

应用研究

精密激光自动跟踪系统

R. F. Lucy, C. J. Peters, E. J. McGann, K. T. Lang

提 要

已制成并试验了一种精密激光跟踪器。它能够跟踪低加速度的目标,其精度达到约 25 微弧度均方根值。在跟踪高加速度目标时,误差与角加速度成正比。在角加速度为 0.6 弧度/秒²时,测量的跟踪误差约 0.1 毫弧度,这种跟踪器的结构类似于定日镜,其主要部件是装在不动框架上的激光器和分析器,以及伺服跟踪反射镜。此系统的白天灵敏度约为 3×10^{-10} 瓦/米²; 最大夜晚灵敏度约为 3×10^{-14} 瓦/米²。用实验估价了此系统的动态特性和系统灵敏度。用一个离跟踪器 204 米、以约 13g 的加速度起飞的小火箭来获得系统的动态性能。小火箭上覆有向后反射材料。用装在轻型飞机上的有效的向后反射器来检验系统的白天灵敏度。这架飞机被跟踪到 15 公里的最大距离,并以此检验用其它方法测得的白天灵敏度。此系统也被用来被动地跟踪星球和回波 I 号卫星。此系统也被动地跟踪了一个 +7.5 等星,实验结果的信-噪比指出,此系统应该能跟踪 +12.5 等的星球。

1. 引 言

本文描述一种精密激光跟踪器的设计和性能。当跟踪诸如卫星和飞机之类的低加速度目标时,这种跟踪器的精度约为 25 微弧度均方根值。在这种条件下,精度是由静摩擦和跟踪器的等价噪声带宽以及大气的闪烁决定的。当跟踪诸如火箭之类的高加速度目标时,其跟踪误差正比于角加速度。角加速度为 0.6 弧度/秒²时,初始瞬间之后的跟踪角误差约 0.1 毫弧度。

这样,对于低加速度目标的跟踪精度相当于星球跟踪器。然而,这种激光跟踪器还具有测量目标距离的可能性,其精度超过高性能的雷达。

当然,高精密跟踪的重要性来源于导弹靶场和其它试验站对仪器的跟踪要求。光学跟踪较之雷达跟踪的优点在于,它不受目标周围不需要的反射的影响,且其精度受大气折射率变动的影响较小。与被动光学跟踪比较起来,激光跟踪的优点在于能鉴别其它的光源,并且还具有同时测量距离的可能性。高精密跟踪也是长距离光学通讯的必需部分,这种通讯仅能用窄光束来有效地完成。

2. 激光跟踪系统

一般描述

这种跟踪系统的主要部件是伺控平反射镜、大孔径抛物反射镜、象分析器以及手控机构。图1是这个系统的方块图。装在伺服架上的30厘米直径平面反射镜的作用是使发射讯号射向目标，并将接收到的讯号反射到20厘米直径的抛物反射镜上。该抛物反射镜成象在象分析器上，后者产生以自动方式驱动伺服机构的误差讯号。系统中包括一个潜望镜和手控螺钉，以便进行探测和手控跟踪。

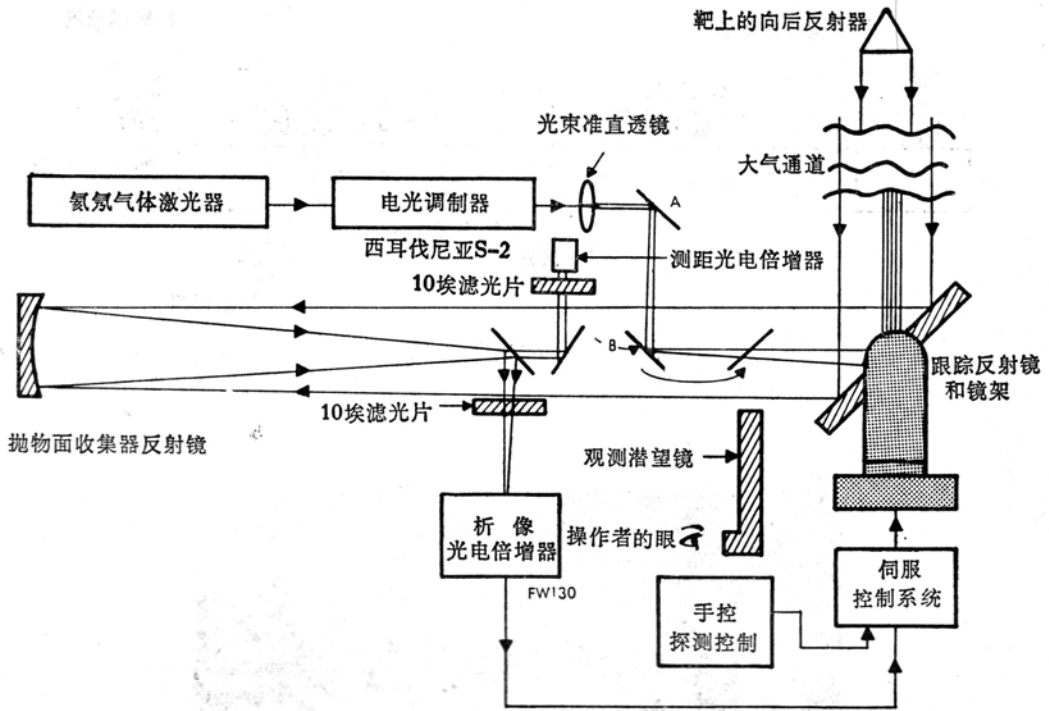


图1 精密连续波激光跟踪系统。

该系统中的激光源是一个10毫瓦氦-氟气体激光器。激光器的输出通过光调制器到达准直器和一组反射镜，最后入射到伺控平面反射镜上。如图2所示，伺控反射镜及所有其它光学元件装在主光学架上。为了便于定方向和水准，光学系统装在有盖的货车中，情况如图3所示。

可用西耳伐尼亚S-2光电调制器对激光载波进行正弦振幅调制，以提供距离测量的能力。发射调制和接收调制间的相对位相指出目标的距离。这种技术在连续波雷达和测高仪中使用。这种音频调制也可提供另一种方法，用以鉴别严重的天空背景梯度和其它假讯号。同样，如果这种跟踪器作为通讯线路的一个终点，信息就能印在发射光束上。这种通讯功能不必干扰系统的跟踪功能。

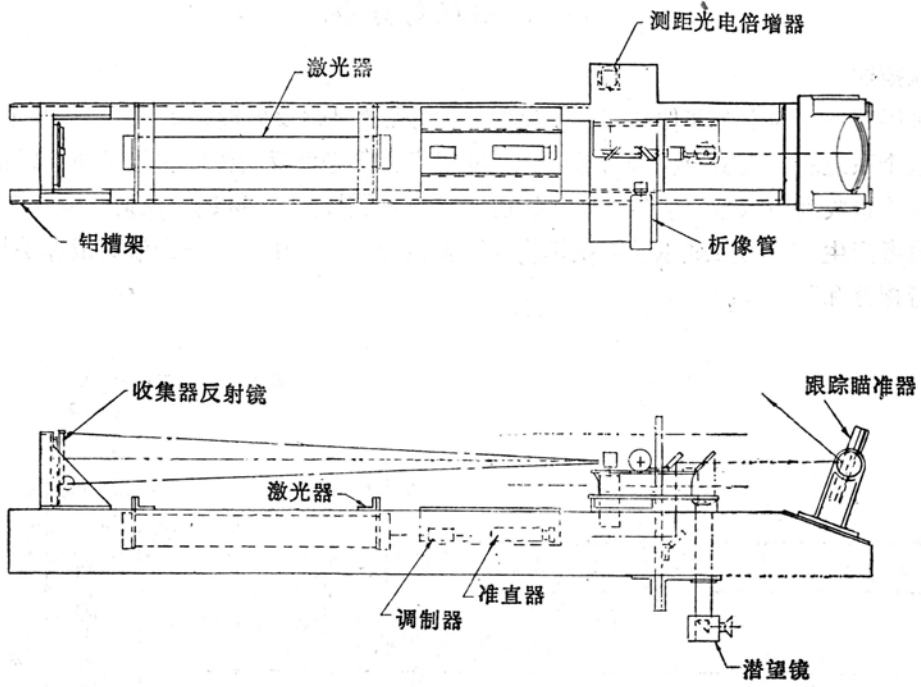


图 2 光学系统配置图。

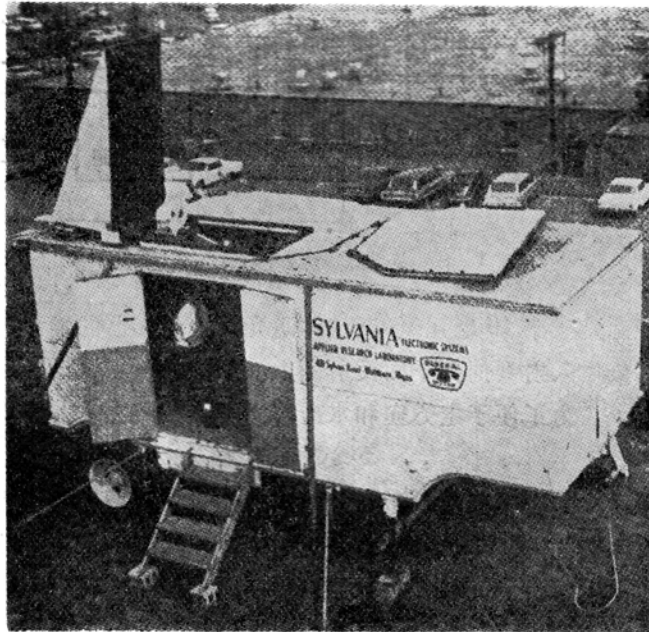


图 3 激光跟踪系统车。

调制器的输出经成束光学系统聚焦，然后经反射镜 A 及 B (图 1) 反射到大的伺控跟踪反射镜上。反射镜 A 和 B 调整得使发射光束与接收光学系统的轴一致。经跟踪反射镜反射出的发射激光束通过大气到达目标。被目标上的反向反射器截获的能量沿原来的路程和方向返回到跟踪反射器上。

接收到的讯号从跟踪反射镜反射出来，然后由大抛物反射镜聚焦到一个衍射限定的点上。光束分束镜 C 将讯号分裂，其中一部分通过 10 埃的滤光片馈送入测距光电倍增器，而所余部分则通过类似的滤光片馈送入象分析器的光电倍增器。象分析器是一个电子扫描光电倍增器，通常用在如阿特威尔 (Atwill) 所描述的星球跟踪应用中。移动象分析器前的 10 埃滤光片，跟踪器能够跟踪非相干光源，诸如太阳所照明的星球或卫星。这种操作方式在卫星跟踪的初始探寻阶段特别有用。在初始探寻之后，随着 10 埃滤光片被替换，跟踪器能锁住被这个卫星的反向反射器反射回来的激光。显然，这种跟踪器也能锁住遥远目标所携带的激光信标。

实际操作时，所需要的目标的初始探寻由一个操作者来进行，他通过宽角瞄准潜望镜进行观察，并确定伺控反射镜的位置。在见到由目标返回的激光后，操作者接通开关，使操作由手控方式变为自动跟踪方式。

光学系统

光学系统基本上是一个牛顿型望远镜，它有一面 20.3 厘米直径、244 厘米焦距的、用作光收集器的抛物镜。其衍射极限斑点为 18 微米。象分析器的瞬时视场在焦平面上约 2.5 毫米，提供了一个比 100 : 1 更好的讯号位置分辨率。如在图 4 中所指出的，象分析器在 2 毫弧度的视场内以玫瑰花样扫描。

象分析器由检验接收光学系统象平面上目标回波信号的位置，产生一个角误差讯号给跟踪伺服机构。每当扫描孔径扫过象时，在输出中就出现一个脉冲。当象处于扫描中心时，这种脉冲序列是对称的。当象离开扫描中心时 (如图 4 所示)，则出现非对称的脉冲对，方位和高度讯号由此引出。所使用的误差传感技术仍类似于通常用于星球跟踪系统 (利用了像分析器) 中的技术。

伺控系统

跟踪器中的受控部分是一个双轴常平架。其上装有平面投射镜。

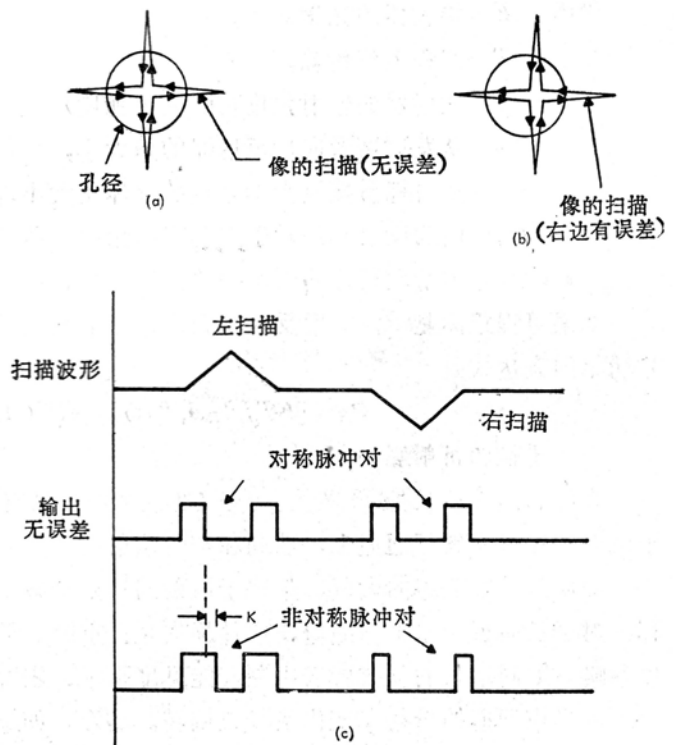


图 4 析象管扫描和一根轴上的输出波形 (有和没有位置误差)。

这个常平架的两根轴由与其直接连接的罗盘矫正马达开动。由直流转速计获得角速率反馈信息。转速计也直接固定在它们各自的轴上。

在 45 赫时, 围绕方位轴出现最低结构响应。这种响应限制方位放大带宽频率, 但不显著影响高度回路。在方位电路和高度电路上的速率回路的放大带宽频率分别为 30 赫和 50 赫。在方位和高度电路上的位置回路放大带宽频率分别为 10 赫和 17 赫。两轴皆有上断线频率为 2 赫、下断线频率为 0.02 赫的积分网络。在方位和高度电路上, 该跟踪器的等价噪声带宽分别是 19 赫和 30 赫。

两轴皆采用 ABEC 型 7 级的高精度轴承。包括各种电位计、转速计及马达在内, 在两轴上测得的静摩擦是 9.5×10^{-2} 焦耳。两轴的静态瞄准精度为 10 微弧度量级。

在导弹试验资料中引用的动态特性, 以及在飞机和卫星跟踪试验中引用的低加速度性能, 是与此处本文对于系统的描述相一致的。

3. 灵 敏 度

讯号功率

在使用向后反射目标的合作跟踪系统中, 在探测器中收到的讯号功率 P_s 由等式 (1) 给出:

$$P_s = [ETJ \Omega_R \Omega_0 F(t) / \Omega_R + \Omega_e], \quad (1)$$

式中, E = 接收器的光学效率,

T = 双程大气传输,

J = 发射器的辐射强度 (瓦/立体弧度),

Ω_R = 从发射器看向后反射器的角大小,

Ω_0 = 从目标看接收光学系统的立体角大小,

Ω_e = 向后反射器相对于完善三面角的立体角偏移,

$F(t)$ = 由于大气扰动而产生的讯号衰减。

如果单程距离是 R , 向后反射器和接收光学系统的面积分别是 A_R 和 A_0 , 则接收到的信号功率的表达式是

$$P_s = [ETJA_R A_0 F(t)] / [4R^2 (A_R + R^2 \Omega_e)]. \quad (2)$$

大气传输和折射影响^[3]

系统的运转波长是 6328 埃。大气在这个波长没有主要吸收带^[4]。信号的主要损失是由于散射。在长的斜距通道上, 瑞利和空气散射两者尤为重要。

即使是标准明净的大气, 起因于散射的指数衰减系数在水平通道上也有 0.17/公里。这样, 对于长而近于水平的通道, 这种损失是严重的。但是, 当跟踪近于天顶时, 这种损失可以忽略。如同增长的雾或者云限制着能见度那样, 跟踪系统同样受到限制。

沿光束通道的折射率变化使光束偏转。然而, 如果折射率的时间变化较光束的传输时间小时, 则出射光束轴和回波光束轴是同一个轴。由于折射率随着温度、压力和水汽含量而变, 从反射镜位置角测量的目标的角方向, 只是表观的方向。

主要由热梯度所产生的大气扰动,能限制这个系统。这种扰动的空气由随时间变化的、折射率不同的气包组成。在近地面通道看到的大气闪光是这种现象的典型。在传输通道上随时间变化的折射率,引起发射器光束瞄准线的变化,以致难于瞄准窄的激光束,因而就限制着有用的束宽。而且,在接收器孔径上抵达角的变化,限制着系统的分辨率。所有这些效应都贡献到方程(1)中随时间变化的衰落参量 $F(t)$ 。

辐射背景的分辨^[8,9]

在任何光探测、跟踪或通讯系统中,背景噪声能限制系统的范围。在白天,经物体直接或镜面反射的太阳辐射是很强的辐射源。从云、雾、空气或者地球上的物体散射的太阳辐射,虽不甚强,但仍十分重要。在夜间,所有星球、从卫星反射的人工光辉及太阳光、月亮以及其它行星等等构成背景。如果在象分析器现场中出现的背景是均匀的,则净结果是在光电流中产生正比于背景功率平方根的无规散粒噪声分量。如果在背景中存在着梯度,或者由光学系统以往一方式导入,则这些梯度由象分析器的扫描作用探测到。并产生一个与所扫描的背景梯度成正比的讯号。这些讯号能使跟踪系统和目标的联系中断。测距光电倍增器不受梯度的影响,因为没有扫描。然而,如果由于系统跟踪一个确定目标而使本底场运动,则背景电平的变化会被直接探测到,而造成距离测量的干扰。

激光光学跟踪器用两种方法区别背景。一种是激光讯号的调制,而第二种则利用在激光频率上的滤波技术。以滤波法对发射光束进行调制,也能提供一种区别背景梯度的技术。在象分析器的输出后面,可用一个在那种调制频率的带通滤波器,选择调制频率,以便去除由扫描的背景梯度产生的信号分量。这种技术已用作实验室中的一种器械,然而至今尚未装在此光学跟踪系统中。

我们的初步试验发见,10埃宽的光学干涉滤波器和窄达1毫弧度的视场,可将大部分背景减低到对所作试验为有用的值。由于系统测量距离的扩展,就需要调制技术,以便在白天区别云边和地平线。更窄的干涉滤光法也将用来进一步减低均匀电平。

信噪比

在扫描的折象光电倍增器中,峰值交流光阴极信号电流 i_s 可表达为

$$i_s = \rho P_S, \quad (3)$$

其中 ρ 是光阴极的响应度, P_S 是方程(2)中的信号功率。

稳态背景电平的均方根散粒噪声电流 \bar{i}_n 是

$$\bar{i}_n = \{2e\Delta f (I_D + \rho P_S + \rho P_B)\}^{1/2}, \quad (4)$$

其中 e 是电子电荷, Δf 是系统的噪声带宽, I_D 是热离子暗电流, P_B 是在析象管的瞬时视场中通过10埃滤光器的背景功率。

假设背景能充分地区别开,则带宽为 Δf 、并经适当设计的系统的最高讯号噪声功率比 S/N 可表为

$$S/N = [\rho^2 P_S^2 / 2e\Delta f (I_D + \rho P_S + \rho P_B)]. \quad (5)$$

灵敏度测量

在条件近似于标准明净大气^[5]的日子里测量了系统的灵敏度。仰角为5°时,该系统于下

午 3 点测得的南地平线天空背景辐射是 4×10^{-5} 瓦/球面度·厘米² (测量时用 10 埃滤光片)。目标是一个 6.5 厘米直径的精密向后反射器, 其光学效率为 50%, 反射发散角为 10 微弧度。它装在约 11 公里远处 298 米高的电视塔的顶部。由于大气扰动的影响, 测得的信号电平的涨落因子大约是 2。光阴极测得的峰值讯号功率是 8×10^{-10} 瓦, 当噪声带宽为 12 千赫时, 析象管输出中, 该讯号产生 20 : 1 的峰值电流讯号对根均方背景感生散粒噪声比, 这相当于 25 赫的伺服噪声带宽中 440 : 1 的倍噪比。

收集光学系统未被弄晕的面积是 0.03 米²。包括四个反射表面的反射、窄带滤光片的透射以及信号光束束束器的损失在内, 系统的光学效率是 0.2。这样, 输入到此系统的功率密度是 1.3×10^{-7} 瓦/米²。为信噪比所决定的系统等价噪声背景功率输入, 在伺服带宽为 25 赫时, 是 3×10^{-10} 瓦/米², 假设系统的光学效率是 20%、大气透射率是 0.06——根据波士顿气象局 24 公里能见度的测量以及 0.15 公里的平均路程高度 (具有 0.12/公里的平均衰减系数)——向后反射器效率是 50%, 则预期讯号功率的计算值是 $P_s = 2.7 \times 10^{-9}$ 瓦。所测得的讯号功率回波是 8×10^{-10} 瓦, 相差一个大约为 3 的因子。这种偏差最可能的原因在于我们对大气透射率的估计, 此外, 灰尘堆积于电视塔上的向后反射器也是一种可能。

根据对于明亮的织女星的信噪比测量, 已确定该系统的零背景噪声的等价能流密度是 3×10^{-14} 瓦/米²。伺服带宽为 25 赫时, 这种大小的讯号产生的讯噪比为 1。这相当于 +12.5 等的星球。这系统实际上已锁在 7.5 等星球上。这种限制来源于麻萨诸塞州的沃耳森地区的天空辉光。

4. 跟踪能力

第 3 节中已描述了系统的最大探测能力和限制其性能的因素, 本节指出如何用伺服回路等价噪声带宽来规定系统的信噪比, 以及信噪比如何影响最高系统精度。而且, 本节还要涉及到系统的动态误差。它是由于在系统跟踪运动目标时所遇到的相对角速率而产生的。此外, 给出了跟踪不同类型目标的实际试验结果。

闭合回路跟踪系统中的误差

在确定跟踪回路放大率(回路带宽)的调节时, 主要的考虑是保证伺服系统具有足够的动态响应能力, 以便能在由跟踪器-目标的几何尺寸所规定的相对角速度的条件下, 以预期的精度去跟踪目标。

假设在跟踪间隔内, 目标的相对运动具有的频率分量比跟踪回路放大率(带宽)为低, 参考文献 11 和 12 指出, 角误差能精确地表为

$$\theta_e(t) = [\dot{\theta}_i(t-1/\omega_i)/\beta\omega_c] + [\theta_i(t-1/\omega_i)/\omega_c\omega_i], \quad (6)$$

式中, ω_c = 跟踪系统位置反馈回路的放大率(带宽),

ω_i = 位置反馈回路中积分网络的上截断频率,

β = 积分网络的截断频率比。

这个方程说明, 误差的一部分来源于在时间 $(t-1/\omega_i)$ 时的输入速度 $\dot{\theta}_i$, 另一部分来源于在时间 $(t-1/\omega_i)$ 时的输入加速度 $\ddot{\theta}_i$ 。

常常将跟踪误差表达为误差系数的展开式，展开式在理论上应用输入的无限级数导数。方程(6)等价于包含在加速度项中 $(1/\omega_i)$ 时间延迟之内的高级导数影响的误差系数展开式。

另一方面，主要的系统性能是系统信噪比的函数。由于闭合回路跟踪系统的作用相当于噪声滤波器，以在前节中导出的比值 S/N 描述的系统性能，现在能够确定。

利用类似于德维利特(Develet)^[13]或桑德门(Sanderman)所使用的方法，在闭合回路跟踪系统中，均方根误差可由下式给出

$$\theta_{\text{均方根}}^2 = K^2(\phi \Delta f/S) = K^2(N/S) \quad (7)$$

式中， S = 讯号功率，

Δf = 系统的噪声带宽，

而 ϕ = 低频噪声功率光谱密度；

K = 以 θ 为单位的误差曲线倒数的斜率。

现在只剩下确定所用的特定闭合回路结构的 Δf ，从而(7)式所给出的均方根系统误差就可完全确定。噪声带宽定义为

$$\Delta f = \int_0^{\infty} |G(f)|^2 df \quad (8)$$

其中 $G(f)$ 等于跟踪系统闭合回路转移函数。对于放大带宽频率为 f_c 、在位置反馈回路中具有上截断频率为 f_i 的积分网络的跟踪系统，闭合回路跟踪系统的噪声带宽是

$$\Delta f = (\pi/2)(f_c + f_i)。 \quad (9)$$

此跟踪系统的噪声带宽是 25 赫。这样，简单的闭合回路系统的均方根跟踪误差可用系统的 S/N 比、误差曲线以及控制回路参量表为

$$\theta_{\text{均方根}}^2 = (\pi K^2/2)(S/N)(f_c + f_i)。 \quad (10)$$

跟踪试验

这种精密激光跟踪器已用来跟踪轻型飞机所携带的向后反射器、一个复有 Scotchlite 向后反射材料的小火箭、回波 1 号卫星以及 +7.5 可见等级的星球。每一种试验显示出这种跟踪器性能的一种特点。

火箭跟踪

曾跟踪过在跟踪器 204 米外的发射台上约以 13g 的加速度发射的小火箭。这些火箭长 30.5 厘米，直径为 1.9 厘米。它复有一层向后反射布(也用作电影银幕)。反射光束的角散度约为 5 毫弧度，反射率约为 5%。

当火箭发射时，加速度为 13g 的期间约持续 2 秒钟。在这一期间的初始部分，对应的相对角加速度是 0.6 弧度/秒²。此加速度产生一约为 0.30 毫弧度的峰值误差(图 5)。在初始瞬间之后，误差下降到近于 0.1 毫弧度，而火箭发动机则继续燃烧。当发动机停止时，火箭只受到重力减速，此后，跟踪该火箭的精度的均方根值为 25 微弧度。

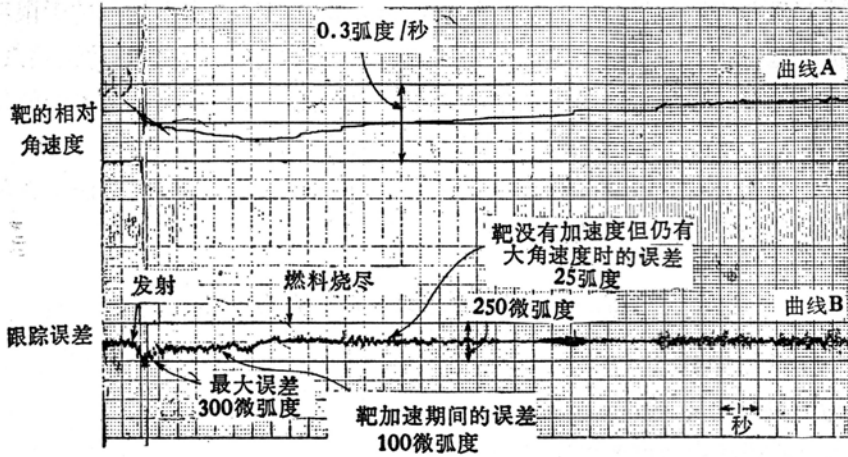


图 5 火箭跟踪试验中的误差数据。

飞机跟踪

向后反射器组合为罗盘的每一象限支承的一个向后反射体装在轻型飞机的轮子之间。在试验期间，飞机以不同的高度(由 15 到 25 公里)飞向跟踪站。飞机的发现系通过潜望镜和激光束。光束的半功率束宽为 7 毫弧度，由操作者用手控系统瞄准飞机。在看到由向后反射器反射回来的激光回波后，操作者将扳动开关，使系统进入自动跟踪方式。图 6 示出在跟踪试验中得到的携有向后反射器的飞机图。图 7 是跟踪飞机的控制系统的仰角轴误差讯号。最终的误差的均方根值小于 ± 25 微弧度。这个误差包括激光回波信号到达角的起伏、起因于相对角速率(在这个试验中，达到 2 度/秒)的跟踪误差。

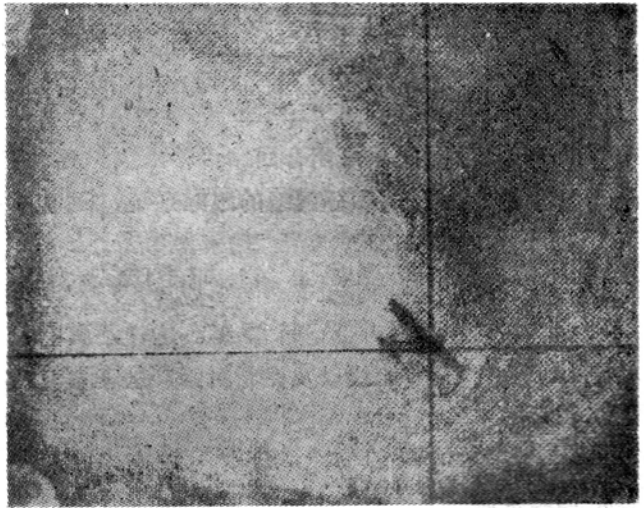


图 6 飞机在顶空。

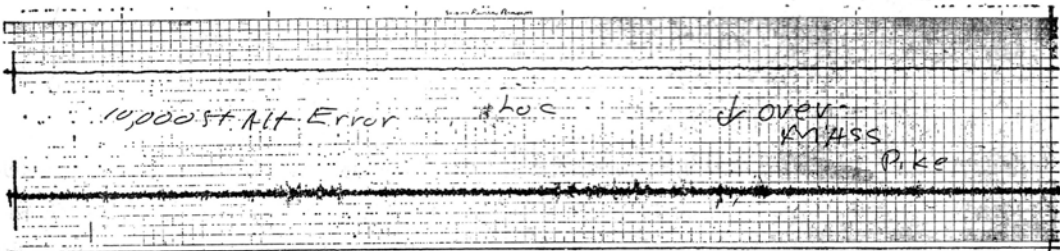


图 7 飞机跟踪记录。

在白天成功地完成了飞机的跟踪,高度达3公里(该飞机的最大高度),距离达9到15公里。维持25微弧度的跟踪精度,要求伺服带宽的信噪比约为40:1^[13,14]。如果跟踪实验已在灵敏度测量期间的可见度条件下进行,我们就可以期望在这些低仰角上的跟踪距离达16公里。由于大气吸收效应以指数函数形式出现在讯号功率的计算中,故在长距离和低海拔高度下,信噪比极迅速地下降。因此,距离为9到15公里的跟踪是满意的。

卫星跟踪

利用太阳的反射作为输入讯号,此精密跟踪器已锁住并跟踪了卫星。正在制定计划,用连续波激光装置主动地跟踪S-66卫星。仅在初始探寻期间才用被动跟踪方式。用经史密森天体物理实验室计算的导弹资料来获得卫星。这些资料详细给出卫星在其整个路程中的方位角和仰角。为了获得卫星,将跟踪器视场瞄准计算出的方位和仰角坐标。当卫星出现在视场内时,以手控方式操作跟踪器,使卫星位于叉丝上,然后扳动开关,使之进入自动跟踪状态。

图8是在历时10分钟的跟踪试验中回波1号卫星的照片。在这个试验里。跟踪误差的均方根值近于17微弧度。卫星的角速度约为每秒0.2度。回波1号卫星是一个相当于+1.0等星的比较明亮的、跟踪用的光源。

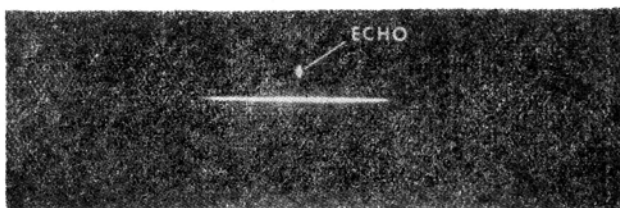


图8 回波1号。

参 考 文 献

- [1] C. J. Peters, R. F. Lucy, K. T. Lang, E. L. McGann, and G. Ratcliffe: *Electronics* 38, 88 (1965).
- [2] U. D. Atwill, *Electronics* 33, 88 (1960).
- [3] A. R. Boileau, *Appl. Opt.* 3, 570 (1964).
- [4] J. A. Curcio, L. F. Drummer, and G. L. Knestrick, *Appl. Opt.* 3, 1401 (1964).
- [5] L. Elterman, *Appl. Opt.* 3, 745 (1964).
- [6] B. N. Edwards and R. P. Steen, *Appl. Opt.* 4, 311 (1965).
- [7] D. J. Portman, F. C. Elder, E. Ryznar, and V. E. Noble, *J. Geophys. Res.* 67, 3223 (1962).
- [8] J. I. Gordon, *Appl. Opt.* 3, 556 (1964).
- [9] L. M. Bilberman, *Appl. Opt.* 4, 343 (1965).
- [10] G. Biernson and R. F. Lucy, *Proc. IEEE* 51, 212 (1963).
- [11] G. Biernson, *AEEE Trans. Appl. Ind.* 20, 227 (1955).
- [12] G. Biernson, *AEEE Trans. Appl. Ind.* 22, 388 (1956).
- [13] J. A. Develet, *IRE Trans. Space Electron. Telemetry* 7, 42 (1961).
- [14] E. K. Sandeman, *IRE Trans. Aerospace Navigational Electron.* 9, 21 (1962).

原载 *Appl. Opt.*, 1966, 5, №4, 517~524 (杨天龙译, 郑一飞校)

用激光器监视岩石的弯曲

岩石破碎并引起地震之前,其中会产生巨大的应力。这种应力必然伴有某种虽然轻微,但总是免不了的形变。以灵敏的仪器探测这种形变(或应变)是当前地震预报研究的基础。美