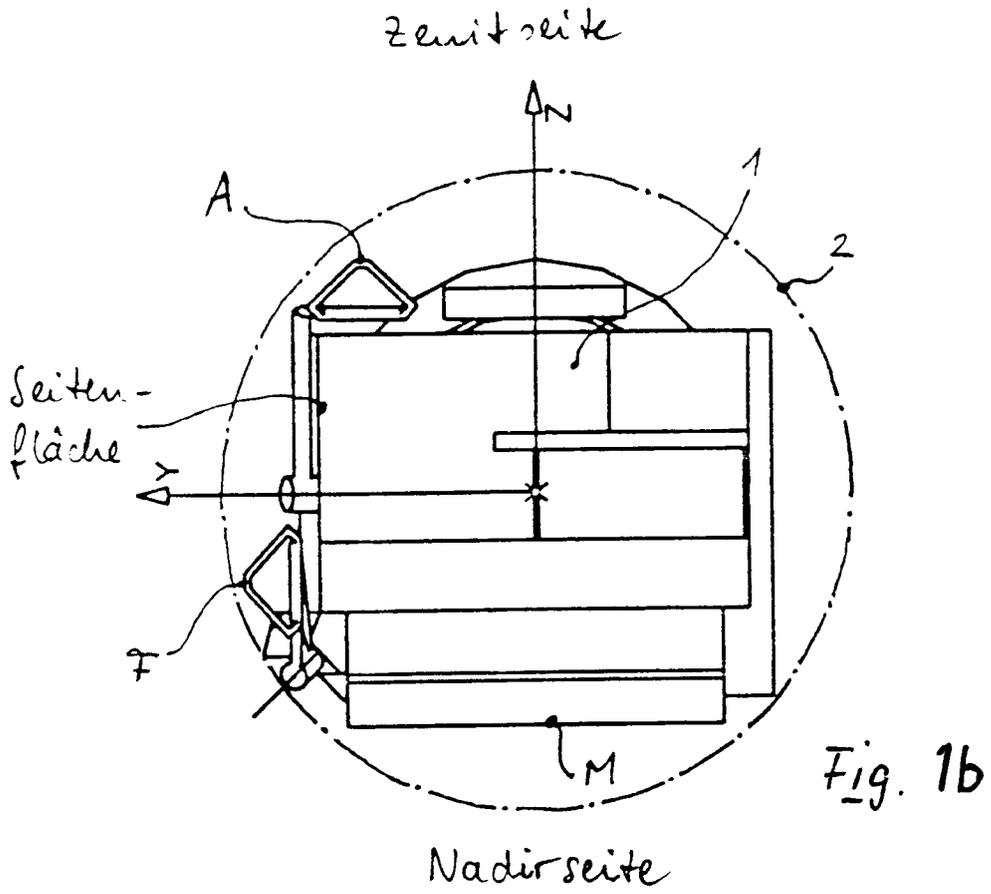
- a) Winkel zwischen den Längsachsen A' und F' ca. 90°,
- b) Winkel zwischen den Längsachsen A' und F' und der von M jeweils ca. 135°,
- c) die drei Ebenen, die von den Längsachsen der drei Antennenelemente und den drei Nadirvektoren als Flächennormalen beschrieben werden, liegen parallel oder nahezu parallel zueinander.

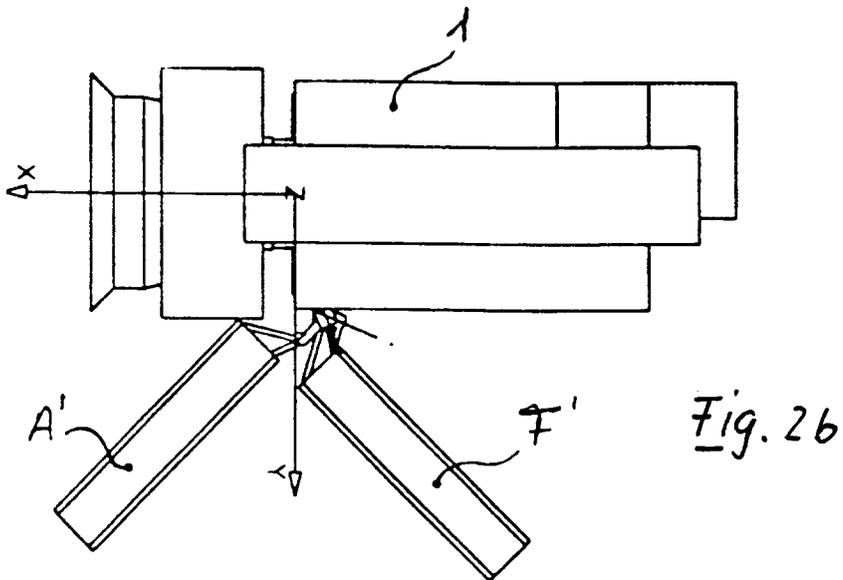
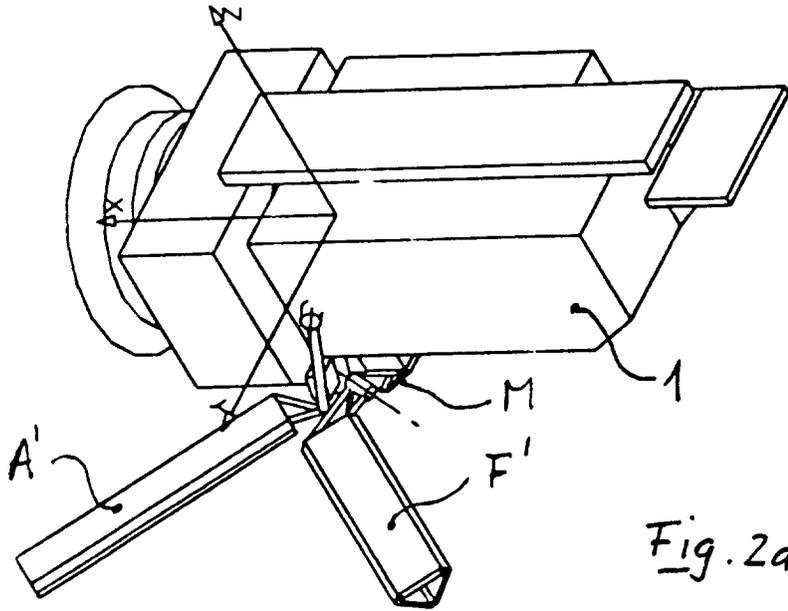
4. Antennensystem nach einem der Ansprüche 1 bis 3, **dadurch gekennzeichnet**, daß die freien Kragarme (6, 10) der entfalteten Elemente (A', F') für die Randbedingungen durch den Satelliten in ihrer Länge minimiert sind (< 1000 mm).

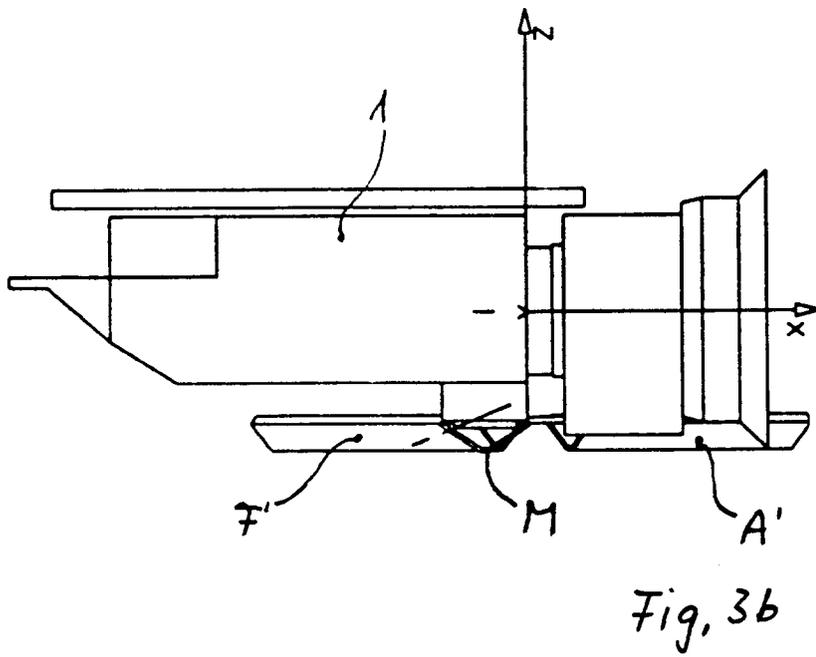
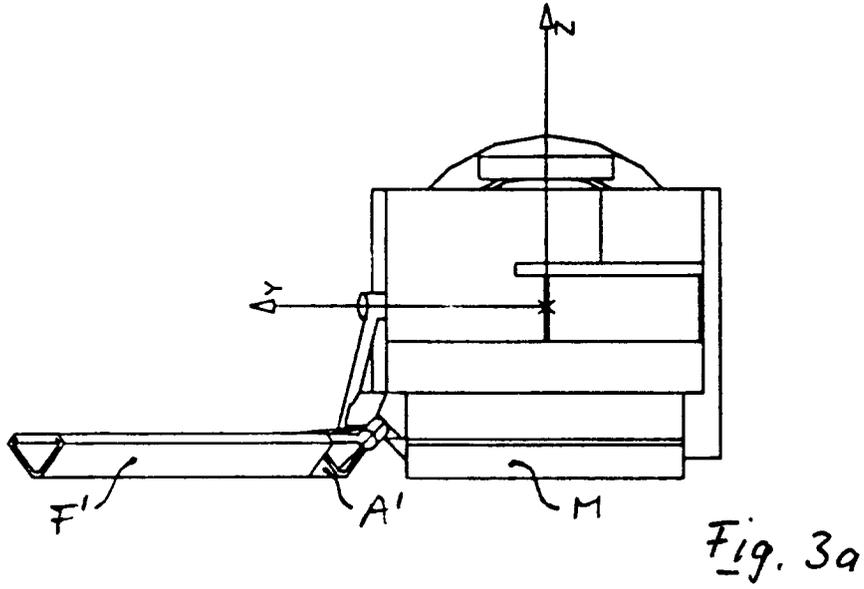
5. Antennensystem nach einem der Ansprüche 1 bis 4, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Vorrichtung (5) zur Verriegelung von (A') in örtlicher Nähe (< 300 mm) zum Drehmechanismus (7) für die Entfaltung von (F) nach (F') untergebracht ist.

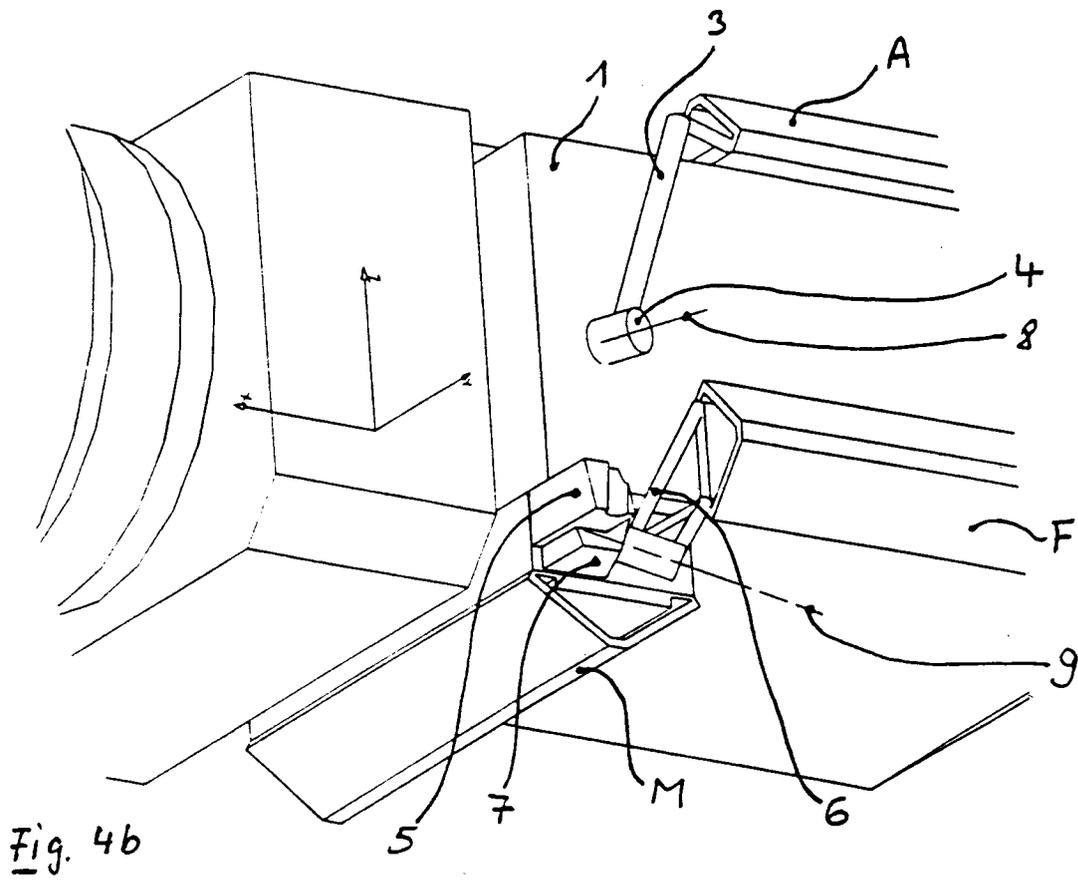
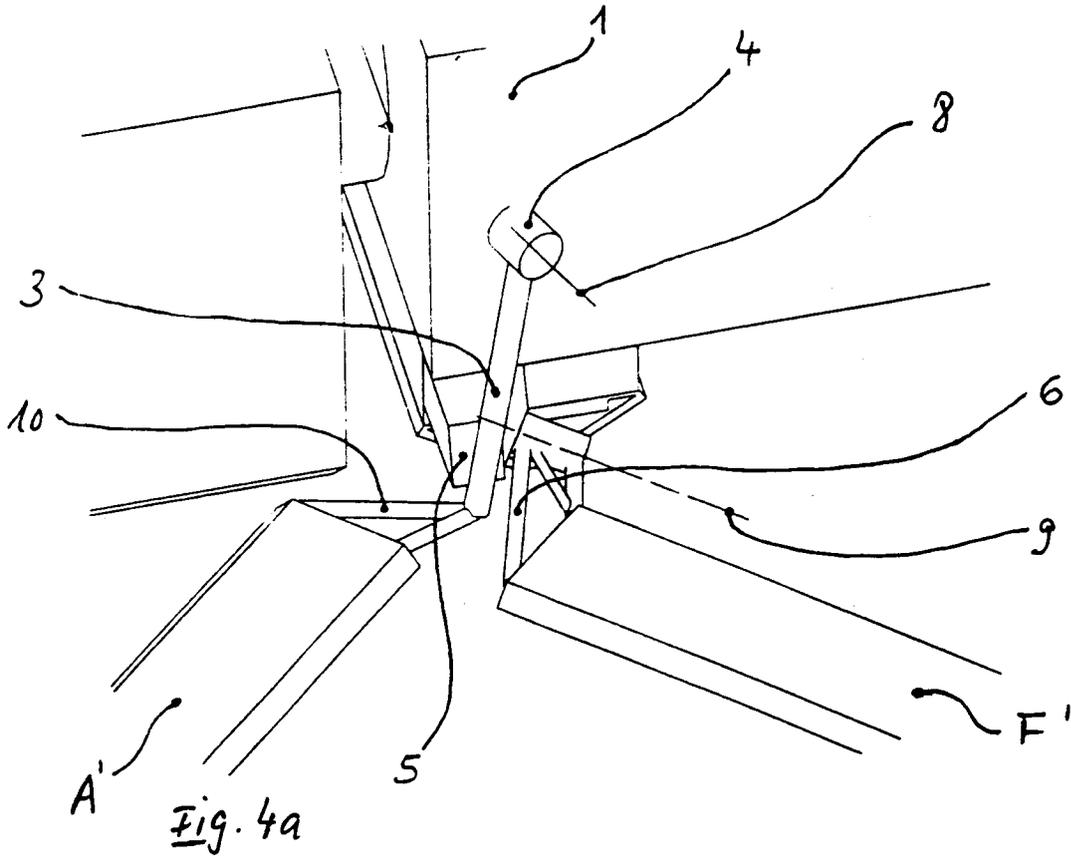
6. Antennensystem nach einem der Ansprüche 1 bis 5, **dadurch gekennzeichnet**, daß die Vorrichtung (5) zur Verriegelung (A') und der Drehmechanismus (7) für die Entfaltung von (F) nach (F') in örtlicher Nähe (< 300 mm) zum Antennenelement (M) untergebracht sind.

7. Antennensystem nach einem der Ansprüche 1 bis 5, **dadurch gekennzeichnet**, daß zur Speisung der beiden entfalteten Antennenelemente (A', F') mit Hochfrequenzsignalen paßgenaue Verbindungen von Choke-Flange-Enden für die zugehörigen Hohlleiterzuführungen für (A') in der Verriegelungsvorrichtung (5) und für (F') in dem Drehmechanismus (7) untergebracht sind.









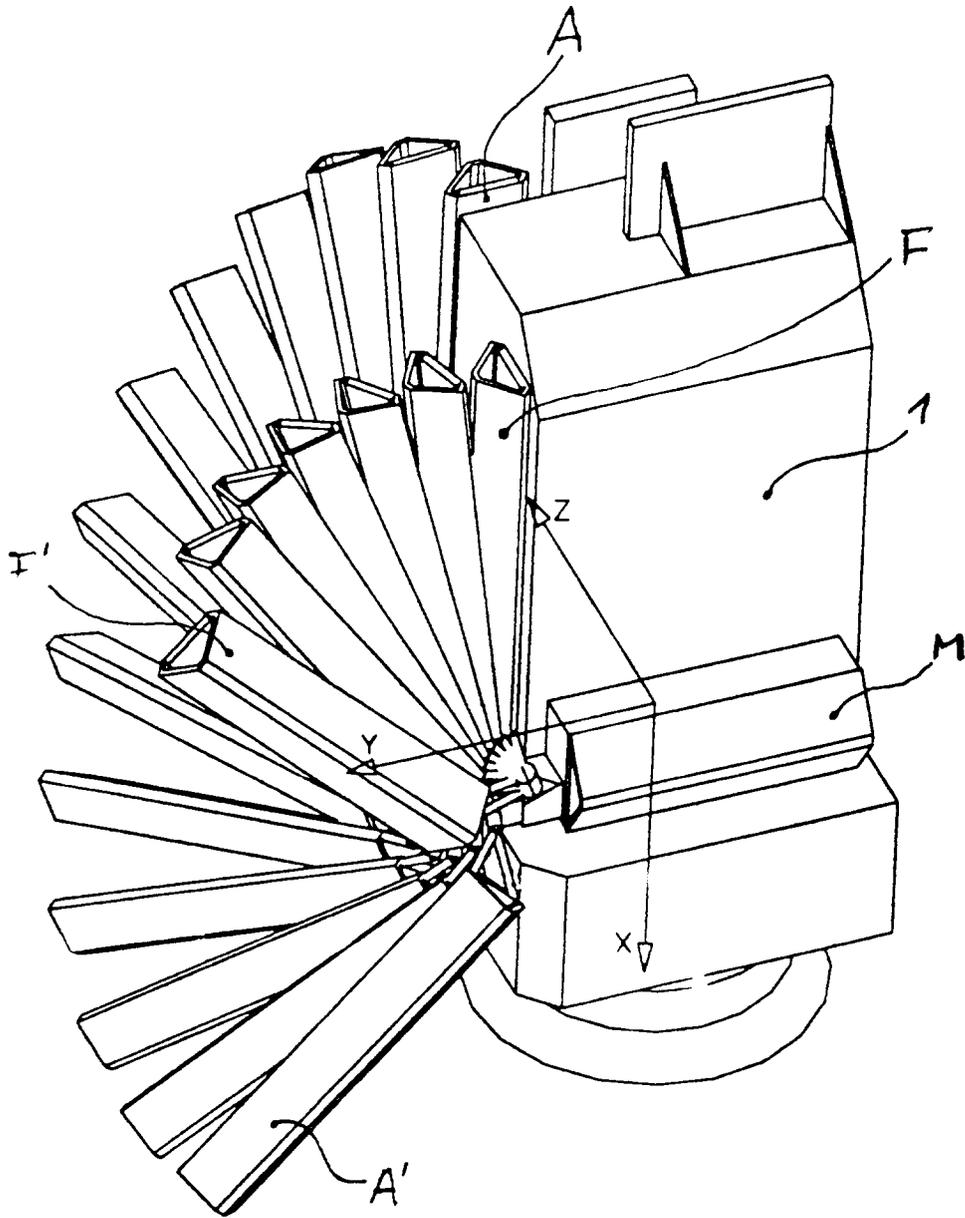


Fig. 5



Europäisches
Patentamt

EUROPÄISCHER RECHERCHENBERICHT

Nummer der Anmeldung
EP 95 11 0398

EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int.Cl.6)
A	FR-A-2 529 347 (AGENCE SPATIALE EUROPEENNE) * Seite 4, Zeile 4 - Zeile 8; Abbildung 4A *	1	H01Q1/28 H01Q1/08
A	18TH EUROPEAN MICROWAVE CONFERENCE 88, 12.September 1988 - 15.September 1988 STOCKHOLM, SWEDEN, Seiten 289-294, XP 000011214 PETERSSON ET AL. 'The planar array antennas for the European remote sensing satellite ERS-1' * das ganze Dokument * -----		
			RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int.Cl.6)
			H01Q
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort	Abschlußdatum der Recherche	Prüfer	
BERLIN	28.September 1995	Danielidis, S	
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE			
X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : mündliche Offenbarung P : Zwischenliteratur		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : in der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus andern Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	

EPO FORM 1503 03.92 (P04C03)