

405279

公告本

申請日期: 87.12.2 案號: 87120120

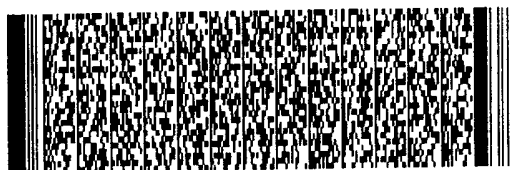
類別: H01Q 13/68, 2/30, G01S 3/42

(以上各欄由本局填註)

發明專利說明書

一、 發明名稱	中文	與低地球軌道衛星通信用之天線
	英文	ANTENNA FOR COMMUNICATING WITH LOW EARTH ORBIT SATELLITE
二、 發明人	姓名 (中文)	1. 山本 修 2. 岩田 龍一
	姓名 (英文)	1. 2.
	國籍	1. 日本 2. 日本
	住、居所	1. 日本國東京都港區芝五丁目7番1號 日本電氣股份有限公司內 2. 日本國東京都港區芝五丁目7番1號 日本電氣股份有限公司內
三、 申請人	姓名 (名稱) (中文)	1. 日本電氣股份有限公司
	姓名 (名稱) (英文)	1. NEC Corporation
	國籍	1. 日本
	住、居所 (事務所)	1. 日本國東京都港區芝五丁目7番1號
	代表人 姓名 (中文)	1. 金子 尚志
	代表人 姓名 (英文)	1.

405279



405279

本案已向

國(地區)申請專利

日本 JP

申請日期

1997/12/04 特願平9-334060

案號

主張優先權

有

有關微生物已寄存於

寄存日期

寄存號碼

無



五、發明說明 (1)

【發明之背景】

發明之領域

本發明係關於一種與低地球軌道衛星通信用之天線，尤有關一種使用於有複數的低地球軌道(LEO)衛星繞著地球旋轉的一衛星通信系統之地面站，用以與低地球軌道衛星通信而自動追蹤各衛星的天線。

習用技術之描述

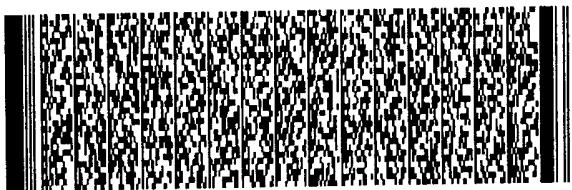
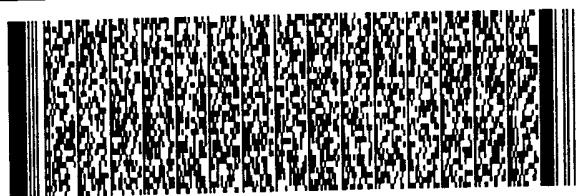
近來有人提出一種經由複數的LEO衛星使用一種Ka帶(20至30 GHz)之高頻信號，提供給全世界的使用者大約數個Mbps至數十個Mbps的高速資料之計畫。

在諸如此類的一種使用複數LEO衛星之衛星通信系統中，因為當從一小型地面站觀看時，每個衛星會在相當短的時間脫離視界，所以需要在在大範圍內作追蹤。

迄今為止，對於一種用以追蹤衛星之天線而言，如同給靜止衛星與移動衛星使用之地面站天線之多數技術已廣為人知。

對於追蹤方法而言，舉例言之，有下列三種習知方法：(一)單脈衝追蹤法，用以連續偵測天線是否在波束中心追蹤衛星，並控制天線之放射圖型方向始終等於衛星方向；(二)步近追蹤法，用以在一固定的時間間隔使天線轉移一些角度並調整其方位，其接收位準為最大；以及(三)程式追蹤法，基於衛星軌道之估計資訊，用以改變天線之方位。

對於一種支持移動式天線之方法而言，有下列兩種習



五、發明說明 (2)

知之方法：(一) AZ-EL 支架，用以轉移移動式天線之方位與仰角；以及(二) XY 支架，用以將移動式天線轉移一個垂直於衛星軌道的方向。AZ-EL 支架係為目前最常採用的方法，於其中安置一軸(方位角軸線)垂直於地面，而安置另一軸(仰角軸線)成水平。在XY 支架中，與地面成水平的x 軸係垂直於y 軸，且y 軸係與x 軸一起轉動。XY 支架適合在高速下追蹤靠近天頂移動之LEO 衛星，然而，因為此兩軸係位於從地面上的高位置，所以XY 支架具有機械缺陷。

接著，參考附圖詳細說明用以追蹤衛星之一種傳統型實際地面站之天線的衛星追蹤技術。

圖11顯示一種用以追蹤衛星之地面站傳統型天線之構造。圖11係顯示一種用以追蹤衛星之地面站的大型天線之一例，且其主反射鏡係為直徑13公尺的卡塞格倫(Cassegrain)天線。此種天線係使用一種依據AZ-EL 支架之驅動機構以追蹤衛星，且其方位角軸線與仰角軸線兩者皆受一種螺旋起重機驅動機構所驅動。為簡化結構，在方位角軸線方向僅於±10度的範圍內，可允許驅動機構連續驅動，並採用一種限制驅動方法，於其中，當天線需要在另一方向指向較大角度時，即鬆掉一固定螺絲，以使天線慢慢轉動。對於仰角軸線而言，可在0至90度間作連續驅動。一次發射器係裝設至主反射鏡並與主反射鏡一起受驅動。

圖12顯示另一種用以追蹤衛星之地面站傳統型天線，而一種用以追蹤衛星之地面站小型天線亦為吾人所知悉，



五、發明說明 (3)

於其中，雖使用一開口天線作為上述大型天線，但仍可達到小型化與輕量化。

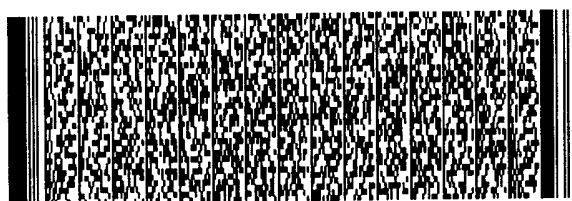
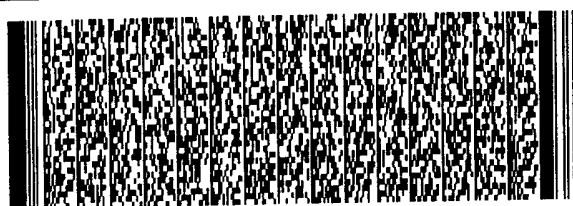
圖12係顯示使用於依國際海事衛星組織(INMARSAT)標準A之船舶地面站之一種拋物面天線，且一交叉雙極(cross dipole)與一反射板係設於旋轉拋物面反射鏡之焦點，用以作為1次發射器。於此天線中，反射鏡與發射器係結合成一體。為了追蹤衛星，上述拋物面天線係使用4軸支架(藉由組合上述AZ-EL支架與XY支架所得)而驅動。

以上技術係記載於"海事衛星通信入門"，佐藤敏雄著，昭和61年7月25日，日本通信學會發行。

如上所述，使用傳統型天線作為衛星通信之用以追蹤衛星之技術，可有效地應用到極小追蹤範圍之情況(與靜止衛星比較而言)，然而，上述傳統型天線並不適合於上述用以追蹤並與LEO衛星通信之天線，其理由如下：

換言之，在作為衛星通信之傳統型天線中，因1次發射器與反射鏡係結合在一起，並在追蹤衛星時旋轉一天線，而所欲旋轉的天線較重，驅動系統亦較大，所以難以作高速追蹤，並使罩覆天線之天線罩的面積增大。在使用LEO衛星之衛星通信系統中，考慮到很多小型地面站係安裝於每個家庭，所需要的整個天線的尺寸儘可能小型化與輕量化，然而，小型化與輕量化係為一大難題。

再者，因1次發射器與反射鏡係結合在一起並轉動一天線，所以為求能在旋轉期間亦使饋電至1次發射器的狀



五、發明說明 (4)

況穩定，設有饋電系統的射頻(RF)送/收信部諸如低雜訊放大器與高頻功率放大器亦需要靠近於1次發射器而安裝。然而，於此情況下，天線的重量亦增加了RF送/收信部的重量。

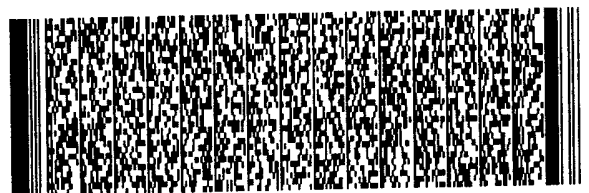
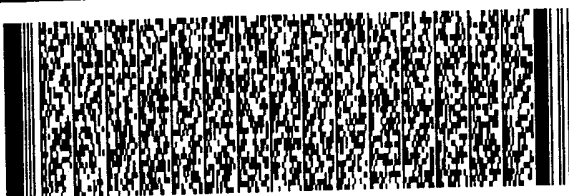
於此狀況下，亦可理解RF送/收信部係從反射鏡分離出來並被固定，然而，為維持獨立於藉由旋轉饋電部所造成位移之穩定連接，饋電線必須具有彈性，必須使用一種旋轉接頭與其餘旋轉接頭，所以，其問題為：用以作衛星通信用之天線係為複雜且高價位的。

如上所述，本發明之目的係提供一種與低地球軌道衛星通信用之天線，其乃使用於一小型地面站，用以與複數的LEO衛星通信，此種天線係可達到小型化與輕量化，並可以高速追蹤一LEO衛星。

【發明之綜合說明】

為達成上述目的，依本發明之一種與低地球軌道衛星通信用之天線，係基於一種與低地球軌道衛星通信用之天線，此天線係在一使用低地球軌道衛星之衛星通信系統中，使用於地面側，並使用一種偏移開口天線而機械式追蹤上述低地球軌道衛星。於此，上述天線係藉由以下方式作機械式追蹤：固定開口天線之1次發射器，並朝一低地球軌道衛星之方向，僅只使天線之反射鏡繞一方位角軸線與一仰角軸線而旋轉。

具體而言，本發明係提供：一反射鏡，具有預先決定之旋轉拋物面偏移量；一AZ-EL支架，連接至上述反射



鏡，藉由基於一方位角軸線與一仰角軸線而旋轉上述反射鏡，用以追蹤上述低地球軌道衛星；一1次發射器，用以在上述反射鏡上放射預先決定的波束；一饋電部，用以饋電至上述1次發射器；以及一發射器支持部，用以支持上述1次發射器，俾能使上述1次發射器可獨立於上述反射鏡而受固定。

上述偏移量之值係以在預先決定的最小運作仰角，獲得最大天線增益之條件而設定。

【圖示之簡單說明】

圖1係顯示一種與低地球軌道衛星通信用之偏移拋物面天線之組成方塊圖，相當於本發明第一實施例；

圖2A與2B說明圖1之偏移拋物面天線之追蹤機構；

圖3A與3B說明圖2A與2B之仰角軸線之定義；

圖4顯示一LEO衛星之想像圖；

圖5顯示使用一LEO衛星之衛星通信系統；

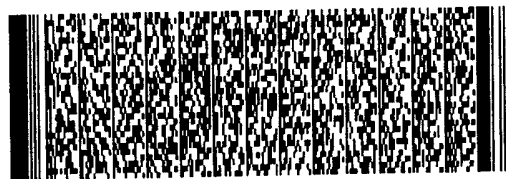
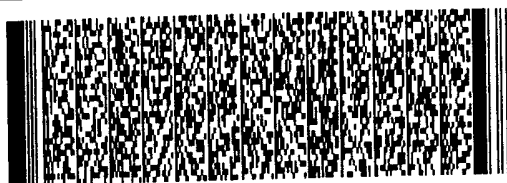
圖6顯示依本發明之追蹤範圍；

圖7顯示一仰角對之傳播損耗、天線增益與全傳播損耗三者間之關係；

圖8係顯示一種與低地球軌道衛星通信用之偏移卡塞格倫天線之組成方塊圖，相當於本發明第二實施例；

圖9係顯示一種與低地球軌道衛星通信用之偏移卡塞格倫天線之組成方塊圖，相當於本發明第三實施例；

圖10係顯示一種與低地球軌道衛星通信用之偏移格雷戈里(Gregorian)型天線之組成方塊圖，相當於本發明第



五、發明說明 (6)

三 實施例；

圖11係顯示一種傳統式大型地面站之天線追蹤技術之外觀圖；以及

圖12係顯示一種傳統式小型地面站之天線追蹤技術之概念圖。

【符號之說明】

- 1~1次發射器
- 2~偏移反射鏡
- 3~AZ-EL支架
- 4~饋電部
- 5~發射器支持部
- 6~RF送/收信部
- 7~天線支持部
- 8~旋轉拋物面軸
- 9~方位角軸線【圖2A, 2B】
- 9~拋物面【圖3A, 3B】
- 10~仰角軸線
- 11~軌道面
- 12~衛星追蹤範圍【圖6】
- 12~主反射鏡【圖8, 9】
- 13~小型地面站【圖6】
- 13~副反射鏡【圖8】
- 14~圓形孔



五、發明說明 (7)

15~主反射鏡

16~副反射鏡

100~與低地球軌道衛星通信用之天線

【較佳實施例之說明】

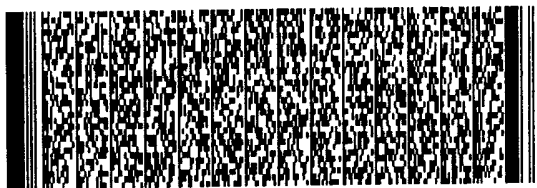
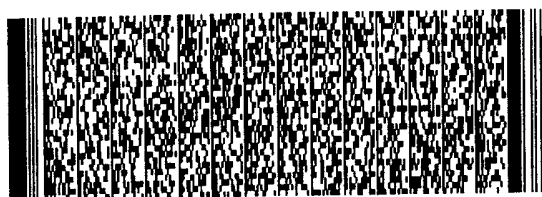
1. 第一實施例

接著，將參考附圖詳細說明本發明第一實施例。圖1係顯示一種與低地球軌道衛星通信用之天線之組成方塊圖，相當於本發明之最佳實施例。

如圖1所示，依本發明之與低地球軌道衛星通信用之天線100包含：一1次發射器(喇叭)1，用以傳送或接收Ka帶之信號；一偏移反射鏡2，設有一預先決定的旋轉拋物面；一AZ-EL支架3，連接至反射鏡2，用以旋轉一方位角軸線與一仰角軸線並追蹤衛星；一饋電部4，用以饋電至1次發射器1；一發射器支持部5，用以固定1次發射器1；一RF送/收信部6，由一低雜訊放大器與一高頻功率放大器所組成；以及一天線支持部7，用以固定整個天線。

此天線係使用一種偏移拋物面天線型反射鏡天線，而1次發射器1係安裝於形成反射鏡2之旋轉拋物面之焦點位置。吾人選取偏移拋物面天線之偏移量，俾能使天線增益在最小運作仰角(說明於後)為最大。含有可動構造之1次發射器1，係具有機械上獨立於反射鏡2之構造，並裝設至發射器支持部5而予以固定。

同時，吾人組成反射鏡2，俾能使其藉由AZ-EL支架3而基於方位角軸線與仰角軸線旋轉。從1次發射器1而來之



五、發明說明 (8)

一個或其餘信號，係經由饋電部4饋入至RF送/收信部6。AZ-EL支架3、發射器支持部5與RF送/收信部6係安裝於天線支持部7上。

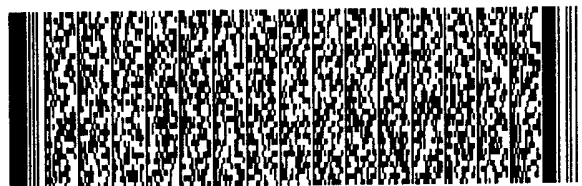
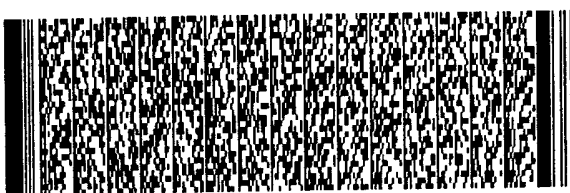
然後，將說明圖1之與低地球軌道衛星通信用之天線100的運作。

圖2A與2B說明此種天線之追蹤機構，並特別顯示分別關於追蹤之反射鏡2與1次發射器1。圖2A顯示反射鏡2與1次發射器1之前視圖，其中，實線係顯示在最小運作仰角 $\theta_{\min}$ 下之反射鏡2的位置，點線係顯示假設仰角趨近90度之反射鏡2的位置。圖2B顯示分別從側面觀看之反射鏡2與1次發射器1。從這些圖示亦可明顯的理解到，一方位角軸線9係繞著一直線(連接反射鏡2之中心與1次發射器1之中心)旋轉，且反射鏡2係以方位角軸線9作中心而旋轉360度。參考數字8表示旋轉拋物面之軸。

同時，圖3A與3B說明一仰角軸線，而在這兩圖中之仰角軸線係指與從一旋轉拋物面軸8和一拋物面9之交點(中心)通過偏移反射鏡2之旋轉拋物面內的一放射狀直線在旋轉拋物面內直交的軸線相接觸的線而言。一角度係以此仰角軸線作中心，在最小運作仰角與90度間作變化。

AZ-EL支架3驅動反射鏡2，俾能使反射鏡繞著方位角軸線9與仰角軸線10而旋轉以追蹤衛星。

即使當反射鏡2旋轉時，1次發射器1總是固定於拋物面之焦點位置，此乃因為1次發射器1係藉由發射器支持部5而固定。



五、發明說明 (9)

如上所述，依本發明之衛星通信天線，可使反射鏡2繞著方位角軸線旋轉，並可作全方位角追蹤。顯示指向性之仰角，係可藉由繞著仰角軸線旋轉反射鏡2而變化，而且可獲得仰角90度之天頂方向的指向性。

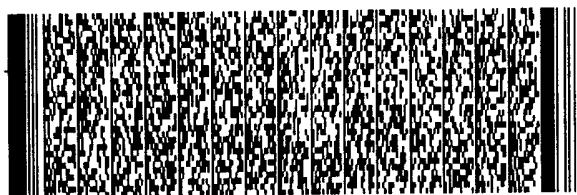
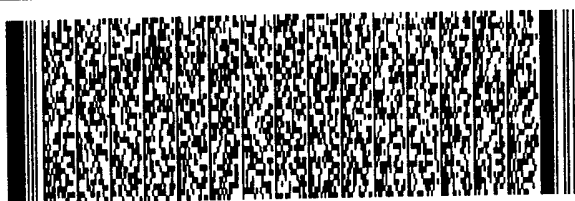
然後，將說明一個上述與低地球軌道衛星通信用之天線的所需追蹤角度範圍。

圖4係顯示多數的LEO衛星配置於遍及地球之複數軌道面以罩覆全世界之想像圖。如圖4所示，係藉由配置遍及地球之複數LEO衛星，而提供用以罩覆全世界之衛星通信系統，俾能在地球上任何地方皆可看到任一個衛星。

LEO衛星意指一種位於地面上將近1500 km上下高度之橢圓軌道(含圓形軌道)上的衛星，並假設在1000 km的高度下，每個衛星之軌道週期為將近1小時45分。

假設一衛星之高度為765 km，且其最小運作仰角為30度，則在相同軌道面所欲配置之衛星數量為20，且需要10個軌道面以罩覆全世界。亦即，所需衛星的總數量為200。所需衛星的數量係基於衛星之高度與最小運作仰角而決定。即使衛星位於相同高度，假設運作仰角為20度，則所需衛星之數量為98；假設運作仰角為10度，則所需衛星之數量為45。

圖5係顯示一種使用LEO衛星之廣帶域衛星通信系統之概念圖。如圖5所示，於此系統中，使用L帶(1.5至1.6 GHz)多波束之將近64 kbps之一低速波道，係提供給小型使用對象(諸如攜帶式終端機)，且在小型地面站使用Ka帶



五、發明說明 (10)

(一般稱為20至30 GHz的準毫米波帶)多數點波束的高速資料，係提供給大型使用對象(諸如船舶、飛機與小規模辦公室)。

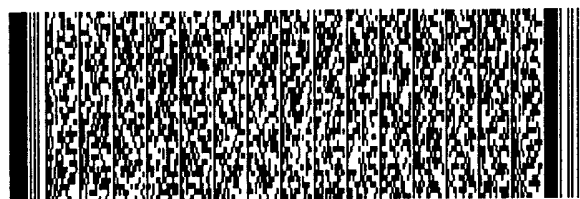
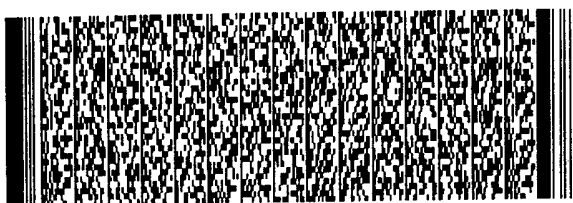
本發明係關於一種與低地球軌道衛星通信用之天線，而此種天線主要為後者(使用於小型地面站)。

圖6顯示假設從一小型地面站13觀看設有一軌道面11之LEO衛星之追蹤範圍。如圖6所示，最小運作仰角 θ_{MIN} 係基於LEO衛星數量與上述高度之間的關係所決定，且衛星追蹤範圍12相當於以斜線表示的面積，亦即，在從最小運作仰角 θ_{MIN} 至天頂方向之全方位角的整體面積。

接著，圖7顯示傳播損耗(A)與偏移拋物面天線增益(B)間的關係，其中，傳播損耗(A)包含基於一仰角之自由空間損耗，與由於降雨衰減之損耗。圖7亦顯示傳播損耗(A)與天線增益(B)之總和，亦即，包含天線增益之全傳播損耗($C = A + B$)。在圖7中，最小運作仰角 θ_{MIN} 設定為40度。吾人可調整一偏移量，俾能使天線增益於此仰角時為最大，並可使用在Ka帶之30 GHz的傳送頻率計算傳播損耗。

因此，圖7顯示全傳播損耗在最小運作仰角40度時為最大，且當仰角趨近於天頂時，全傳播損耗較小。

其原因乃在於：因偏離偏移拋物面反射鏡之理想狀況，所以在天頂方向的方向性增益較低，然而，在微波帶、毫米波帶與其他波帶之衛星通信中，天線增益係為需要的，此乃因為當在仰角最小時，衛星之距離最遠、自由



五、發明說明 (11)

空間損耗最大、通過降雨區域之距離最長、且降雨衰減量最大，而當在天頂方向時，上述衰減為最小。

因此，即使把仰角設定至天頂方向，亦可藉由設定適當數值作為最小運作仰角而能真正減少問題。

2. 第二實施例

使用偏移拋物面天線之本發明第一實施例係如上所述，然而，本發明並未侷限於諸如此類之設有單反射鏡的天線。

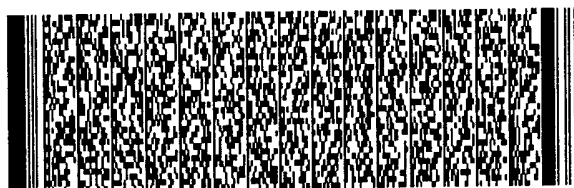
亦即，對本發明第二實施例而言，亦可使用圖8之一種設有複數反射鏡之偏移卡塞格倫天線。

如圖8所示，參考數字12表示一具有旋轉拋物面之主反射鏡，如上所述，一預先決定的偏移量施加至主反射鏡，俾能在最小運作仰角獲得最大天線增益。參考數字13表示一副反射鏡，藉由一個旋轉雙曲面而形成，此旋轉雙曲面係共用旋轉拋物面之焦點作為一個焦點。因為旋轉雙曲面之另一個焦點係位於主反射鏡12的區域，所以用以從1次發射器1放射波束之一圓形孔14，係提供至主反射鏡12。因其餘參考數字係與圖1類似，固省略其說明。

在此實施例中，因採用設有複數反射鏡之天線，所以天線結構係為複雜的，然而，因為1次發射器1係從主反射鏡12之背面饋電，而可產生以下的效果：減少饋電損失、使連接至送/收信部較容易、並避免追蹤範圍的中斷。

3. 第三實施例

再者，對於本發明第三實施例而言，係使用圖9之一



五、發明說明 (12)

種設有複數反射鏡之偏移卡塞格倫天線。在此實施例中，亦使用圖8之設有複數反射鏡之偏移卡塞格倫天線，然而，此實施例與第二實施例不同之處在於：1次發射器1之位置係位於主反射鏡12區域之外部。

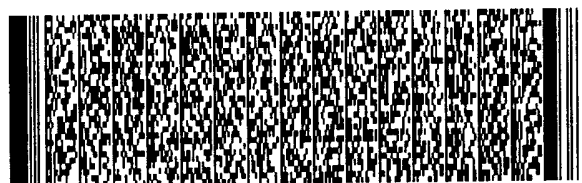
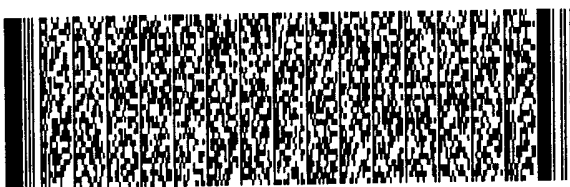
4. 第四實施例

再者，對於本發明第四實施例而言，亦可使用圖10之一種設有複數反射鏡之偏移格雷戈里天線。於此實施例中，一預先決定的偏移量施加至具有旋轉拋物面的主反射鏡15，俾能在最小運作仰角獲得最大天線增益。具有旋轉橢圓面之副反射鏡16，係共用旋轉拋物面之焦點。1次發射器1之相位中心係位於旋轉橢圓面之另一焦點。

依據上述第二至第四實施例之使用設有複數反射鏡之天線的構造，相較於第一實施例之天線，饋電損耗更進一步地減少、1次發射器受到固定、且整體天線的高度更進一步地減小。

如上所述，依本發明之與低地球軌道衛星通信用之天線，可產生以下的效果：

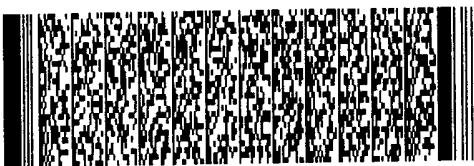
第一，藉由將天線之旁波瓣特性與交互極化之電磁輻射隔絕予以最佳化，可在衛星航道中之最小仰角，獲得最大之傳播損耗與降雨衰減之最佳特性，此乃因為使用偏移拋物面天線、偏移卡塞格倫天線與其餘天線之故，而此等天線係在最小運作仰角可獲得最大增益。尤其是，因為LEO衛星係使用毫米波帶，而且具有大的降雨衰減，所以上述效果係為顯著的。



五、發明說明 (13)

第二，因1次發射器被固定住，故不需為饋電線與導波管提供一彈性部，可簡化其結構並增加其可靠度。

第三，因受驅動以追蹤衛星之部份僅有反射鏡，故可減少驅動重量、可作高速追蹤、並可使驅動機構小型輕量化。

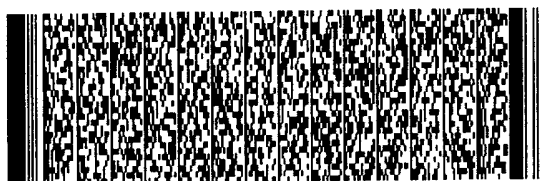


四、中文發明摘要 (發明之名稱：與低地球軌道衛星通信用之天線)

一種與低地球軌道(LEO)衛星通信用之小型輕量化之天線，其可在一使用LEO衛星的小型地面站以高速追蹤一LEO衛星。此天線使用一種偏移拋物面天線型反射鏡，且一1次發射器係安裝於形成反射鏡之旋轉拋物面的焦點位置。上述偏移拋物面天線之偏移量，係以在最小運作仰角得到最大天線增益的條件而設定。1次發射器係機械獨立於移動式反射鏡，並安裝固定至一發射器支持部。同時，上述反射鏡係基於AZ-EL支架之方位角軸線與仰角軸線而旋轉。

英文發明摘要 (發明之名稱：ANTENNA FOR COMMUNICATING WITH LOW EARTH ORBIT SATELLITE)

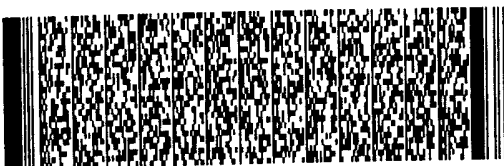
To provide an antenna for communicating with a low earth orbit (LEO) satellite which is small-sized and light and can track a LEO satellite at high speed at a small-sized earth station using a LEO satellite, the above antenna uses an offset parabolic antenna-type reflector and a primary feed is installed in the focal position of the paraboloid of revolution forming the reflector. The quantity of an offset of an offset parabolic antenna is selected so that



四、中文發明摘要 (發明之名稱：與低地球軌道衛星通信用之天線)

英文發明摘要 (發明之名稱：ANTENNA FOR COMMUNICATING WITH LOW EARTH ORBIT SATELLITE)

antenna gain is maximum at the minimum operational elevation. The primary feed is mechanically independent of the mobile reflector, is attached and fixed to a radiator supporting part. In the meantime, the reflector is turned based upon an azimuth axis and an elevation axis according to AZ-EL mount.



六、申請專利範圍

1. 一種與低地球軌道衛星通信用之天線，在使用低地球軌道衛星之衛星通信系統中，使用於一地面站，其中，係使用一種偏移開口天線，對該低地球軌道衛星作機械式追蹤。

2. 如申請專利範圍第1項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該機械式追蹤係藉由固定該開口天線之一1次發射器，並於該低地球軌道衛星方向，基於一方位角軸線與一仰角軸線，只旋轉該開口天線之一反射鏡而實現。

3. 一種與低地球軌道衛星通信用之天線，在使用低地球軌道衛星之一衛星通信系統中，使用於一地面站，包含：

一反射鏡，設有預先決定之旋轉拋物面偏移量；

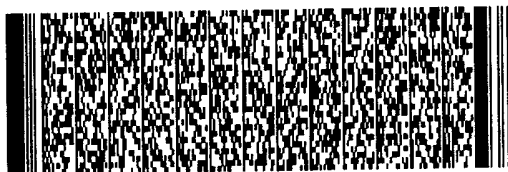
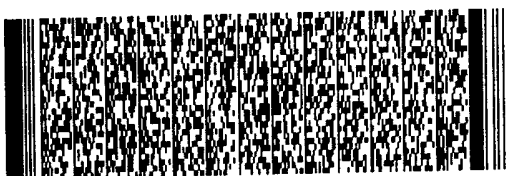
一AZ-EL支架，連接至該反射鏡，藉由基於一方位角軸線與一仰角軸線而旋轉該反射鏡，用以追蹤該低地球軌道衛星；

一1次發射器，用以在該反射鏡上放射預先決定的波束；

一饋電部，用以饋電至該1次發射器；以及

一發射器支持部，用以支持該1次發射器，俾能使該1次發射器可獨立於該反射鏡而受固定。

4. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該偏移量之值係以使天線增益在一預先決定的最小運作仰角時為最大的條件而設定。



六、申請專利範圍

5. 如申請專利範圍第4項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中：

該預先決定的最小運作仰角，係為在該低地球軌道衛星之仰角方向之追蹤界限；以及

該預先決定的最小運作仰角，係基於配置於與該低地球軌道衛星之高度相同的軌道面上之衛星數量而決定。

6. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該天線係為一種偏移拋物面天線。

7. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該天線係為一種偏移卡塞格倫天線。

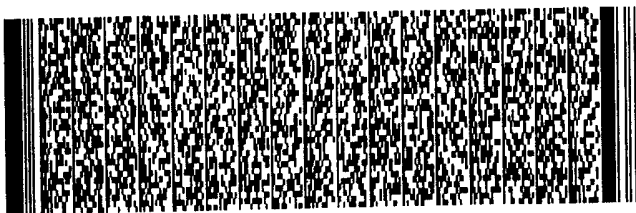
8. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該天線係為一種偏移格雷戈里(Gregorian)天線。

9. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中：

該方位角軸線係繞著一條連接該反射鏡中心與該1次發射器中心之直線旋轉；且

該仰角軸線與從一旋轉拋物面軸和一拋物面之交點(中心)通過偏移反射鏡之旋轉拋物面內的一放射狀直線在旋轉拋物面內直交的線相接觸。

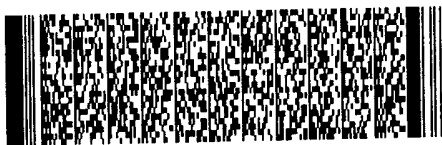
10. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，一個追蹤該低地球軌道衛星的範圍，在仰角方向係為從該最小運作仰角到天頂，而在方位角方向係為從0度到360度。



六、申請專利範圍

405279

11. 如申請專利範圍第3項之與低地球軌道衛星通信用之天線，其中，該與低地球軌道衛星通信用之天線，係於一微波帶或一毫米波帶傳送/接收一種高頻信號。



圖式

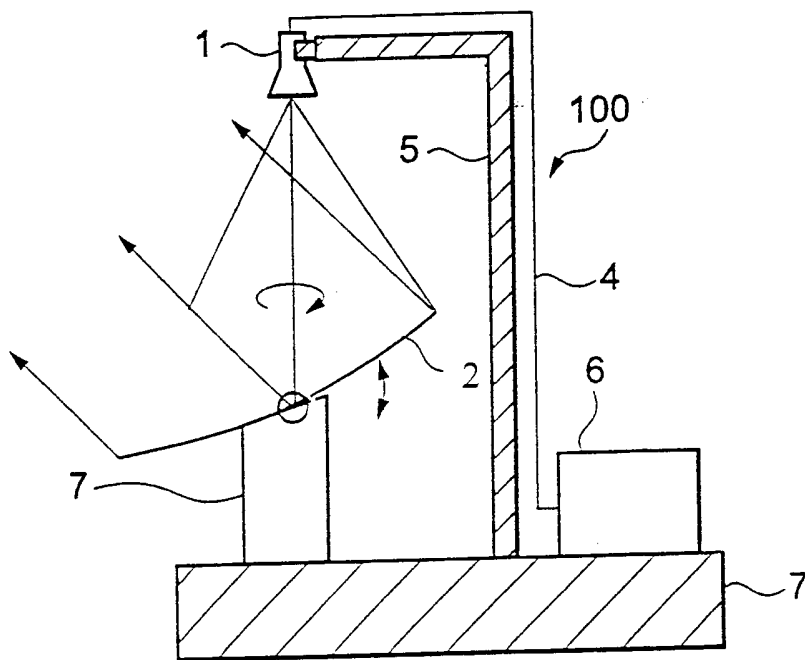


圖 1

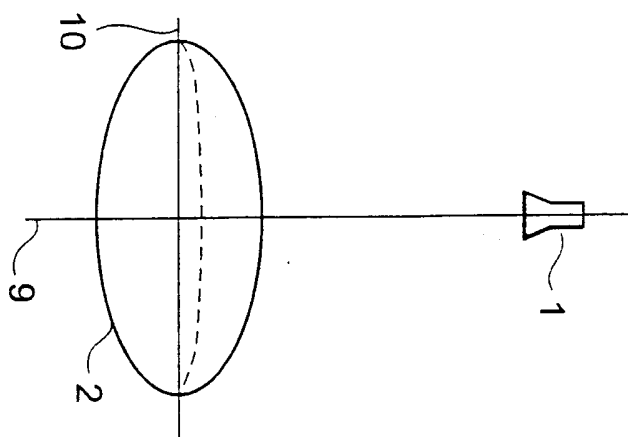


圖 2A

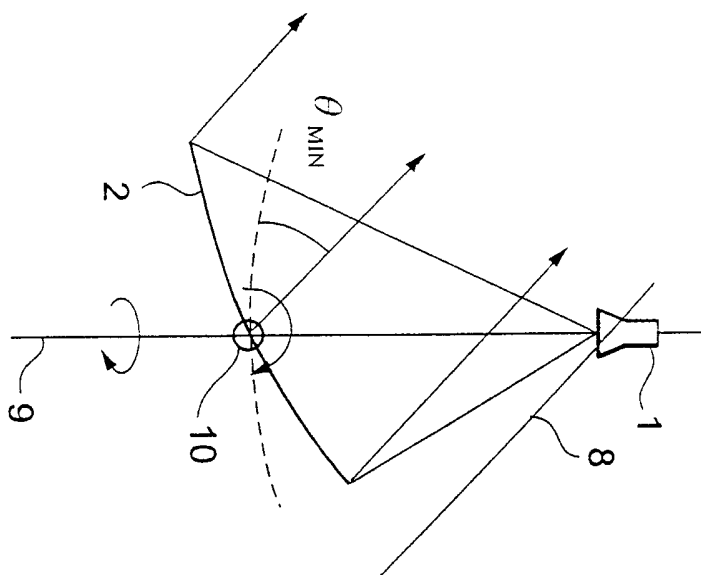


圖 2B

圖 3A

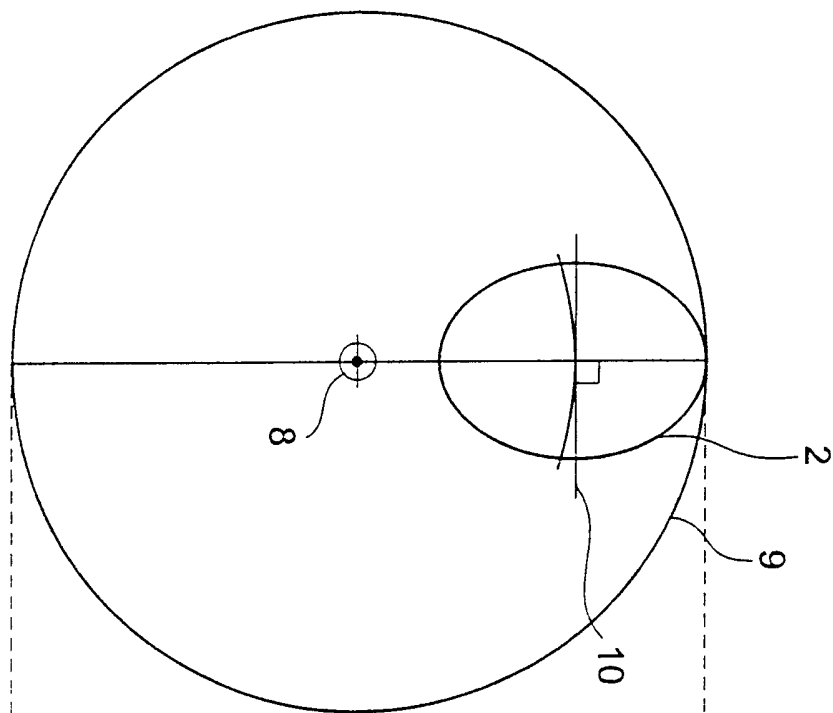
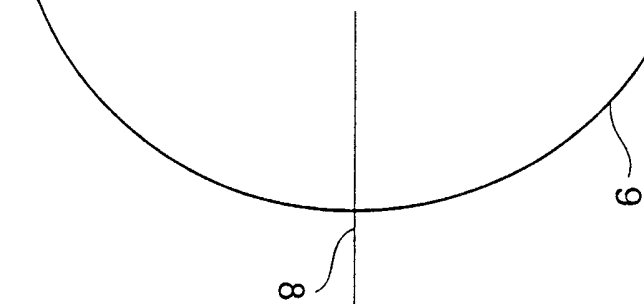


圖 3B



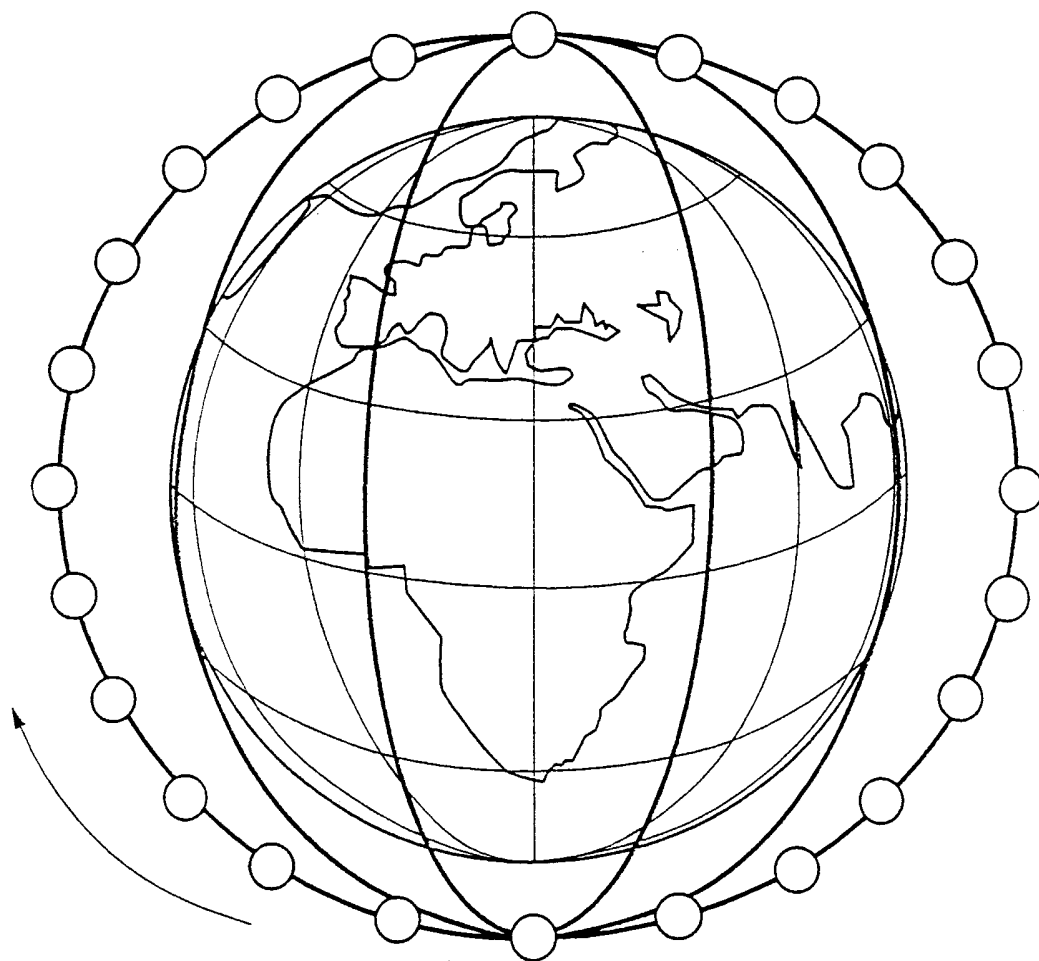


圖4

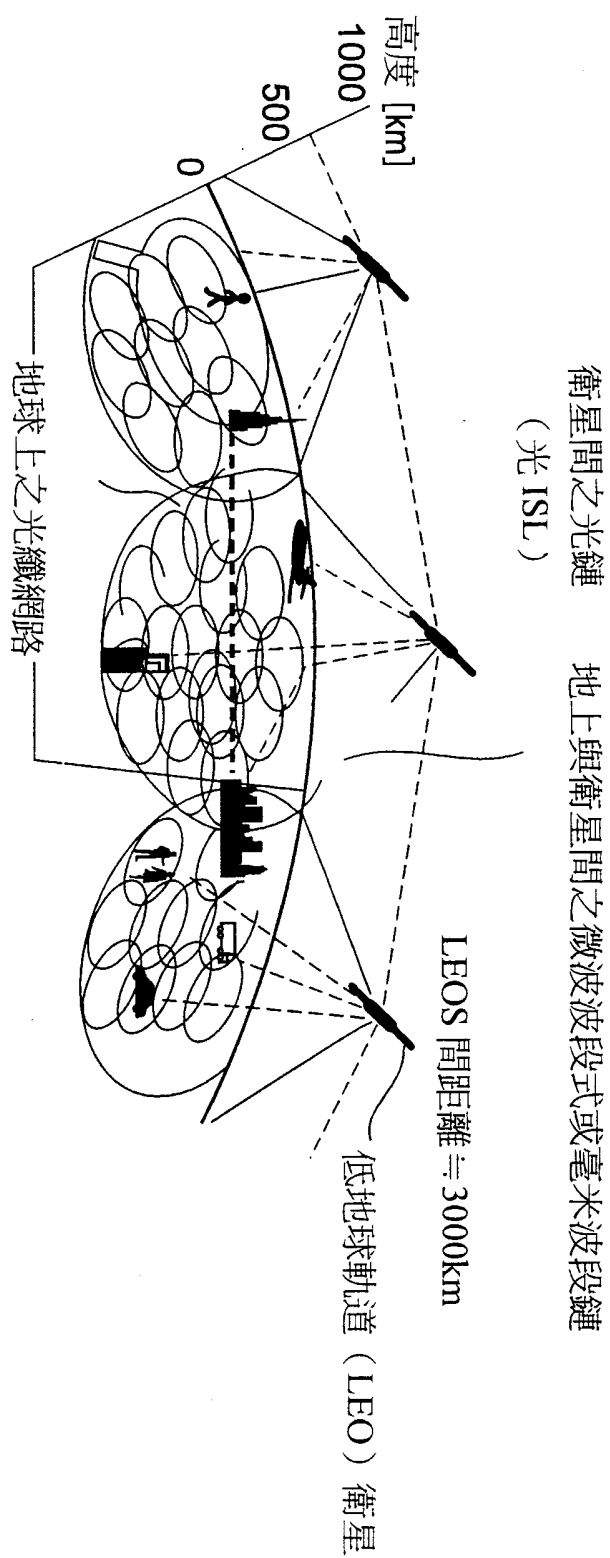


圖5

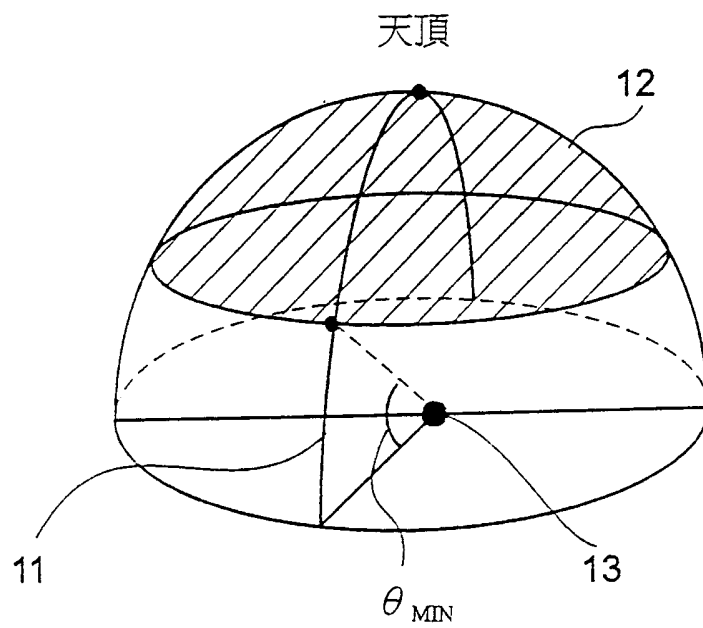


圖6

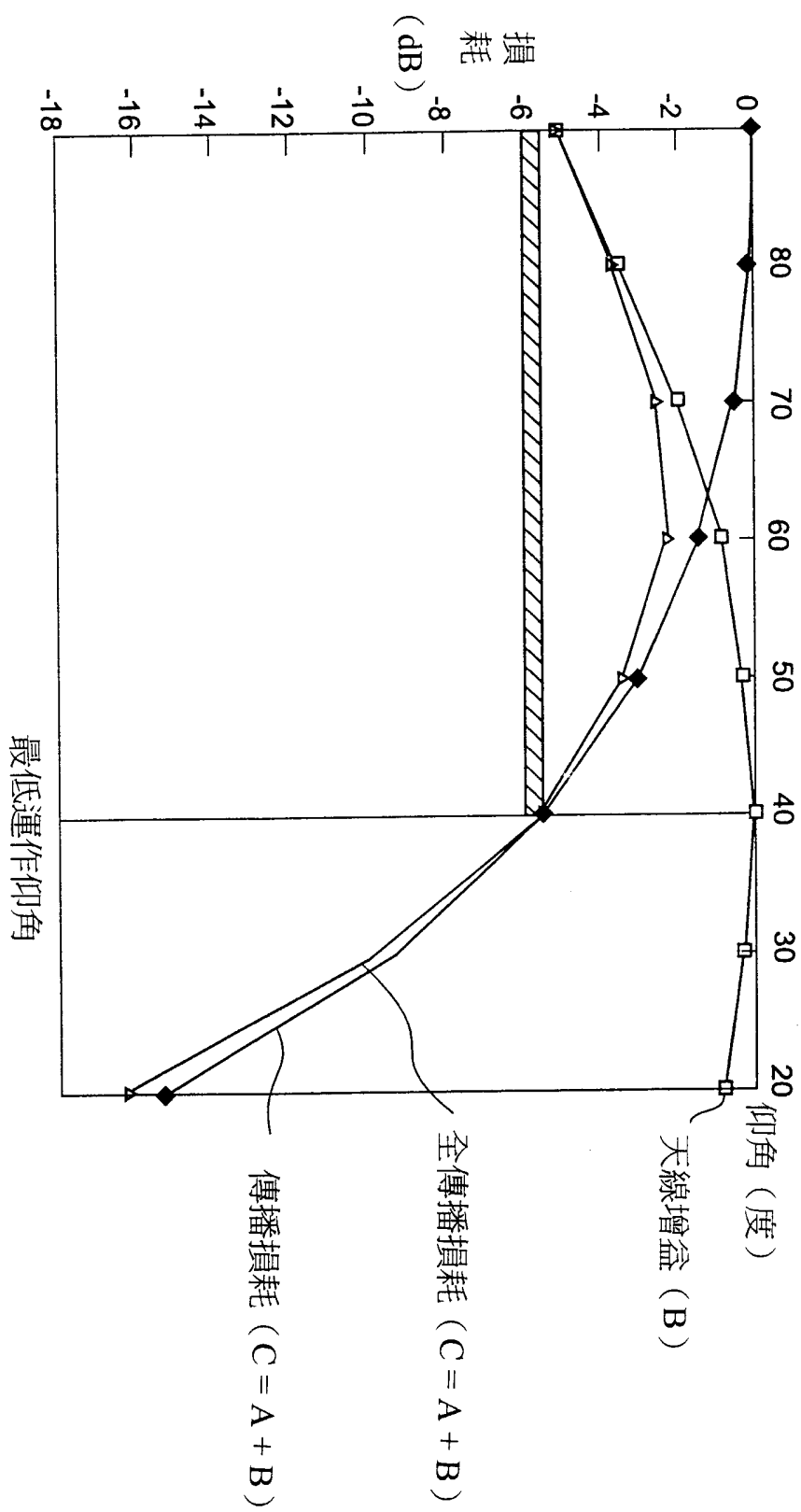


圖 7

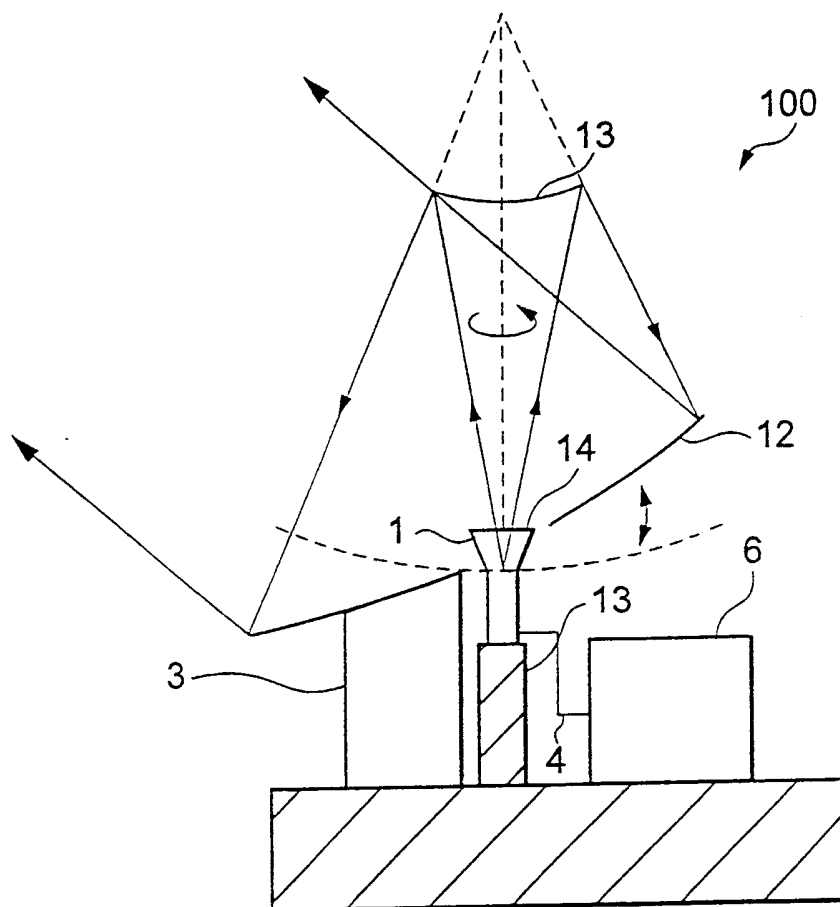


圖 8

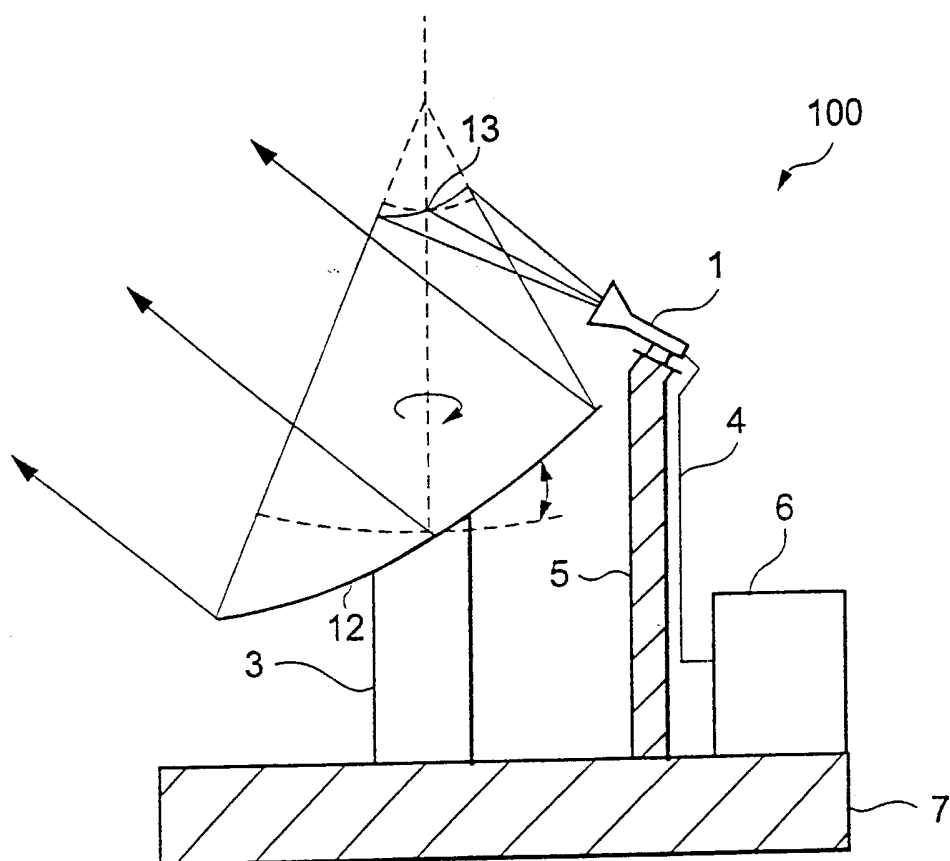


圖 9

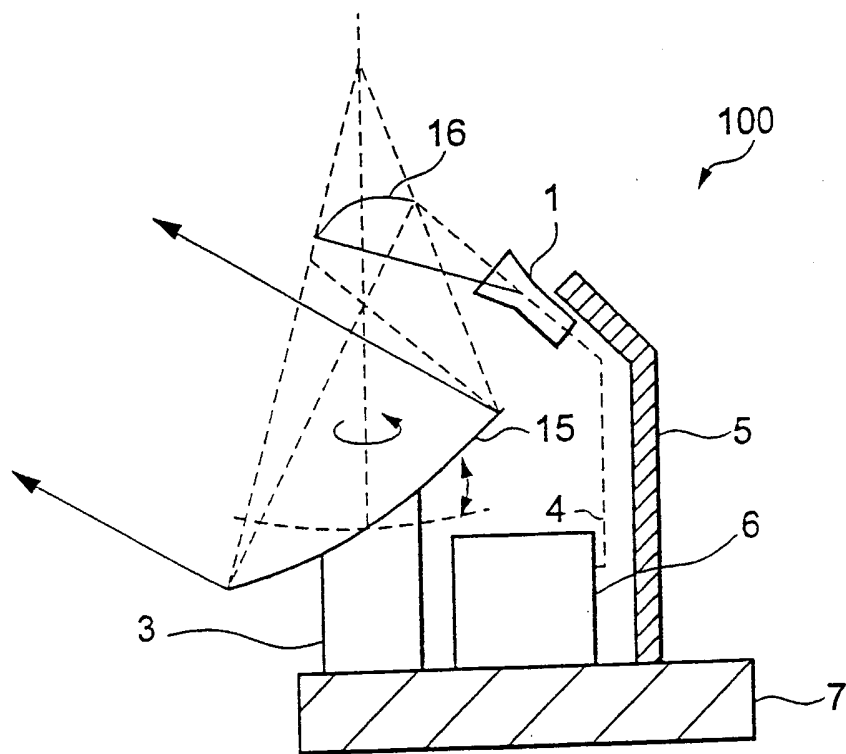


圖10

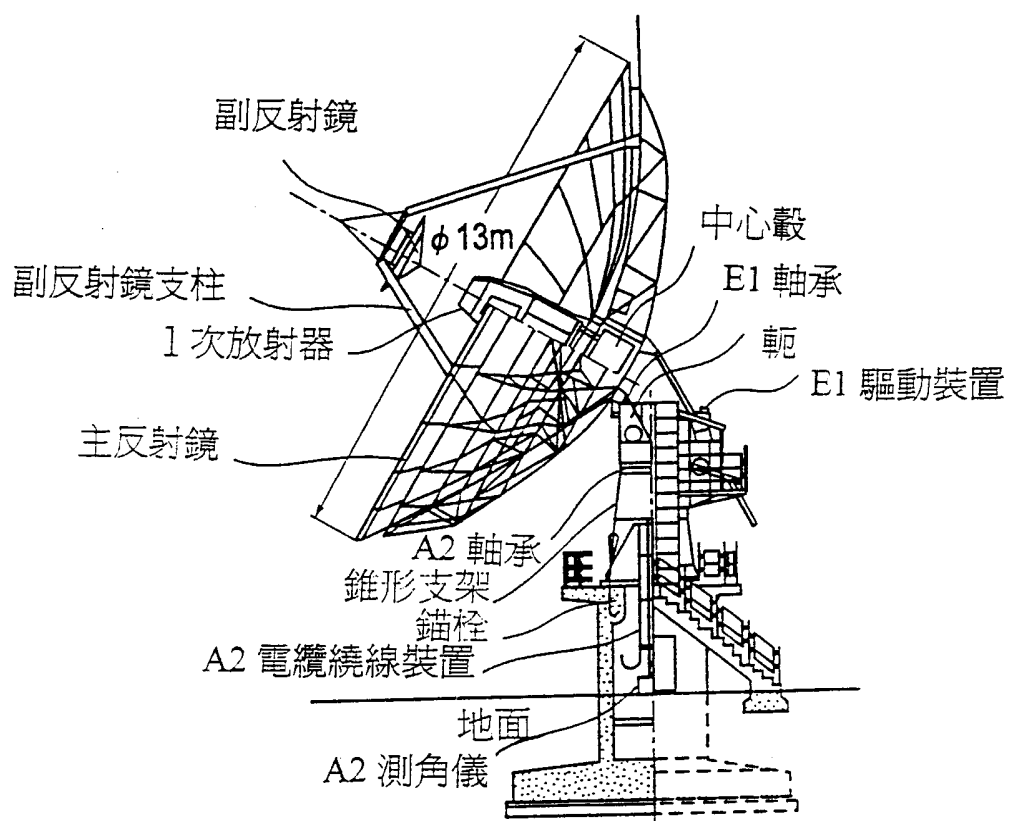


圖11

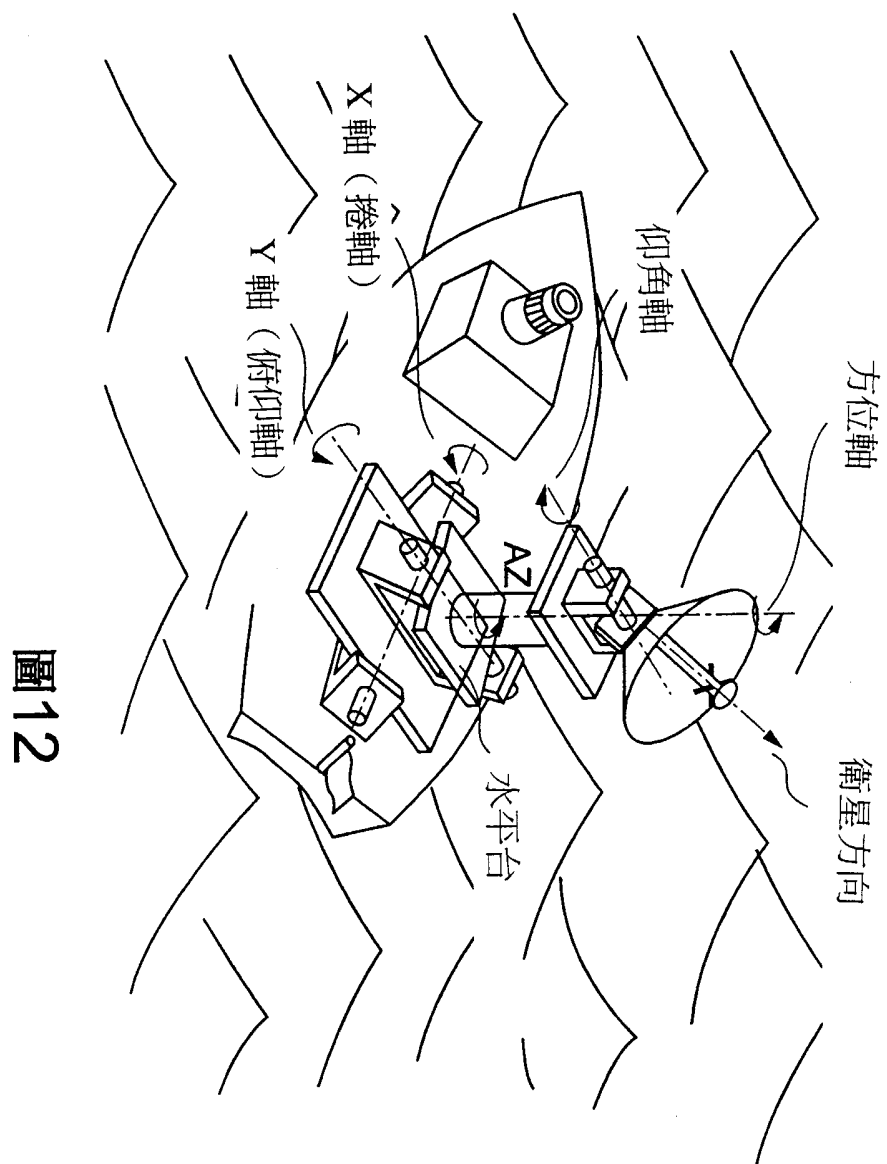


圖12