



# (12) 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 88107240.4

[51] Int.Cl.<sup>4</sup>  
G01S 1/20

[43] 公开日 1989年5月24日

[22] 申请日 88.10.20

[30] 优先权

[32] 87.10.23 [33] US [31] 112870

[71] 申请人 休斯航空公司

地址 美国加利福尼亚

[72] 发明人 塞奇·威廉姆 E

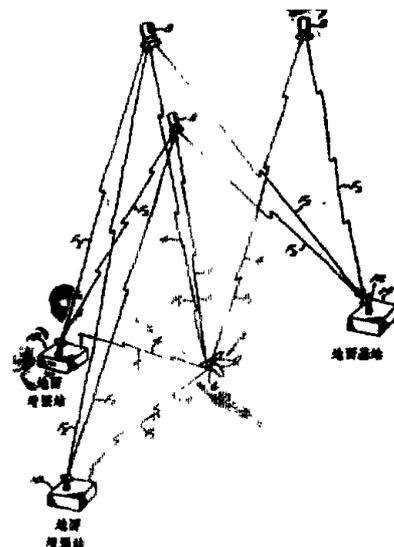
74 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专利  
代理部  
代理人 陆丽英

说明书页数: 21 附图页数: 11

[54] 发明名称 用于航空飞行器的飞行器定位系统的  
精度提高

[57] 摘要

本系统有多个地面增强站 10 和至少一个卫星 8, 以从一个用户飞行器 2 的无线电发射器接收编码的发射信号。卫星 8 将从用户直接接收到的信号和从地面增强站 10 延时接收到的信号发送给基站 14, 那里设有计算机根据各信号到达的时间差计算航空用户的位置。地面增强站 10 提供了比纯卫星或纯地面型系统低的几何上的精确度削弱率, 将飞行器 2 上使用的比较简单的发射器和在地面增强站 10 及卫星 8 上使用的转发器相结合, 显著地降低该系统的成本。



< 36 >

## 权 利 要 求 书

---

1. 一种用于对空中用户的飞行器(2)的位置进行定位的飞行器定位系统,该系统包括,一个发射器(44),它位于用户飞行器(2)上并能周期性地发射该所述的用户飞行器专用的信号;多个地面站;以及至少一个卫星,其特征在于,

所述各地面站包括多个地面增强站(10),它们能够从所述用户飞行器(2)接收所述信号并且在一个预定的时间延迟后将它们再发射出去;

所述卫星(8)能够接收从所述的用户飞行器(2)发射的所述信号和从所述地面增强站(10)再发射的所述信号,所述卫星(8)还能够再发射一个由所述的这些接收到的信号组成的复合信号;以及

所述地面站(10)包括一个地面基站(14),它能够从所述卫星(8)接收所述复合信号,并设有计算机装置(88)用以根据直接从用户飞行器(2)发射到卫星(8)的信号和经过地面增强站(10)转发到卫星(8)的延时信号的到达的时间差来计算所述用户飞行器(2)的位置。

2. 根据权利要求1所述的飞行器定位系统,其特征还在于;其中所述飞行器的发射器还包括一个数字无线电发射器(44),该数字无线电发射器(44)包含用以发射一个分散频谱伪噪音数字无线电信号的装置。

3. 根据权利要求1或2中任一权利要求所述的飞行器定位系统,其特征还在于;每个所述地面增强站(10)还包括装置(28),用以识别从所述用户飞行器(2)发射的所述信号的再发

射的作为这一特定的地面增强站(10)的再发射信号。

4. 根据权利要求1至3中任一权利要求所述的飞行器定位系统,其特征还在于,用以从所述卫星(8)再发射所述信号的装置包括一个窄波束电磁波发射器天线(56)。

5. 根据权利要求4所述的飞行器定位系统,其特征还在于,所述的用以在地面基站(14)上接收来自于所述卫星(8)的所述信号的装置还包括窄波束天线装置(12),用以从所述卫星(8)接收所述窄波束电磁波发射信号。

6. 根据权利要求1至5中任一权利要求所述的飞行器定位系统,其特征还在于,在所述飞行器定位系统中包括与所述地面基站(14)通信的所述的多个卫星。

7. 根据权利要求6所述的飞行器定位系统,其特征还在于,所述的地面基站(14)还包括分别调谐于对应的卫星(8)的多个天线(72, 74, 76)用以接收它们各自发射的信号。

8. 根据权利要求1至7中任一权利要求所述的飞行器定位系统,其特征还在于,所述用户飞行器发射器(44)能以第一频率 $F_1$ 发射信号,所述地面增强站(10)包括以第二频率 $F_2$ 再发射所述用户飞行器信号的装置(40, 42);以及所述卫星(8)包括以第三频率 $F_3$ 再发射所述单个复合信号的装置(62)。

9. 根据权利要求8所述的飞行器定位系统,其特征还在于,所述卫星(8)还包括调谐到所述第一频率 $F_1$ 的第一接收器(58)和调谐到第二频率 $F_2$ 的第二接收器(58)。

10. 根据权利要求1至7中任一权利要求所述的飞行器定位系统,其特征还在于,所述的用于计算所述用户飞行器(2)位置的计

算器装置包括一个数字式计算机。

用于航空飞行器的飞行  
器定位系统的精度提高

本发明涉及飞行器的定位系统，尤其是涉及使用在空中交通管理设施中的飞行器定位系统，该系统基于应用卫星和地面站的组件，其定位精度优于那些完全基于只用于卫星或只用于地面站的组件所提供的定位精度。

由于空中交通日益增多，人们希望减少飞行之间的飞行间隔距离，并且由此增加国家所控制的空域管理的有效能力。在美国空中交通的控制系统是以空中交通的安全作为首要的运行准则。在这样的运行环境及准则下，飞机定位的不精确性就直接地意味着在飞行之间需要有大距离的飞行间隔。此外，现有的系统主要是以雷达为基础的系统，它需要在飞行上使用必须由飞行员调节到识别飞行的预定码上的转发器。如果飞机上装备了C波段转发器，则利用转发器的信号将其高度信号发射给一个问讯雷达，但是这种高度信号除依赖于雷达转发器外还依赖于将高度编码的有效性。雷达的作用距离不能贯穿整个美国，但是通常它集中在高稠密的居住地区或频繁定线飞行的地区。结果就使得在雷达作用范围不能到达，并仅由飞行员依靠定位报告其位置的地区中，空中交通控制系统在其容量上被严格受到限制。最后使得必须在飞机之间加大间隔距离。

在现有的空中交通控制系统中，飞机的位置被传送到一个空中交

通控制人员，他根据自己面前的增强型雷达显示器提供分离及碰撞的警报。虽然可以利用某些计算机化的碰撞警报系统，但由于雷达系统的定位精度及飞机运行的包络迹常会引起误警报，故这种系统在高度拥挤的交通区域不是很有用的。因而差的定位精度既降低了空中交通系统的容量也降低了在拥挤的空域中利用计算实现碰撞警报的能力。

卫星型飞行器定位系统，例如在1982年11月16日公布的美国专利US 4359,733 描述的地球卫星系统已经提出了着手解决现有空中交通控制系统的精度及容量问题，并于装设适当电子设备的飞机提出了根据计算机得出的确定飞机位置的信息，自动向飞行员报告潜在碰撞。然而，该系统通常装备了相当昂贵的航空设备及既复杂又昂贵的卫星系统，以提供所需的服务。此外，虽然它们与雷达型系统相比能够提供改善的精度，并且能够使用几个卫星复盖基本全美国大陆，但是由于从飞行器发射信号得到的位置线的双曲线的小相交角，使该系统遭受到几何上精密度的削弱（GDOP—Geometric Dilution of Precision）对于同步地球通信卫星中继器系统而言，GDOP系数典型大于100。使用地面型中继器构成的系统在升高的平面中会遭受到相似的GDOP问题，因为该系统位置线的交角也是小的。这些GDOP的量值需要大于所需的飞机之间的距离。

由上所述可以明显地看出，无论是完全基于一个卫星或多个卫星的系统还是完全基于一个或多个地面站的系统，都不能满足下一代空中交通控制系统的定位精确度和费用的要求。这样的系统应能在最大程度上减少航空和宇航部件的费用和复杂性，并在提供复盖全美国大

陆时还需要地面站的个数相对地少。

本发明提供对于卫星型的飞行器定位系统(VLS)(例如一份美国专利申请,申请号为:06/901,086,申请日为86年8月27日,发明人为沙基(Sastry)等人,已转让给休斯(Hughes)飞机公司,这里用作引证文件)所做的改进。本发明的基本的VLS系统依靠个数相当少的简单转发卫星,它们从航空飞行器上的发射器接收编码信号,并再将它们再发送到一个公共基站。航空用户的位置可从被卫星延迟的信号的到达时间差(TDOA)得出。

本发明涉及采用无人管理的地面增强站,它将从航空飞行器接收的信号准确地延时后再发送出去。地面增强站把这样的信号再发送给卫星,该信号具有识别正在再发射的这个具体的地面增强站的附加数据信号。这些卫星起着“弯管”(“bent pipe”)转发器的作用,它将这些信号再发射给公共地面基站,这些基站能够根据卫星与地面增强站的几何关系及已收到信号的TDOA(到达时间差)计算航空飞行器位置。在使用上述系统时,由于将地面型系统的相当陡的恒定时间延迟线迭加到卫星型系统的相当缓的恒定时间延迟线上,因而呈现在完全地面型系统或完全空间型系统中的相当大的几何上精确度的削弱(GDOP)显著地减小,借此对正在发射信号的飞行器的位置提供了更精确的测量。

本发明的混合系统在至少一个地面增强站及三个卫星上使用飞机信号的接收及再发射,与仅由位于一个或多个卫星上的中继器(repeaters)组成的系统相比,用以提供明显减少的GDOP值。此外,如果飞机是在至少二个地面增强站的范围内,与用户飞机

是在仅有的一个地面增强站的范围内时的情况相比，则能得到进一步地减少了GDOP系数。最高的精确度（和最低的GDOP）发生在包围一个机场的终端控制区域（TCA）的大约7个地面站的超过预定（即剩余导航数据）的系统中。公共基站的计算机就能选择一组信号，这组信号可为最低GDOP产生最佳几何关系。

本发明在每个飞机上使用了一种简单的及价廉的发射器，它被设计成配有对它那个飞机专用的码。该发射器还被设计成其在飞机的整个运行时间中都工作，包括飞机在飞机场滑行道上滑行时间。然而在滑行运行中，在一个优选的实施例中工作比被选得相当长一些。为了在来自于多个飞机的交错信号之间获得高区域分辨率及好的鉴别性能，所有的信号为采用分散频谱伪噪声调制的窄脉冲。这个波形是完全与上述申请号为06/901,086的专利申请中使用的波形一致的。因此，本发明的发射器提供了专门识别每个运行中飞机的措施，但是这种发射器的简单化避免了在系统内运行飞机不必要的费用。飞机上还可以装备一个碰撞报警接收器，它能接收设计用来向飞行员报告在他的飞机与其它飞机之间正在形成潜在的撞机冲突的警报信号。碰撞报警系统也可以设置给飞行员提供避免碰撞的处理方法建议的措施。这样一种碰撞避免信号可以根据在系统中对所有飞机的位置及预定位置的计算及存在基站中心计算机中的各种碰撞避免判据程序得出。

由航空用户发射的信号由在发射器视线范围中的一个或多个卫星及多个地面站接收。发射器的频率选择得能在航空飞行器、卫星及地面站之间提供可靠的通信视线。该系统的卫星部分设置了相对简单的卫星，最好是位于同步高度上的卫星，它装有一个“弯箭”转发器系

统用于将从航空飞行器收到的信号不以任何方式加以处理地转发给一个远程的地面基站。这些卫星采用各种措施被跟踪及确定它们的确切位置。例如采用专用跟踪站或卫星跟踪网络。卫星将从航空飞行器接收到的信号以窄波束发射给地面基站上的天线。在该地面基站上装设了多个窄波束接收天线，它们中的每个天线均对准了相应的卫星，所以这些卫星可以全部工作在一个相似的频率上而不会互相干扰，或者相反地，对每个卫星可分配以不同的频率，并且用单个的宽波束天线接收后再进行信号的分离。

遍及全美国设立了许多地面增强站，用以提供航空飞行器的作用距离及接收航空飞行器上发射器的发射信号。每个地面增强站然后再将从航空飞行器上接收到的信号以新的频率发射出去（允许同时地进行发射与从一个或多个飞机上的接收），并在该信号中加入了地面站的识别信号。再发射的时间精确地受到控制，以致能保存测量系统的完整性。然后地面基站根据：已知的卫星的及各个地面增强站的位置，由航空用户到卫星直接发射信号到达的时间差（TDOA），及经由地面增强站的延时信号，对航空用户的位置进行计算。

本发明的飞行器定位系统的定位精确度显著增强，这是因为与所有卫星或所有地面型的方案有关的几何上的精确度削弱值（GDOP）显著地减少了。这种 GDOP 值的减少是有可能的，这是因为地面站恒定时间延迟的双曲线与卫星恒定时间延迟双曲线的交角大于在最有利几何关系下卫星到卫星或是地面站到地面站的交角。当该交角到达  $90^\circ$  时与时间延迟测量精度有关的误差大大地减小，因为这样的误差是产生的双曲线半径增加的显示。当双曲线相交成小角度时，不精确的区域大于双曲线相交成相对大角度的情况，当相交角达到  $90^\circ$

时，不精确的区域就在最大程度上降低了。本发明是在最大程度地降低该系统航空、宇航及地面设施的费用的同时提供这些改进精确度的，因为除去少量的用于计算位置及确定潜在碰撞的中心处理基站外，这些设施均不需要有复杂的电子设备或复杂的计算能力。

因此本发明与现有的系统相比提供了显著的精确度的改进及费用的减少。通过以下与附图相结合详细说明对本发明的另外的特点与优点将会更清楚，附图是以范例的方式描绘本发明特征的。其附图为：

图 1 是本发明一个实施例的部件及航空用户布置的概图；

图 2 是从用户到飞行器定位系统的卫星的单位矢量构成的四面体图；

图 3 是说明单个用户地面增强站、卫星转发器和地面基站的本发明一个实施例的部件示意图；

图 4 是说明增强站位置及作用距离与用户典型高度关系的图；

图 5 是用以说明本地区中位于较高高度的地面增强站的南加里福尼亚的地面增强站的示范分配图；

图 6 是作为图 4 中 8 个地面增强站径度函数的  $33^{\circ} 40'$  纬度处的几何上精确度削弱 (GDOP) 值的示图，用以表明将一个卫星加入地面增强站对 GDOP 特性的改善；

图 7 是本发明对于地面高度在 0 英尺及 1,000 英尺上的两种地面增强站来说，在全美国部署的地面基站的一个实施例中所需的场地数目作为飞机高度作用距离的函数的图；

图 8 是在本发明另一实施例中与用于美国大陆部署的地面增强站数目演算有关的几何关系图；

图 9 是本发明的一个地面增强站的部件的布置方框图；

图 10 是用于本发明一个实施例中的一个航空用户的电子发射器系统的部件布置方框图；

图 11 是本发明的一个实施例中卫星部分的部件布置方框图；

图 12 是根据本发明的一个实施例中地面基站部件的布置方框图。

如示例性的附图中所示，本发明具体体现在一个飞行器的定位系统中，该系统同时使用了卫星型和地面型的转发器，用以将从一个航空用户发送器发来的信号中继转送给一个地面基站，在该站中，根据已知的卫星及地面基站的几何条件、位置以及在地面站中各信号接收时刻的时间差作出空中用户位置的计算。本发明在航空用户设备、地面站及卫星系统中的无线电频率部件上使用了相对便宜的及简单的部件，以及具有在一个或几个相对大的复杂的地面基站装置中集中计算的及解决发生碰撞的能力。现有技术的飞行器定位系统是完全卫星型的或是完全地面型的，它们需要在航空用户和/及卫星上设置相对大数量的复杂电子设备及计算机系统，用于提供所需的飞行器的定位服务。

这种现有技术的系统存在一个问题：即几何上精密度的削弱值（GDOP）是与地球同步轨道卫星的卫星系统中航空用户用的恒定时间延时的双曲线的相对小的交叉角相联系的。使用这样一个系统，来自航空用户到达卫星信号的、或相反地发自卫星到达航空用户的信号的时间测量的任何误差由于这种几何图形结果产生出相当大的误差。同样，在完全地面型的系统中具有相对局限的地区作用距离及几何上精密度的削弱误差，除非使用非常大数目的地面站来保证

在航空用户及许多地面站之间有足够的几何关系，由此许可选择一个合适的几何关系。

在飞机或在宇宙飞船上进行飞行器定位计算的飞机或宇宙飞船的系统局限于这样的情况，即与本发明的构思相比，诸如远程及自动的定位方面必须包括相当大量及昂贵的计算能力。

图 1 描绘了本发明的基本布置，其中航空用户 2 通过它的全向天线 6 发送出一个频率为  $F_1$  的信号 4。这种信号可能被卫星 8 及地面增强站 10 所接收。地面增强站 10 再将从用户 2 接收的频率为  $F_1$  的信号以频率  $F_2$  在一精确时间延迟后，并且在该信号中加入了地面增强站的识别标志后再发送给卫星 8。然后卫星 8 再以频率  $F_3$  发送信号给地面基站 14 的天线 12。地面基站 14 包含根据由卫星 8 及地面增强站 10 转发信号的到达延时 (TDOA) 及每个地面增强站及卫星的已知位置计算航空用户 2 位置的能力。于是本发明将与远离地面基站 14 的系统中全部部件有关的费用及复杂性减到最小程度，并且为在航空交通控制系统中飞行器的定位提供了单一的信息源。根据飞机拥有者的选择，每个飞机可能装备了一个接收器，它能够接收及解码来自于中央地面站 14 的信息，以提供给航空用户它的当前位置的指示以及与另外航空用户的任何可能发生碰撞的指示。这样一个信号能够由在航空用户接收范围内的卫星或是选择的地面增强站来继续转发。

由上述可知，与当前预见的系统相比本发明提供了重要的优越性。与在用户机舱上进行计算的系统相比其费用大大地减少，因而该系统就适用于较小的，不太富裕的用户。于是本发明可以这样的方式促进空中安全，即所有的用户均装配上转发器并成为国家空域系统中

的一部分，则其结果就增加了安全及可实施性。

本发明的另一个优点是它提供精确定位的能力，在另外的系统中如果不采用在大量卫星（如GPS系统）上作极为精确的区域测量或采用相对本发明的简单系统另外的复杂调节则是不可能得到这种精确定位能力的。在固定位置及一个双曲线导航系统单元之间概括出的几何上精密度的削弱（GDOP）是以由同一传播信号接收时间之间的差值作的位置计算为基础的。

几何上精密度的削弱（Geometric Dilution of Precision）

在任何无线电导航系统中的运算中几何上的影响用术语“几何上精密度的削弱”（GDOP）来表达。在设置在卫星的系统情况下，GDOP能够表达如下（对于给定的高度输入）：

$$GDOP_a = \sqrt{\text{trace}(\mathbf{G}_a \mathbf{R} \mathbf{G}_a)^{-1}} \quad (1)$$

其中：

$$\mathbf{G}_a = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 & 0 \\ l_1 & m_1 & n_1 & -1 \\ l_2 & m_2 & n_2 & -1 \\ l_3 & m_3 & n_3 & -1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\text{及: } R = \begin{bmatrix} 1/u^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

符号  $l_i, m_i, n_i$  为从用户到卫星的方向余弦；注脚“a”相应于高度计辅助指示； $u$  为高度误差与随机伪区域误差之比，表示为：

$$u = \frac{\delta_a}{\delta_p} \quad (4)$$

这里得出的 G D O P 的推导是基于一个固定的高度输入误差上的，如在后面将要讨论的，这样的假设与本发明有直接的关系，其中从用户到地面增强站的联系与在卫星上或在地面基站上 T D O A S 的直接测量相比乃是对计算用户高度的一个改进措施。

现在可以展开 G D O P<sub>a</sub> 的表达式并得到一个闭合型解。有：

$$(G_a R G_a)^{-1} = \frac{\text{adj}(G_a R G_a)}{\det(G_a R G_a)} \quad (5)$$

$$= \frac{\text{adj}(G_a R G_a)}{\det(G_a) \det(R) \det(G_a)} \quad (6)$$

$$= \frac{d}{D^2} \quad (7)$$

将(7)式代入(1)得:

$$GDOP_a = \frac{\sqrt{t}}{D} \quad (8)$$

式中,  $t = \text{trace}(d)$ 。

由代数变换得到,

$$\begin{aligned} t = & a_{33} \{ (a_{11} + 3) a_{22} - a_{42}^2 - a_{21}^2 + \\ & 3 a_{11} - a_{41}^2 \} - a_{41}^2 (a_{11} + a_{22}) + \\ & 2 a_{43} (a_{31} a_{41} + a_{42} a_{42}) - a_{32}^2 \\ & (a_{11} + 3) + 2 a_{21} a_{31} a_{32} - a_{22} \\ & (a_{31}^2 - 3 a_{11} + a_{41}^2) - a_{11} a_{42}^2 + \\ & 2 a_{41} a_{21} a_{42} - 3 a_{31}^2 - 3 a_{21}^2 \end{aligned} \quad (9)$$

其中各  $a_{1j}$  为由用户到与高度计协同使用的三个卫星的方向余弦的函数。它们的关系由以下的方程式表示

$$\begin{aligned} a_{11} &= l_1^2 + l_2^2 + l_3^2 \\ a_{22} &= l_1 m_1 + l_2 m_2 + l_3 m_3 \\ a_{33} &= m_1^2 + m_2^2 + m_3^2 \\ a_{31} &= l_1 n_1 + l_2 n_2 + l_3 n_3 \\ a_{32} &= n_1 m_1 + n_2 m_2 + n_3 m_3 \\ a_{33} &= n_1^2 + n_2^2 + n_3^2 + 1/u^2 \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned}
a_{41} &= -(l_1 + l_2 + l_3) \\
a_{42} &= -(m_1 + m_2 + m_3) \\
a_{43} &= -(n_1 + n_2 + n_3)
\end{aligned} \tag{10}$$

相似地，利用结合(6)及(7)式，可以得出表示式：

$$\begin{aligned}
D^2 &= [(l_2 - l_1)(m_3 - m_1) - (l_3 - l_2) \\
&\quad (m_2 - m_1)]^2 / u^2 \tag{11}
\end{aligned}$$

因而G D O P a的解即可由(8)至(11)式完全地以闭合型式给出。

注意在(11)式中给出的 $D^2$ 表达式它具有某些有趣的因素，可以直接地明显看出它与 $n_i$ 的方向余弦无关。这个事实是有趣的，因为 $u_i$ 方向余弦相应于本地垂直方向，因而应得到与通过高度计的使用所得到的信息相似的信息。当实现了D的表达式直接对应于由四个点形成的四面体的体积时这就具有另外的意义，在这种情况下，这四个点是由从用户到三个卫星及到可看成位于地球中心的假卫星的高度参照点的单位矢量定义的。于是在高度参照点上的任何改进对于减少G D O P有着直接的关系。本发明利用使用地面增强站来提供改善G D O P的措施。

而且，由这些矢量组成的四面体的体积被公认为是G D O P的相当可靠的指示标志。这可从涉及图2中所示四面体的下列关系式中看到：

$$V = \frac{1}{6} (\mathbf{A} \times \mathbf{B}) \cdot \mathbf{C} \tag{12}$$

在其中使用了下列的定义：

$V =$ 四面体的体积

$e_a =$ 从用户到高度计（在地球中心处的卫星）的单位矢量

$e_1 =$ 从用户到卫星1的单位矢量

$e_2 =$ 从用户到卫星2的单位矢量

$e_3 =$ 从用户到卫星3的单位矢量

$A =$ 从高度计（在地球中心处的卫星）到卫星1的矢量

$B =$ 从卫星1到卫星2的矢量

$C =$ 从卫星2到卫星3的矢量

可以表示成：

$$(A \times B) \cdot C = \det(G_a) \quad (13)$$

由它得到：

$$(A \times B) \cdot C = [(l_2 - l_1)(m_3 - m_4) - (l_3 - l_2)(m_2 - m_1)] \quad (14)$$

可以很容易地看出这个式子与在(11)式中给出的表达式是相似的。因此结合(11)，(12)及(14)式可得到：

$$V = \frac{1}{6} D u \quad (15)$$

四面体的体积与  $G D O P_a$  之间的关系于是可由下式得到：

$$G D O P_a = \frac{u \sqrt{t}}{6V} \quad (16)$$

如果假设  $t$  是近似于常量，则利用增加该四面体的体积就可以减少  $G D O P a$ 。常量  $t$  假设的真实性已经利用将真实  $G D O P a$  与该四面体体积的比较大的计算机仿真计算进行了修正。事实上已经知道  $t$  不是常量，但是它的变化与  $D$  的偏差相比是小的。

由上述可见，仅用于卫星型系统的高度计输入误差扩展成该系统的大  $G D O P a$  误差。本发明利用对各地面增加站的测距所提供的更直接的高度测量，就在本质上减少了在卫星型系统中会出现的误差，并且也减少了与系统定时误差有关的  $G D O P$  误差。

图 3 中描绘了本发明系统的操作，本发明使用了一个地面增强站用以将从飞机上接收来的信号转发给卫星。航空用户 2 以发射频率  $F_1$  发送一个信号，它被在地面增强站 10 中的天线 20 所接收。然后该地面增强站在该信号中加入一个现场位置识别标志，在一个精确的时间延迟后，再将该信号以频率  $F_0$  从天线 16 发送出去。该频率为  $F_0$  的信号被卫星 8 接收，在该卫星上设置了一个转发器，它能够直接地从航空用户 2 接收频率为  $F_1$  的信号或是从地面增强站 10 接收频率为  $F_0$  的位置识别标志信号。该卫星将该组合信号，即由从航空用户 2 接收的频率为  $F_1$  的转发原始信号及从地面增强站 10 接收的频率为  $F_0$  的转发信号所组成的信号再以新的频率  $F_2$  发送给地面基站 14 的天线 22。

根据本发明的飞行器定位系统需要至少四个接收空中用户发射的站，以便提供相对于地球表面  $X$ 、 $Y$  及  $Z$  的位置。这样一个系统可能由一个或多个卫星以及多个地面站组成，并在一个优选的实施例中使用一个三卫星格局以及与多个地面站一起提供了一个超定系统。这样一种几何关系需要至少有二个地面站位于飞机的接收区域中，并且它

们有再将接收的信号发射给该卫星格局中至少二个卫星的能力。另一方面，也可使用相对大数目的地面站与相对少的卫星，其条件为能够得到至少四个在几何关系上分开的接收场地。所需的超过最小数目的附加接收场地改善了系统的精度并降低了观测的GDOP值。

图4是一个典型的地面增强站的作用距离的示意图。由图中标志可见该站的视线(LOS)范围是用户高度、增强站高度及增强站之间距离的函数。因此地面站对于用户的作用距离、在图示的站几何位置上对于超过100英尺的用户高度为25英里的数量级。如果一个1000英尺或超过1000英尺的用户被用作一个系统的最小值(这对于居住区域的空中交通是一个合理的假设，因为空中交通不允许低于这个高度，除非正在着落或起飞的过程中)。则在图示的几何关系上可获得150英里数量级的作用距离。

使用图4的几何关系及上述的GDOP的数学基础，对于典型的“全卫星”系统及根据本发明的系统作出了GDOP的计算。对于图4的参照点及地面增强站之间的纬度中点作出的这些计算结果列在表1及表2中。这些图表清楚地表明了采用本发明获得到GDOP值的显著下降。如在表1及表2中GDOP数值所表明的，当4卫星系统与根据本发明的3卫星系统+2地面增强站相比较时，在典型的几何关系下，其GDOP值的下降为30,000:1的数量级。

表1, GDOP与经度的关系

	114	115	116	117	118	119	120
4 卫星	71,290	87,184	83,640	60,560	57,870	55,508	53,428
3 卫星 + 1 地 面增强 站	60.09	41.31	26.82	15.99	9.56	8.14	9.34
3 卫星 + 2 地 面增强 站	3.10	2.88	2.56	2.19	1.81	1.81	2.28

参照纬度 = 34.0°

表 2: G D O P与经度的关系

	114	115	116	117	118	119	120
4 卫星	71,696	67,562	63,996	60,895	58,185	55,807	53,712
3 卫星 + 1 地 面增强 站	33.28	24.68	17.44	12.08	9.02	8.14	8.48
3 卫星 + 2 地 面增强 站	3.65	3.46	3.17	2.72	1.98	2.03	3.00

参照纬度 + 0.5 = 34.5°

图6表示对于完全的地面型的系统计算出的G D O P与经度的关系, 在该系统中设置了高于地球表面的各种高度的地面站以及从图5所示的地面站的典型分布中选出的地面站。图6中也示出了在该系统中附加了一个卫星的表示改进的曲线。如图5中作出标志的曲线所示, 地面增强站的高度对于全部地面型的系统对G D O P的值具有重大影响, 然而当单个卫星加入到图4中所示的地面型的系统的几何关系中时, 则G D O P的值得到显著的改善。在图6所示的地

面增强站几何图形表示的经度上其值小于2 0。从而，至少一个卫星与在航空用户通信视线中的三个或更多的地面增强站的组合在与完全地面型的系统相似的几何条件下提供了将近2个数量级的G D O P的改善。同样，大量的地面增强站及两个或更多卫星格局的组合将比一个全卫星型系统在G D O P值上有显著的降低。

图7表示在整个美国大陆，对于增强站高度为1 0 0 0英尺和高度为地平面，以及一个航空用户的高度在1 0 0 0英尺至1 0 0 0 0英尺之间变化的情况下，从一个飞行器到至少两个增强站的视线作用距离所需的地面增强站的数目。从这些曲线中可以看到，如果地面增强站选择到仅仅高于地平面1 0 0 0英尺的话，则所需的增强站的数目能大大地减小。从实际观点出发，在大部分地平面以上的最高点特征高度变化值特别低的地区不需要采用这样的高度，而在特别崎岖的地面飞行可能需要采用更高的高度。无论如何，一个总的原则是，对于给定的地理作用距离地面增强站高度上的任何增加将带来所需的地面增强站数目相应减少的后果。

图8表示推导在全美国大陆( C O N U S )应用本发明的地面增强站的数目用的几何示图。如果将全美国大陆( C O N U S )表示成宽度接近3, 0 0 0英里及高度近于1, 5 0 0英里的一个矩形，如图8所示，地面增强站之间的距离用 $R_H$ 表示，而地面增强站的数目利用等于 $(X \times Y / R_H^2)$ 的方程 $N_S$ 表示，其中 $R_H$ 等于 $1.416 \times (\sqrt{A_T} + \sqrt{H_{E S}})$ 等于视线范围，单位为英里。即，

$$N_s = \frac{X Y}{R_H^2}$$

式中：N<sub>s</sub> = 增强站数目

H<sub>ES</sub> = 增强站高度，单位为英尺

A<sub>T</sub> = 目标高度，单位为英尺。

图 9 表示涉及本发明地面增强站 10 一个实施例的基本框图。时钟 24 将一个时标提供给固时间延迟单元 26，位置识别信号只读存储器 (ROM) 28 以及定时接收器 30。时间延迟单元 26 的输出输入到数据寄存器 32，该寄存器 32 是由数据检测器 34 驱动的，数据检测器 34 接收来自于调谐在用户发射器输出频率上的接收器 36 的信号。这些信号利用加法器 38 相加，加法器 38 用以维持调制器 40 输出的同步。功率放大器 42 由调制器 40 驱动并将最终信号输送到天线 16 用以与卫星 8 (图 3) 相联系。

图 10 表示本发明航空用户机载发射器的一个实施例的功能布置图。该机载发射器 44 包括一个振荡器时钟基准单元 46 及给放大器 50 的提供输出信号信号编码器 48，然后，放大器 50 的信号输给天线 6。来自于发射器 44 的发射信号波形必须被精确地控制，以使得由该发射器发射的信号经由地面增强站 10 的转发器及卫星 8 的转送器到达地面基站 14 的精确时间能够得以测量。该来自于飞机的发射信号的波形是与上面引证的飞行器定位系统专利申请中所使用的波形是相同的。

图 1 1 表示在本发明中使用的卫星 8 中的部件布置图。这样的卫星可以是位于接近全美国大陆赤道上空的通信卫星（相对地球静止的卫星）并且其对地距离能给予任何给定的航空用户提供二个或更多的卫星视界。本发明系统的卫星上可以装备一个 C 波段的转发器或另外的为“弯管”放大器设计的合适频率的转发器以及从航空用户及地面增强站接收到的信号所用的转发器。该卫星在天线 5 4 上接收来自于地面增强站及航空用户的频率为  $F_1$  及  $F_2$  的发射信号，并再以单一频率  $F_3$  经由天线 5 6 发射给地面基站 1 4，在基站 1 4 中保存有根据所测得的时间延迟确定航空用户位置所需的计算能力。这个转发器系统使用了低噪声接收器 5 8 对在天线 5 4 接收到的频率  $F_1$  及  $F_2$  进分别处理，并使用频率转换器 6 0 转换这些信号，将转换后的信号送到混合发射器 6 2，它输出一个包含频率为  $F_1$  及  $F_2$  输入信号的混合信号，用于以频率  $F_3$  通过天线 5 6 再发射出去。因而本发明的卫星部件避免了在卫星中放置复杂电子组件及计算机的必要性。因而在采用飞行器定位系统时降低了总的费用。

图 1 2 表示本发明的地面基站 1 4 的布置，其中无线电频率接收部分 6 4 包括接收器 6 6，6 8 及 7 0，它们每个分别通过天线 7 2，7 4 及 7 6 接收信号，它们均调谐到适于各个个别的卫星并旨在接收卫星的窄频率波段及传输角度。该基站的相关器部分 7 8 设置了相关器 8 0，8 2，及 8 4，它们分别地接收来自接收器 6 6，6 8 及 7 0 的输出并在处理后输送给 T D O A 处理器 8 6。该处理器的这些数据再输出到数据处理用的数字计算器 8 8 中，在该计算机内中根据 T D O A 信号进行用户位置的计算。这些位置数据输送给用户接口模块 9 0，该模块中包括调制解调器 9 2，它用于提供用户对飞

飞行器地址及位置的存取。该数据处理计算器也可由操作员显示/控制台94控制与存取信息。该数据处理计算器还能对TDOA处理器86提供控制。

由上述的讨论可见，本发明提供的航空用户的定位精度明显地优越于完全地面型的或是完全卫星型的飞行器定位系统。此外，本发明由于在相对少的数目的地面基站中集中了该系统的计算部件及复杂的工程部件，使得本发明可以最大程度地减少用于航空用户卫星及地面增强站的系统部件的费用。该系统也可装备对航空用户发射用于定位及潜在撞机冲突的数据信息的装置，在航空用户上也装备了相适应的接收装置。虽然这里是描述及说明了本发明的具体实施方式，然而显然地，在不脱离本发明的精神与范围上还可以作出各种改型。因此，将本发明仅仅限制在所附的权利要求书上是非属所望的。

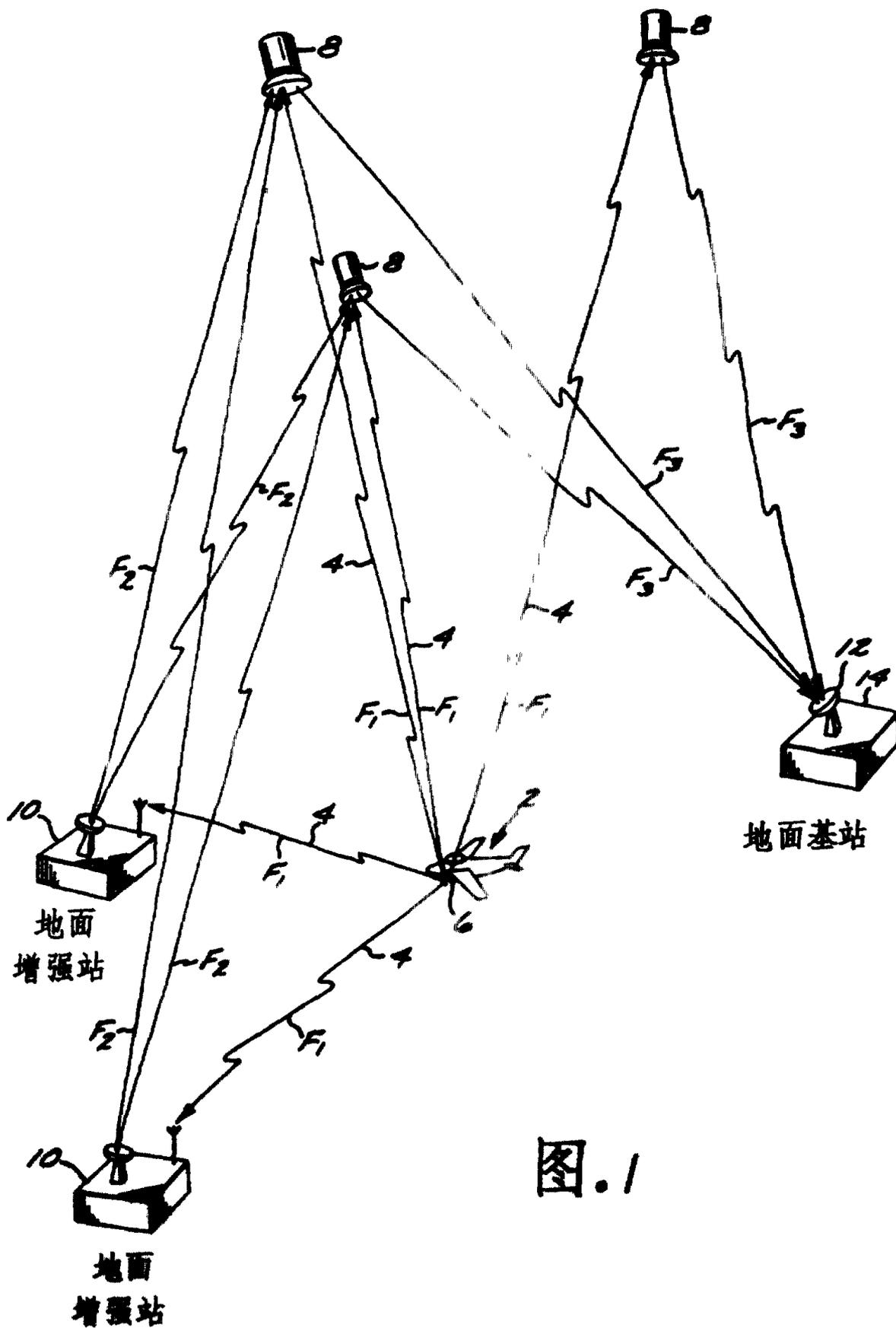


图.1

图.2

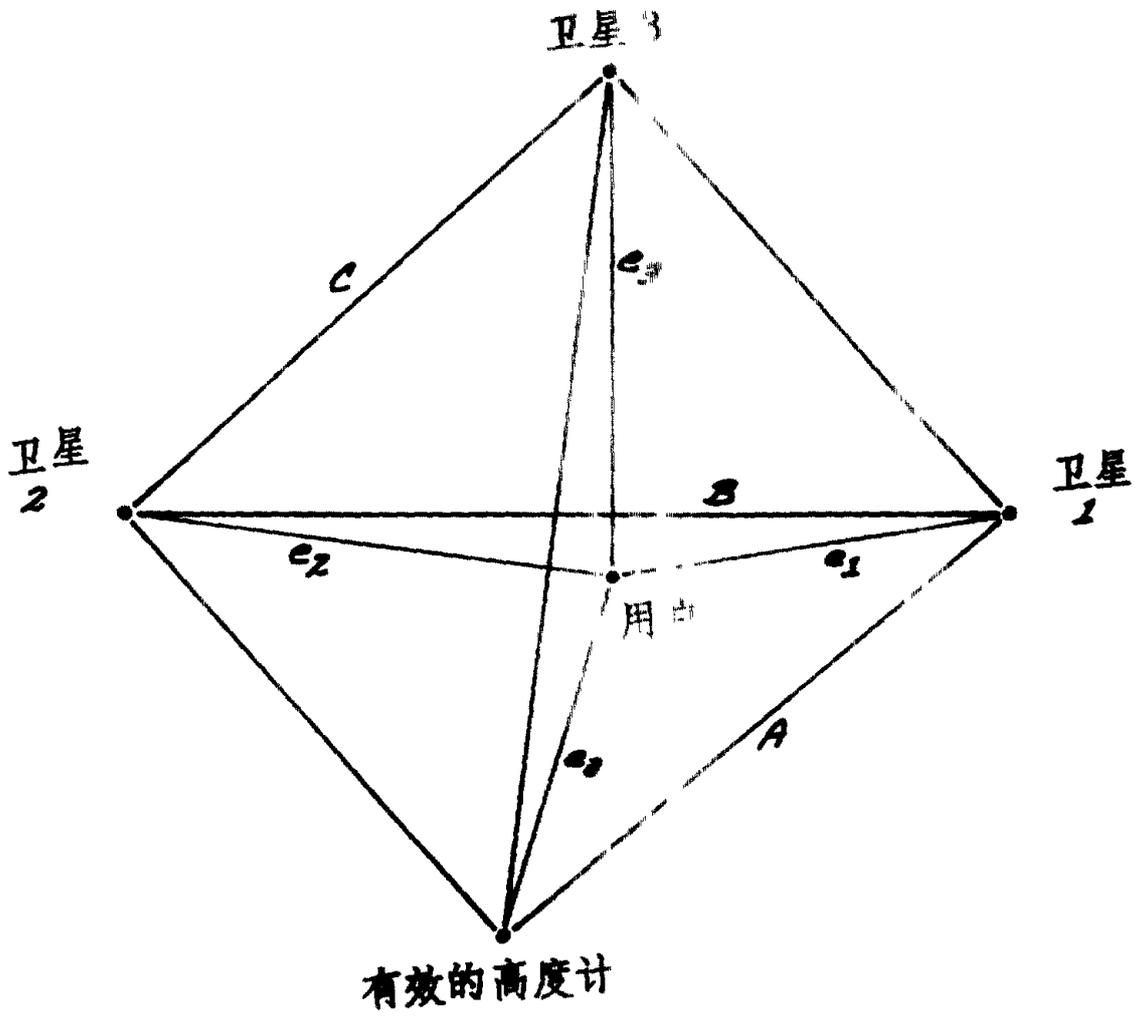


图.3

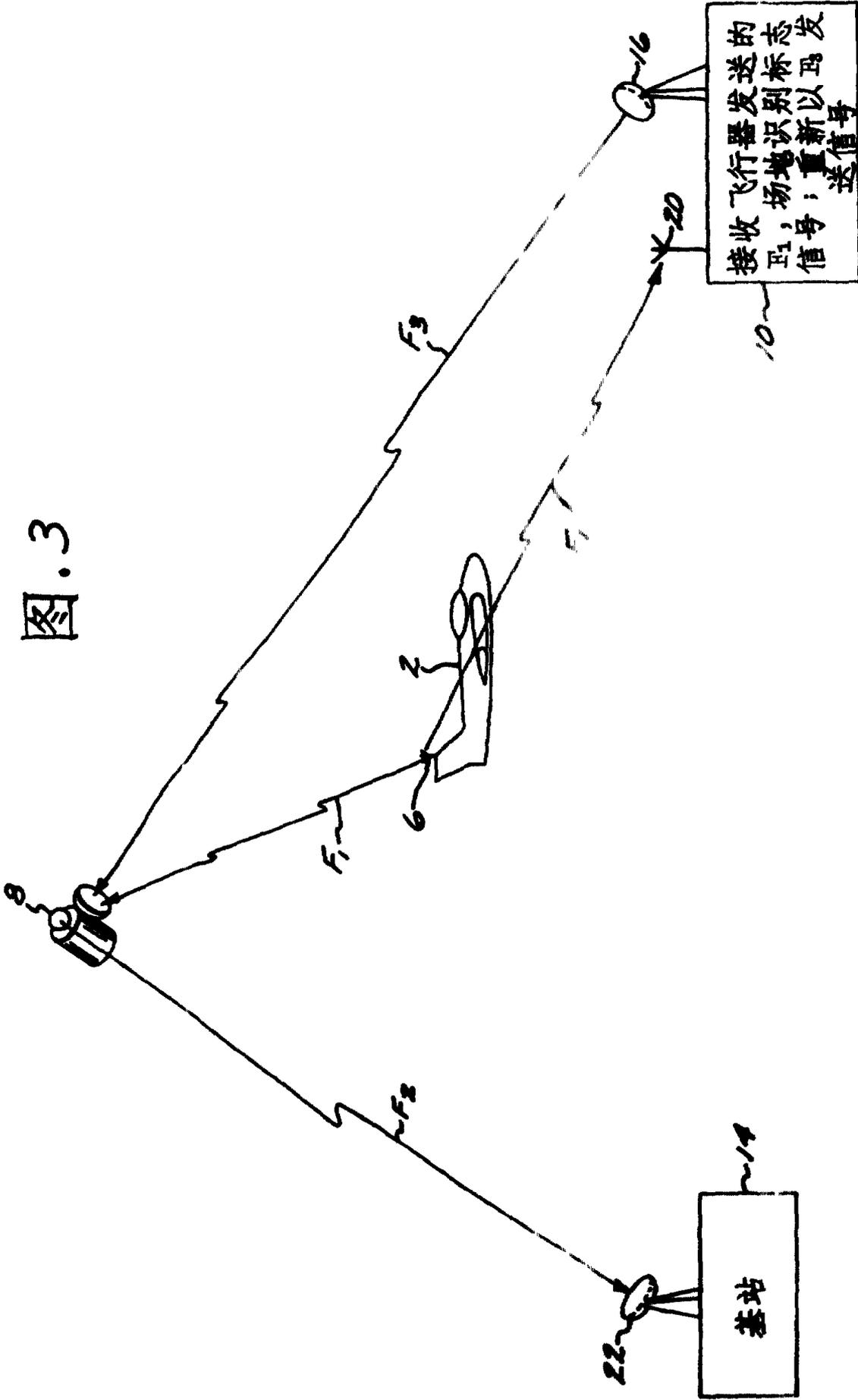


图. 4

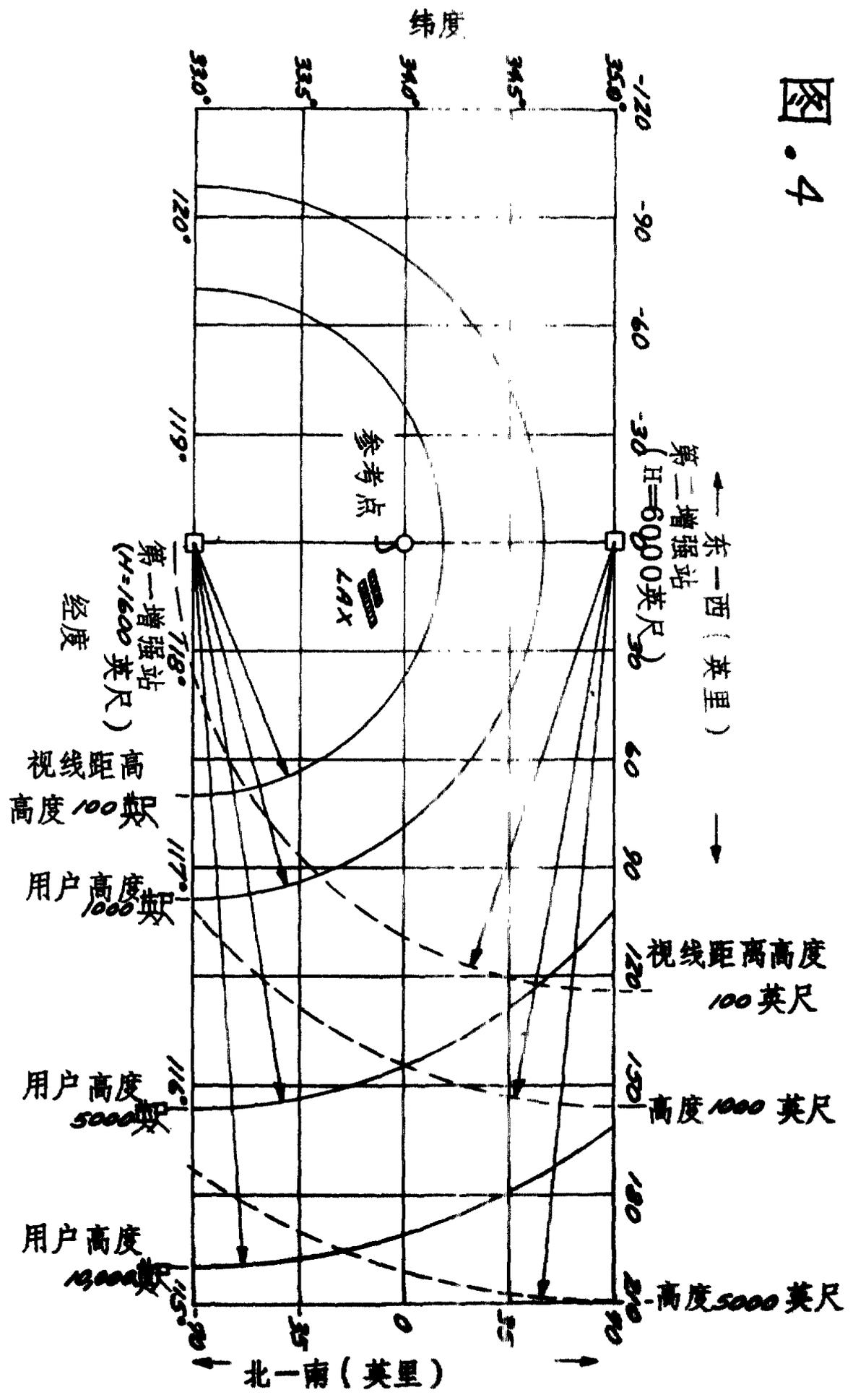


图.5

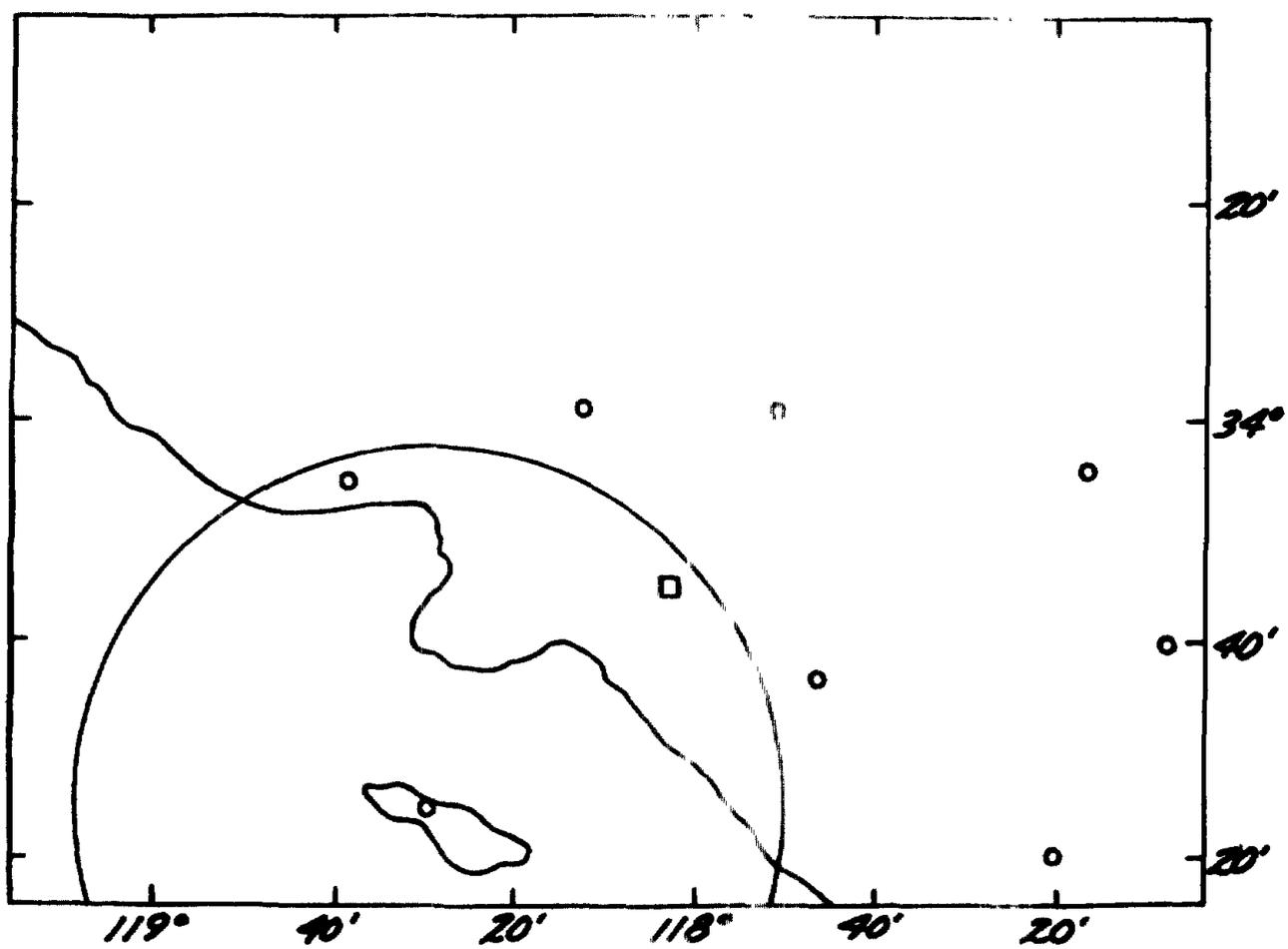


图.6

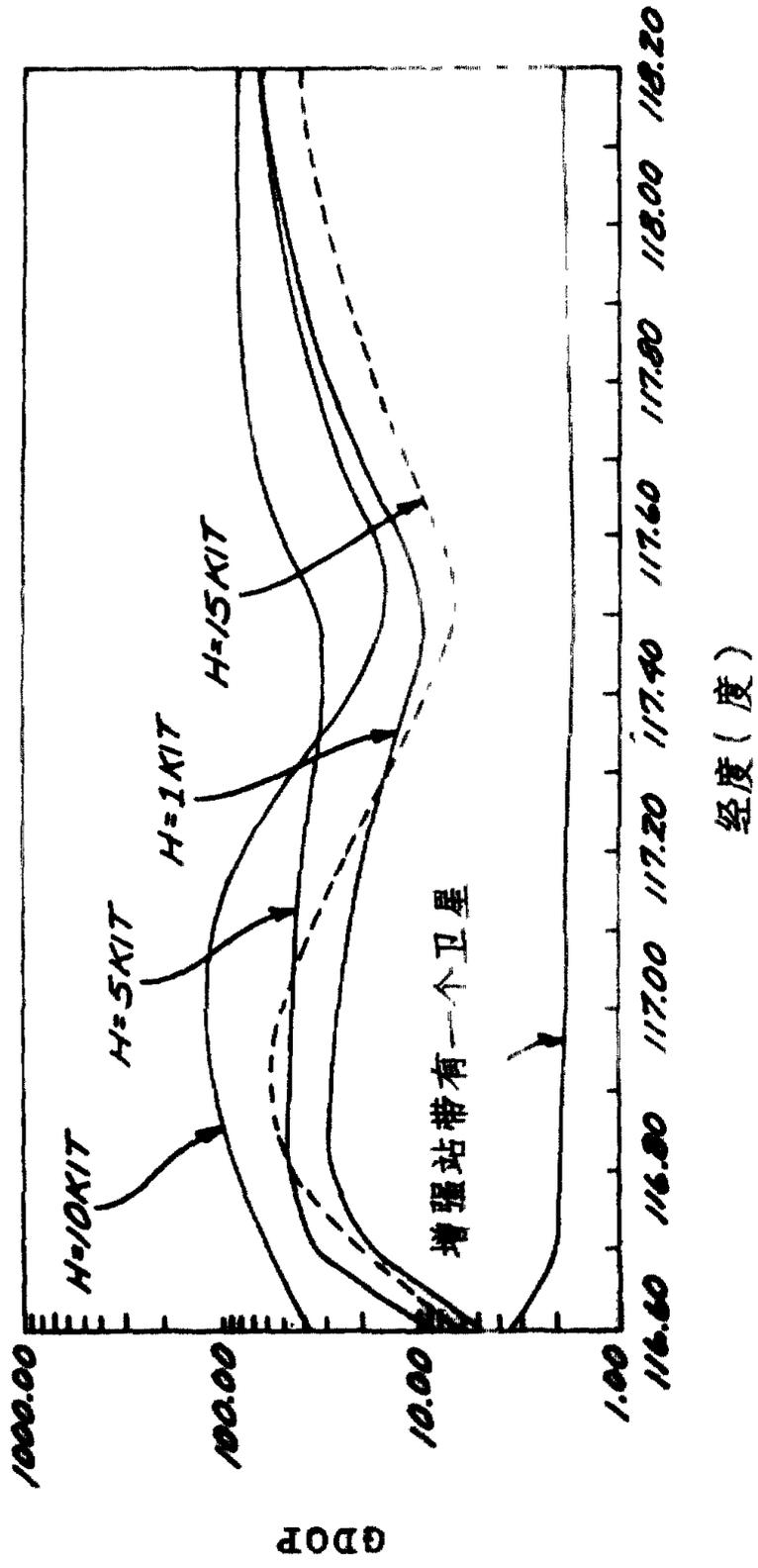


图. 7

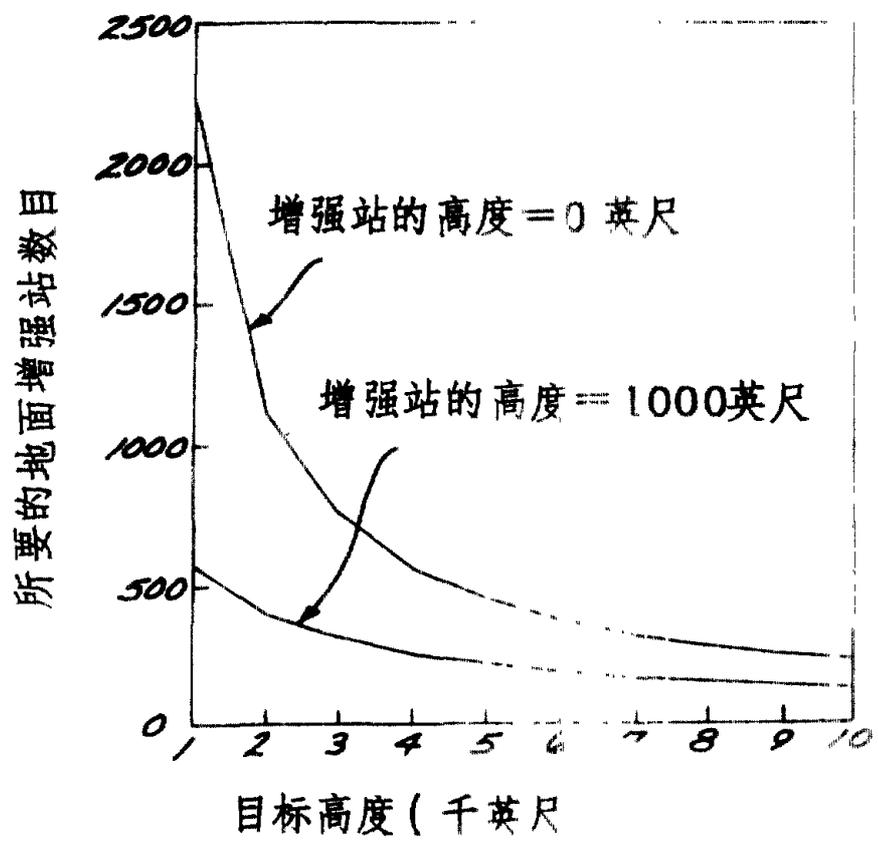


图. 8

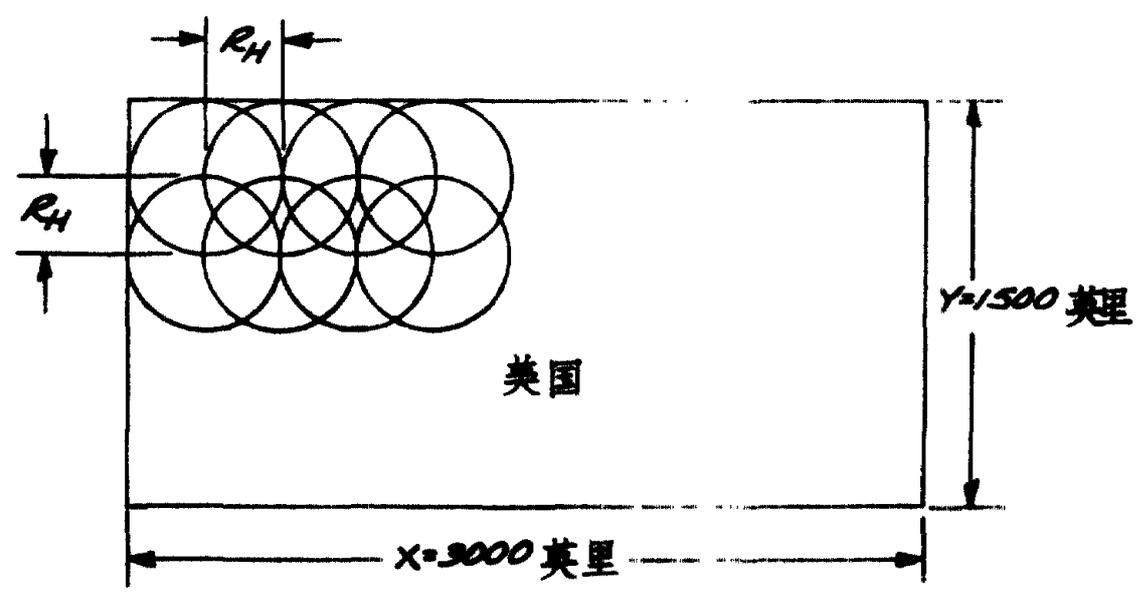


图.9

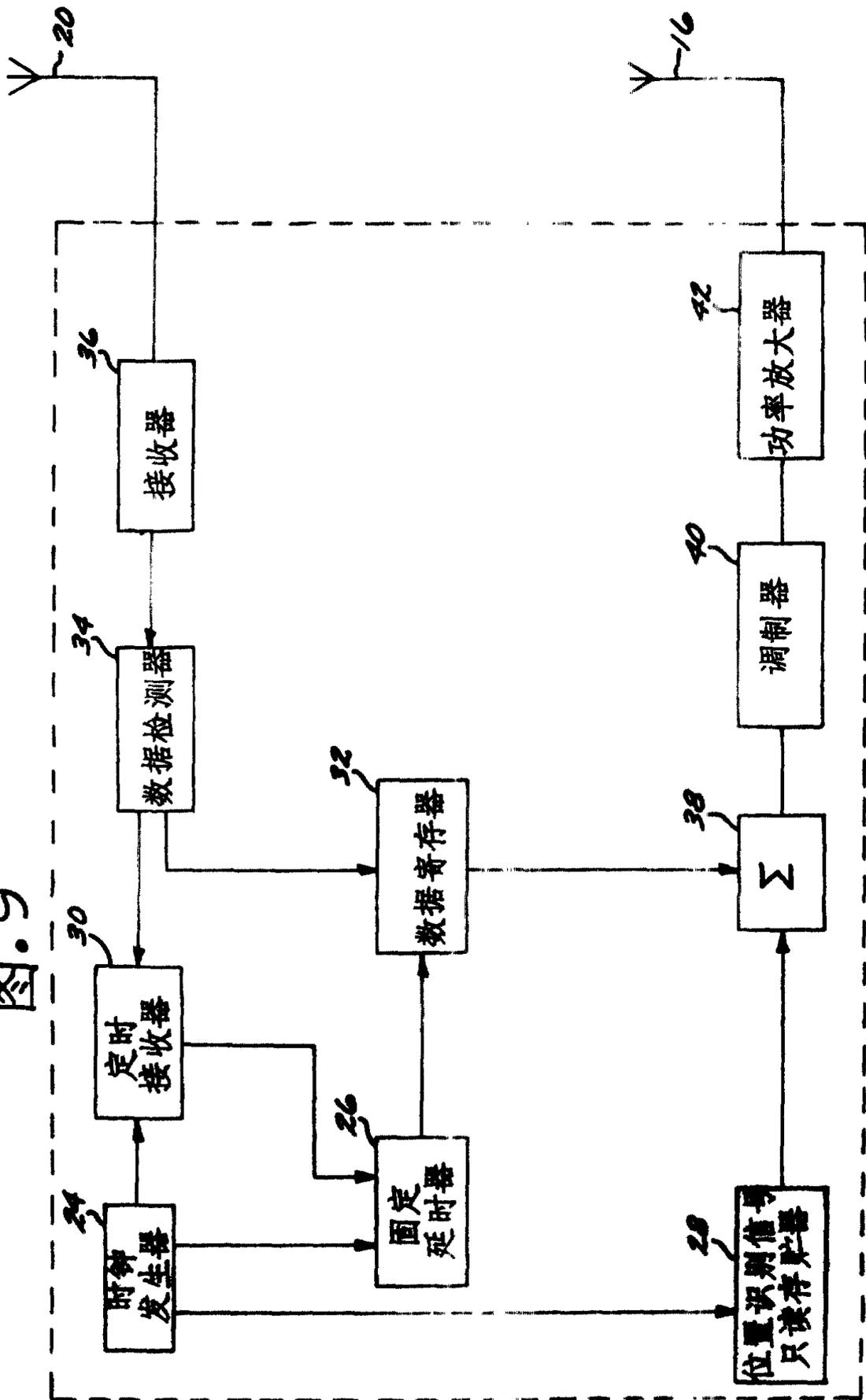


图.10

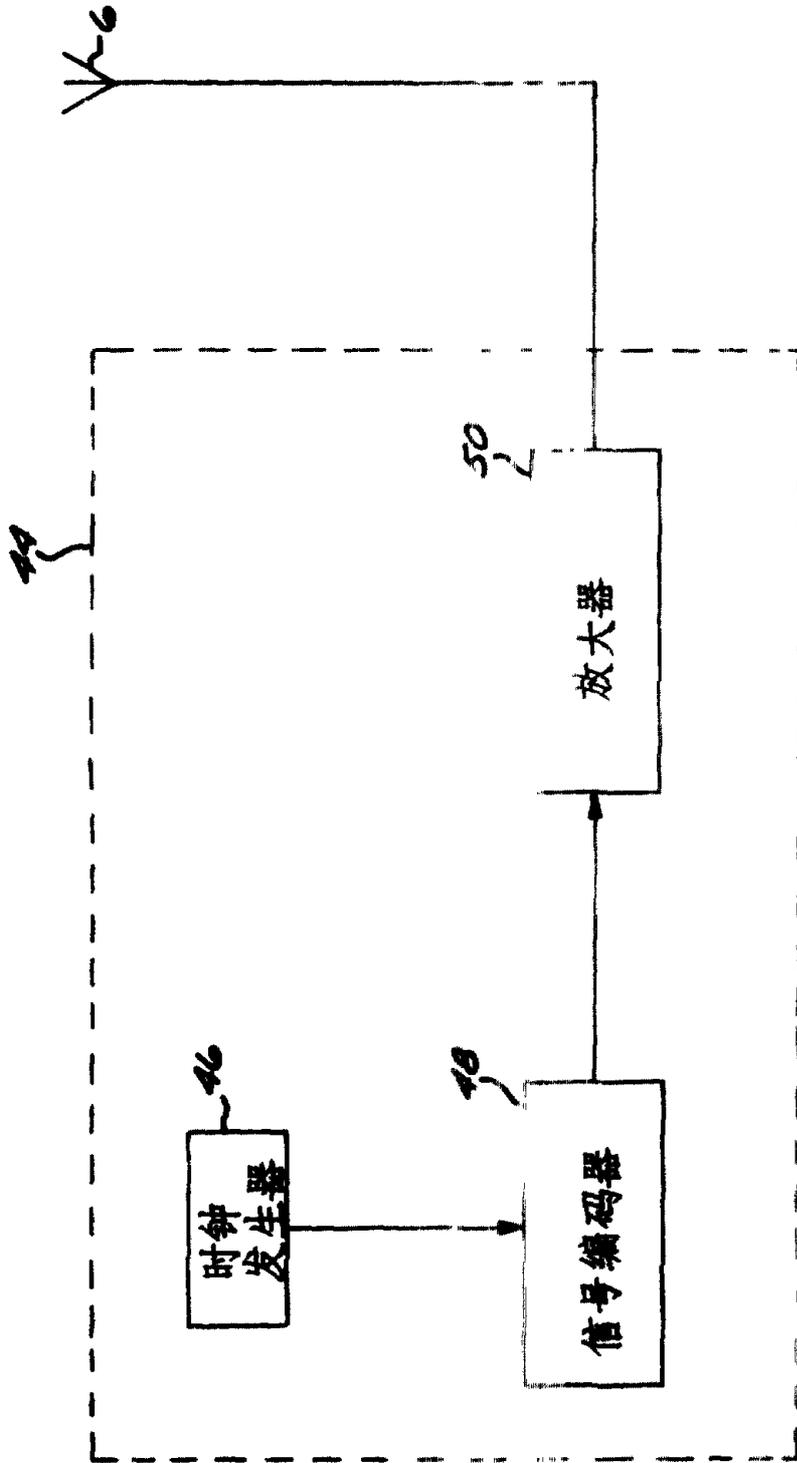


图.11

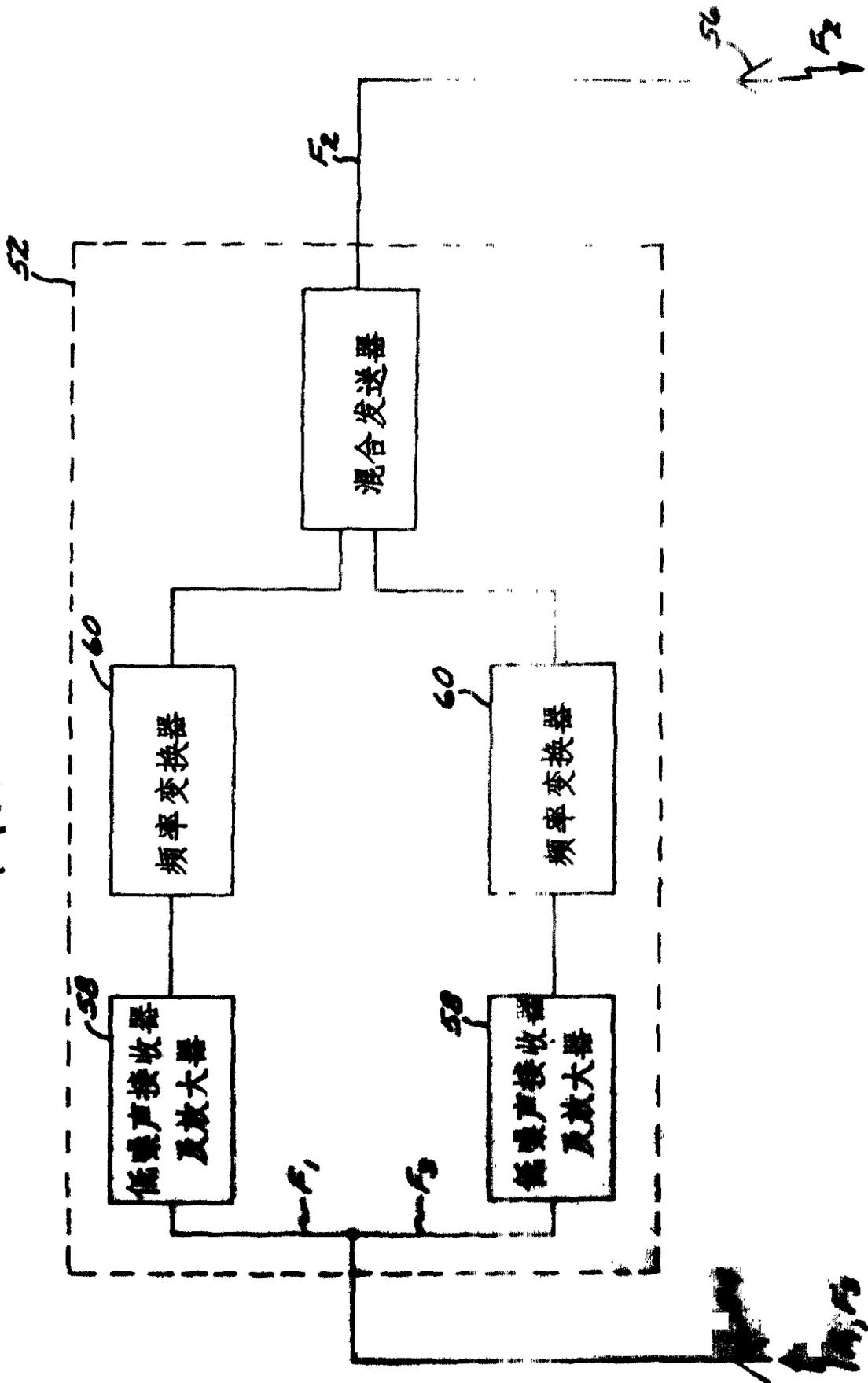
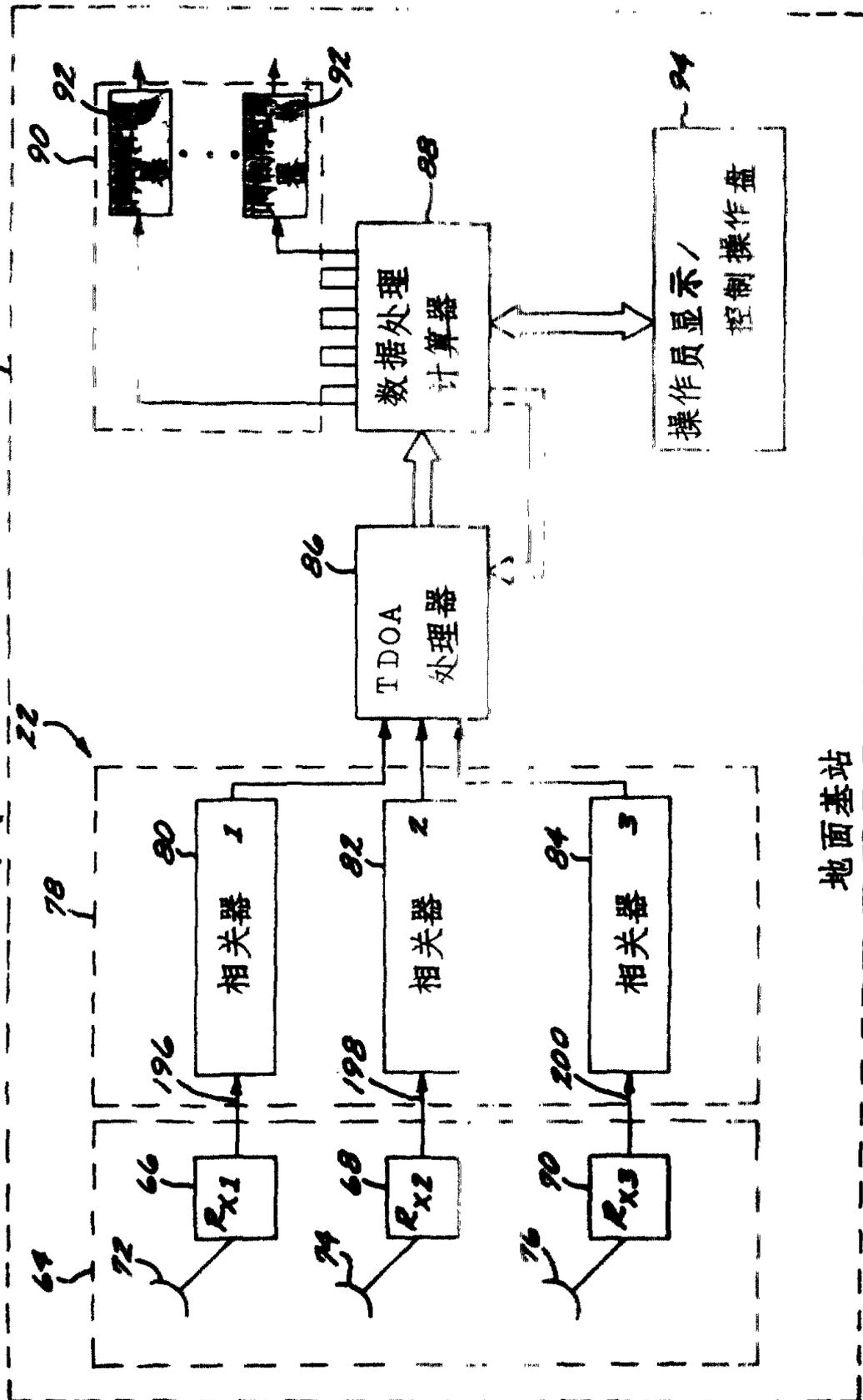


图.12



地面基站