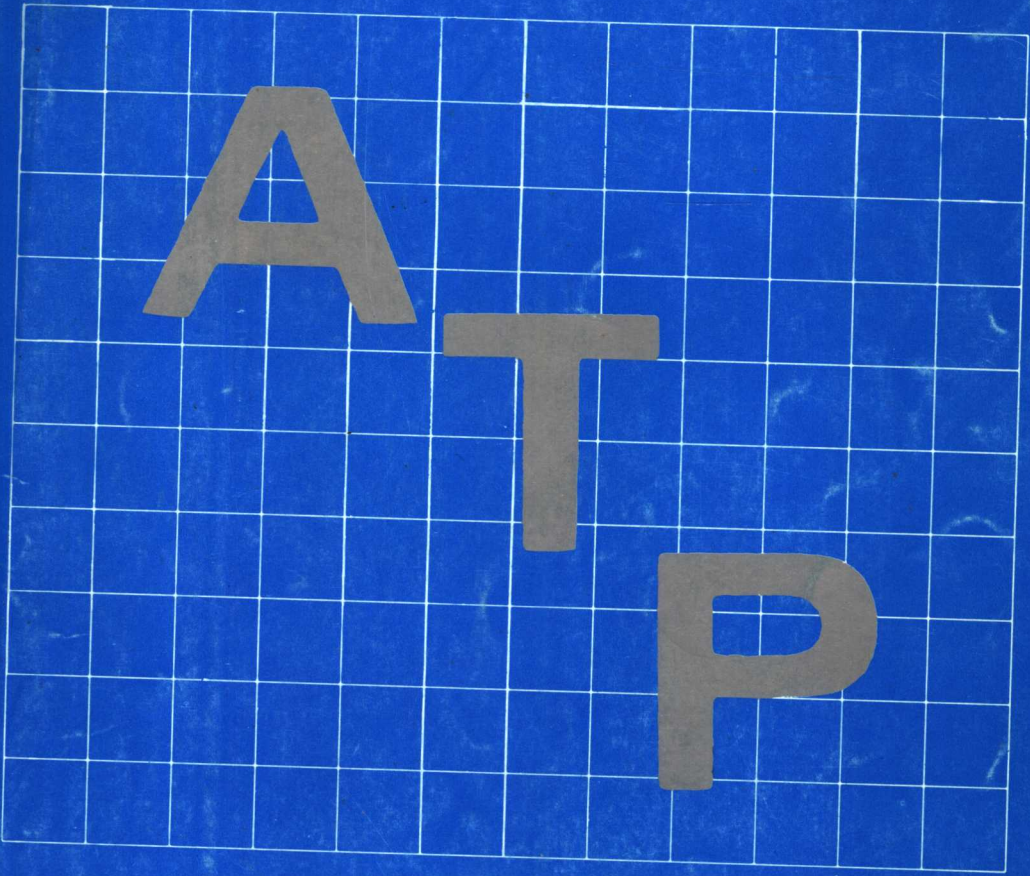


光电捕获跟踪与瞄准技术

譯文選集



ATP

中国科学院光电技术研究所
国家高技术 863—410—1 专题组

ATP

光电捕获跟踪与瞄准技术 译文集

中国科学院光电技术研究所
863—410—1 专题专家组

责任编辑:袁大发,孙晓云

封面设计:郝晋

光电捕获跟踪与瞄准技术译文集

(第一集)

中科院光电技术研究所

863-410-1 专题专家组

中科院光电技术研究所出版发行

(成都双流 350 信箱)

中国工程物理研究院印刷厂印刷

开本:787×1092 1/16 印张:20 字数:240,000

1993年3月 第1版 1993年3月第1次印刷

印数:0~500册

内部资料性图书准印证:川新出图(92)第067号

定价:10.00元

前 言

光电捕获跟踪瞄准系统是一个包括光电探测、信号处理、控制系统、光学系统及精密机架等几个部分组成的复杂设备,在天文观测、靶场测量、武器控制、航天航空等领域有着极其广泛的应用。光电跟踪测量技术在工业及科学研究中也有很多用途。随着现代科学技术的发展,特别是尖端技术的发展,对光电捕获跟踪瞄准系统的要求越来越高,要求系统响应更快、精度更高、更加智能化。例如:在通讯卫星的激光通讯系统中,激光波束角为几角秒,跟踪精度为1微弧度;在强激光发射系统中要求的跟踪精度甚至要小于1微弧度,对视场内目标捕获时间要在0.1秒以内。要达到如此高的要求,必须全面改善传感器、机架、信号处理及控制系统的性能。国外,尤其是美国对此项技术高度重视,取得了极大进展。

光电传感器是捕获跟踪瞄准系统的核心部件,不同系统要求不同,但总的趋势是成像跟踪器件将成为主流,如可见光 CCD、红外焦平面器件等。其中大视场、高分辨率、高灵敏度和高帧频器件应用越来越多,如美国战略防御系统的“智能卵石”采用了23个 CCD 拼接的大视场跟踪器,视场可达 60° ,为提高 CCD 灵敏度加装了象增强器。在一些高速响应的系统中都采用了高帧频 CCD。目前已有 128×128 象元、帧频达900Hz的 CCD 器件。随着成像跟踪器件的应用,为满足目标探测识别的要求,视频信号提取处理及跟踪算法研究更加广泛深入,视频信号的自适应提取、边缘形心和相关跟踪都已十分普遍,热点跟踪多目标跟踪、复杂背景下的管道算法、卡尔曼滤波应用也越来越多。新型高速信号处理器(DSP)已引起广泛重视,如 TMS320 系列器件应用比较普及,适合并行处理的 Transputer 器件在国际上也十分流行。

光电跟踪与瞄准最终目的是提高跟踪精度和对准目标。机架的性能,如惯量、刚度、响应频率、摩擦力矩、不灵敏区(死区)等都直接

影响精度。大型机架已普遍用力矩电机直接驱动,以减小死区、提高刚度和响应频率。在激光发射跟踪瞄准系统中,为进一步提高精度和响应速度采用快速倾斜反射镜作精跟踪,与主机架共同构成复合轴跟踪系统,美国 SDI 中快速倾斜镜跟踪精度可在 1 微弧度以内。此外,在高精度瞄准系统中往往还采用视轴稳定方法提高性能。如计算机控制、最优控制、最适应控制等现代控制技术也都是提高系统性能的有力手段。

为了更好地吸收国外的先进技术,我们组织翻译了这本《光电捕获跟踪与瞄准技术译文集》,共收集 17 篇文章,都是近几年国际上该领域的最新进展。这些文章大体分为三类:一类是综述性文章,较为全面地介绍此领域的技术进展;第二类是具体介绍一些光电捕获跟踪瞄准系统,第三类是介绍一些关键技术。

这次译文翻译是结合 863 研究工作进行的,目的是借鉴国外先进技术,推动我们的工作,并给国内同行提供参考。由于时间、人力及水平所限,难免有诸多不当之处,欢迎批评指正。

此译文由中科院光电技术研究所有关技术和科技情报人员翻译校对,光电技术研究所情报室袁大发和中国工程物理研究院孙晓云负责编辑,此项工作得到了 863-410 总体组支持,并共同完成了出版工作。在这里向所有有关同志的辛勤劳动表示感谢。

马佳光

一九九三年三月五日

目 次

前言	(I)
捕获跟踪和瞄准系统技术综述	(1)
光电跟踪系统的研究	(20)
多反射镜望远系统瞄准和跟踪	(32)
中继镜试验述评:地基激光瞄准和跟踪验证	(39)
捕获跟踪和瞄准的先进测试技术	(53)
采用热点跟踪的脉冲激光束控制	(63)
光电跟踪和瞄准的监视控制	(73)
光学通信中的信标跟踪器和预瞄系统	(80)
扰动对地基精密跟踪系统的影响	(87)
用于 1.5m 望远镜的星光光学靶场跟踪系统	(94)
精密瞄准和跟踪系统的电气—机械设计	(100)
大型光束指向器的设计考虑	(109)
用于稳定和单轴扫描的快速控制反射镜结构与性能	(119)
保证 10nrad 系统视轴稳定的精密控制反射镜技术	(126)
采用辅助惯性元件的大型机架的稳定	(139)
安装万向架柔性轴稳定系统的位置回路补偿	(143)
万向架式反射镜系统的运动学研究	(156)

捕获跟踪与瞄准系统技术综述

摘要 目前和未来的光电系统很多都有捕获、跟踪和瞄准分系统。本文确定了这些分系统的功能及其相互关系,并给出了一些有代表性的系统结构以及理论公式。评述了该系统在地基、机载和天基应用方面目前的性能水平。

1 引言

目前正用于或计划用于航天、航空、陆地或海洋的光电系统很多都具有捕获、跟踪和瞄准(ATP)的功能。为了设计一种好的系统,要求系统设计人员必须熟悉捕获、跟踪和瞄准系统每一相关技术的现有水平和局限性。在保持系统正常运行和性能的同时,通过减少复杂性和降低成本,设计优良就不那么严格要求了。但必须遵循下述原则:设计捕获、跟踪、瞄准(ATP)系统采用逻辑法。为了获得这种研究方法的突出优越性,从系统研究的初期就要把ATP分系统设计统一加以考虑。

有的ATP分系统采用了有源无线电频率发射机和探测器(微波或毫米波雷达)或单一的无源无线电频率探测器(毫米波成像辐射计)。尽管本文讨论的某些问题涉及无线电频率系统设计,但下面的讨论主要是光学和红外技术。

1.1 定义

在讨论开始时就给ATP功能下简明扼要的定义是完全必要的。目前流行使用的定义五花八门,意思重叠,特别是跟踪和瞄准的定义人们是很难接受的。因此,本文使用的某些定义应和ATP系统采用的总体方案的目标统一考虑。

1.1.1 捕获

捕获定义为在有关视场内的所需目标的识别。

1.1.2 跟踪

把跟踪定义为仪器视轴的晃动。跟踪误差定义为仪器视轴和目标视轴二者偏差围绕其平均值变化的均方根值(RMS)。

1.1.3 瞄准

瞄准定义为仪器视轴的平均方向。瞄准误差是仪器视轴和目标视轴间差的平均值。

因此,跟踪误差是视轴误差的时变量,瞄准误差是视轴误差的稳态变量。这里所说是视轴误差即为系统设计者用于测定跟踪误差和瞄准误差的锁定时间内的平均值。一般说来,这一锁定时间等于仪器运行的平均持续时间,例如:对相机即为拍摄目标图象的总曝光时间。定向能武器的这一时间应是高能靶辐射的持续时间。我们可以判断具有代表意义的仪器功能持续时间大约是1秒至几分钟或更多。

1.2 ATP系统结构

典型的光电系统的 ATP 功能如图 1 所示。通常,捕获分系统不仅能识别存在的适合目标,而且可用作最初视轴控制的粗角度跟踪传感器。这种粗跟踪传感器的精度足以使其目标图象切换到精跟踪传感器上。在一些闭环目标跟踪系统中,为了满足最紧迫的稳定性要求,可以辅加具有较好分辨率的微动跟踪传感器。此外,使用较大的瞬时带宽但空间动态范围较小的光束可控反射镜的分级控制,也可达到视轴稳定的目的。图 2 作为 ATP 系统概念的实例,该图显示了卡曼航空航天公司 1985 年研制的瞄准和跟踪综合实验的控制系统。该系统有三级跟踪控制以及获得衍射极限性能的综合自适应光学部分。

在预测控制系统中,视轴稳定并不需要测量目标图象。在这种情况下,不是采用焦面阵列,而是用控制计算机的天文历表计算或从外部源接收视轴方向的信息完成捕获功能。其次,根据本机参考帧中测量的光学视轴或机械位置推导出跟踪误差信号。因此,在某种意义上讲,视轴稳定装置是开环的,任何时候都不需要反射目标图象测量跟踪误差以控制仪器回路输入。这种预测跟踪方式,典型的用途是用地基望远镜跟踪天文目标。因为可获得较好的稳定的基准(地球),所以,能够在较长时间内保持精确的瞄准精度。请注意,上述情况之所以不包括多数机载或天基 ATP 系统,是因为惯性参考装置的偏移即使时间相当短,也会产生很大的难于接受的瞄准偏差。在此情况下,使用三个分立的星体跟踪器作为一种替换办法,确定一个参考坐标系,然后用内编码器确定相对于恒星基准坐标帧的仪器视轴。

1.3 地基捕获、跟踪和瞄准(ATP)系统

具有捕获、跟踪和瞄准分系统的地基光电系统的范围确实很广,它们包括对太阳跟踪用的太阳能收集器到光纤制导反坦克导弹和天文望远镜。

1.3.1 多反射镜望远镜(MMT)

多反射镜望远镜(MMT)是代表目前技术水平的地基天文望远镜,其工作波段为近紫外到亚毫米。尽管多反射镜望远镜的光学系统支持结构,采用机械方法进行视轴对准,6个1.8m直径的望远镜重150ton,基本工作于野外,夜间和山峰的恶劣环境,但其瞄准和跟踪性能依然良好。一般使用上面测得的用于差动视轴控制(用周期闭环调节适时修正)的开环内插数据,在其焦面上共对准(重叠)望远镜阵列产生的6幅图象。6个望远镜的每一个望远镜以自动控制方式(即把所有6个图象状态分别稳定在焦面上)用于较为紧要的成象观测。也可采用相干调相使6个望远镜在可见波长的散斑干涉成象和亚毫米辐射获得极限成象,在波长410nm时其角分辨率高达60nrad,与6.9m阵列直径的分辨率相当。

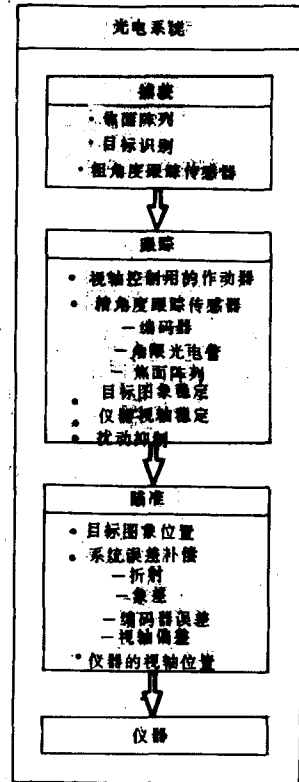


图1 ATP系统结构

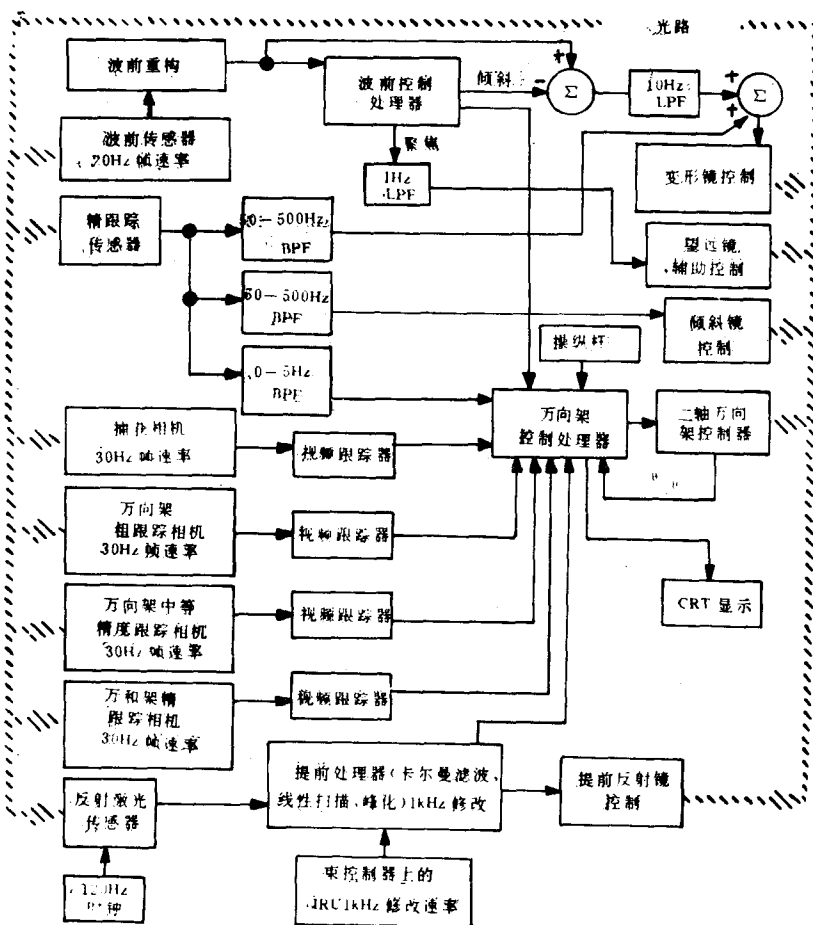


图2 瞄准跟踪综合实验用ATP控制系统概念图

1.4 机载捕获、跟踪和瞄准系统

飞机武器系统多数将机载 ATP 系统作为武器系统的组成部分。这些武器系统包括激光指示器、“灵巧”弹药以及空地、空空和空天导弹。但也有一些例外，如小型遥控飞行器（带有光学/红外相机和激光目标指示器）、带有位置测定和制导控制用的地物识别传感器的巡航导弹以及用于捕获跟踪导弹再入飞行体的机载光学辅助跟踪系统的红外 ATP 平台。

除非机载 ATP 系统需要工作于振动大、加速度大的某些特殊环境条件、通常对其性能要求并不那么苛刻，因而，机载 ATP 系统使用的技术与地基和天基系统使用的 ATP 技术一般相同。

1.5 天基捕获、跟踪和瞄准系统

目前，在太空飞行的高性能不保密的 ATP 系统很少。其中某些（如红外天文卫星）ATP 要求不严，因而是勘测性的或低分辨率仪器。其他如仪器瞄准系统已是航天飞机的一部分并

且演示了其平台扰动的某些补偿效果。另外早已研制的哈勃空间望远镜和宇宙飞行器上的地球动力测距系统跟踪器正在等待着未来航天飞机的重新发射。战略防御计划组织准备在近几年内实验一系列 ATP 精度要求很高的天基光电系统。这些实验有星体实验室、中继镜试验和天顶星。这些实验或许会把 ATP 系统现有技术水平和性能提高一步。最后,天基 ATP 系统还应包括数量巨大的计划中的民用天基仪器,如 NASA 提出的 20m 直径红外波长大型可展开反射望远镜和激光大气流探测器。

天基光学/红外监视卫星当然也有 ATP 分系统,而对这系统的性能要求有时是很重要的。然而,由于这类系统保密的关系,除透露较低分辨率图片的足够瞄准精度和不会对成像分辨率造成影响的跟踪晃动外,很难准确评价其性能。多数天基光电系统耗资数亿美元,其关键取决于 ATP 的功能要求。因此,一项空间工程将有数千万美元用于 ATP 硬件和软件的设计、生产和实验。

1.5.1 仪表瞄准系统

仪表瞄准(IPS)主要是由 Dornier 系统公司生产,并作为空间实验室-2 航天飞机飞行的组成部分。该系统有一个三轴万向架,能够瞄准多个大型仪表舱,例如,太阳光学望远镜。的确,IPS 在航天飞行中是主要的 ATP 分系统。在空间实验室-2 飞行期间获得的经验表明:航天飞机的扰动产生了严重的视轴误差。视轴扰动峰值达 $15\sim 25\mu\text{rad}$,这种情况是由于正常的机械运转和微动反应控制系统的助推器所引起的。这种强烈有源机械运动产生的视轴误差大到 $100\mu\text{rad}$ 。在静止条件下得到的跟踪误差为 $4\sim 7\mu\text{rad}$ 。使用三轴加速度表可以对扰动进行部分补偿,即可把三轴加速度表的信号前馈给控制系统以减小由动态基点运动引起的视轴扰动。

1.5.2 哈勃空间望远镜

哈勃空间望远镜(HST)是用于天文研究的第一台高分辨率光学空间望远镜。研制的这台口径为 2.4m 的 Ritchey-Chretien 望远镜现计划在 1989 年用航天飞机发射入低地轨道。这台望远镜有 5 台主要仪表,3 个精密制导传感器(用于望远镜视轴俯仰和偏航姿态校正)和 6 个积分速率陀螺仪(用于速率和短期姿态信息)。精密制导传感的视场为 $15\mu\text{rad}^2$,它使用 4 个光电倍增管和一台干涉仪以便在 $\pm 100\text{nrad}$ 线性动态范围用几毫微弧度精度测量输入波前倾斜。采用由力矩电机驱动的阻力轮就可将星体的图象在仪表焦面上稳定在 50nrad 以内,行星图象稳定在 150nrad 内。

1.5.3 星体实验室

星体实验室承担洛克希德导弹与空间公司、卡曼航空航天公司所进行的战略防御计划组织的试验。计划 1990 年用航天飞机发射并准备进行一系列演示,尤其是助推器火箭羽烟的捕获、导弹硬体目标的识别以及信标激光束在弹体靶面的记录。这些主要功能都是天基激光防御系统用于对付洲际弹道导弹的。性能很好的系统(即明显减小摧毁发射器或弹头所需的激光能量)的跟踪扰动和瞄准误差都应是是很小的,一般为靶上衍射极限激光束光点尺寸的几分之一。为了得到实用的激光武器强度,必须采用大功率激光器和相当小的射束立体角的大口径光学系统。因此,估算星体实验室的跟踪和瞄准误差,特别是研究高动态攻击目标几何关系时,是很必要的。

2 捕 获

捕获、跟踪和瞄准(ATP)系统的一个显而易见的要求就是捕获。没有捕获,系统就无法发挥其他功能。除用极广视场监视合适目标的情况外,一般说来,捕获并不是个技术问题。在这种情形下,捕获传感器(焦面阵列)中目标图象尺寸可能大大地小于单个象素。因此,传感器读出噪声和背景通量会大于目标信号,在上述情况下目标无法探测。由于使用长焦距小视场的光学系统,目标图象会对着几个象素并有满足精密跟踪所需的信噪比,所以,使用精密跟踪传感器跟踪目标仍会是可能的。

2.1 捕获系统技术

从原理上讲,光电系统的目标捕获传感器可由单个探测器组成。然而,一般说来,背景信号和多目标能使有关的目标探测产生模糊和误差。仅仅是探测超出某一阈值的目标信号是不够的,还要探测其他一些信号才会具有实用意义和有效性。随着系统要求的变化,为了识别真假目标可谨慎地测定近似方位、波长或光谱特征、偏光、辐射通量强度和角度等等。为达此目的一般使用的辅助设备是一种凝视焦面阵列。这种凝视焦面阵列的光学系统接收来自相当大立体角的辐射,而它的焦距的理想瞬时视场与焦面阵列的线性尺寸相对应。如果瞬时视场不能足够大,可以通过机械方法扫描单个传感器从而把较大立体角视场排列起来,或者使用多个固定的捕获传感器可以包含并列的较大瞬时视场。

2.2 捕获系统性能

从最佳灵敏度考虑,设计在其区域内所有的目标图象大致相同的系统比单象素系统要好。这样保证在有背景信号和读出噪声情况下获得大的探测信噪比。当然,使用这种实用方法,应该说,捕获阵列的表面质量是相当理想的。不起作用的象素不能用于探测真目标。若已知目标总是从捕获视场内通过,那么,少量个别不起作用的象素并不碍事。

2.2.1 大气湍流(抖动)

大气湍流(抖动)和衰减使得大型地面或机载光学系统的捕获传感器的灵敏度和跟踪传感器的精度下降。和衍射极限比较大质量光学望远镜通过大气获得的点源图象有所扩大,并且由于沿发射光路引入的热湍流,折射发生变化,其中心存在图象跳动。

表征大气湍流对横向电磁波到达角变化和对图象角大小的影响的主要参数是横向相干长度 r_0 (这里参照天顶角瞄准线),即通常所说的弗里德长度。在 $\lambda = 500\text{nm}$ 时,典型夜间天顶值, $r_0 = 12\text{cm}$ (处于好的场地);不良能见度的白天, r_0 小到 2cm ;而在极好夜间 r_0 大 30cm 。

长时曝光图象的最大辐照度一半处的张角宽度为

$$\theta_{\text{FWHM}} = 0.995 \cdot A^{3/5} \lambda / r_0 \quad (1)$$

式中, λ 代表波长, A 代表大气质量(大约等于瞄准线天顶角余弦的倒数), r_0 在此代表天顶($A = 1$)横向相干长度值。注意:因 r_0 取决于 $\lambda^{6/5}$,所以 θ_{FWHM} 与波长 $\lambda^{-1/5}$ 的关系不大。具有衍射极限的均匀照明圆孔径(直径 D)的图象张角宽度为

$$\theta_{di} = 1.03 \cdot \lambda/D \quad (2)$$

因为孔径 D 大于 r_0 , 所以, θ_{di} 小于 θ_{FWHM} 。由于光时间很短, 在宽度 λ/D 英寸左右时, 点源图象将表示衍射极限散斑的数量 $[\approx (D/r_0)^2]$ 。假设 θ_{FWHM} 和 θ_{di} 在相位上增加 $1/4$ 周期, 图 3 表示出通过湍流大气长时间曝光成像的地基望远镜的有效解 θ_{ie} 与波长的函数关系。图中曲线代表望远镜孔径 $D = 0.1\text{m}$, 1m 和 10m , $r_0 = 2\text{cm}$ (不良能见度的白天), 20cm (晴朗的夜晚) 和无穷大 (无湍流)。短波长时, 突出的问题是大气图象模糊和图象运动, 而长波长时, 衍射分辨率极限受到影响。这里应指出的是: 甚至当角分辨率相等时, 由于采集的面积较大 (在同样大小的图象中包含的光子要多, 图象会更亮), 所以, 孔径较大的望远镜, 其灵敏度更高。

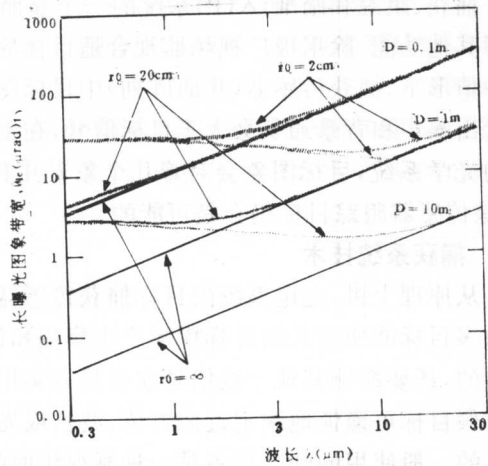


图 3 地基望远镜长时间曝光分辨率

2.2.2 可见星等

地球上人们通常用无量纲视在可见星等 m_v 来引用星体的光谱辐射。用公式(3)表示

$$m_v = -2.5 \cdot \log(E_\lambda / 3.63 \times 10^{-8} \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1}) \quad (3)$$

在 $\lambda = 550\text{nm}$ 时, m_v 与光谱辐射 $E_\lambda (\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1})$ 相关。在波长为 550nm 时, $m_v = 0$ 的光源含有 1.005×10^{11} 光子 $\cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{m}^2 \cdot \mu\text{m}^{-1}$ 。若光传输为 20% 左右, 1mrad IFOV 内的积分时间为 5s , 大型地基光学望远镜捕获相机最低限度能捕获亮度 $m_v = 20$ 星等。捕获传感器的读出噪声在确定捕获传感器噪声等效通量强度中有时可能是一种制约因素, 而这种强度也是可探测的最弱的目标信号。

2.2.3 背景辐射

当捕获(或跟踪)传感器扫过其瞬时视场时, 背景景色(假定整个瞬时视场都是均匀的)将有一些不希望有的光子对焦面阵列的每个象素产生影响, 从而, 使信噪比降低。为了计算辐射强度, 必须知道背景光谱辐射, 探测器光谱带宽、目标空间的象素立体角以及接收口径的有效象素面积。表 1 介绍了可能成为光学捕获跟踪瞄准系统背景源的可见辐射的自然光源。自然源的视在可见星等、光谱辐射和波长 550nm 时的光谱辐射如表 1 所示。

此外, 地球大约 300K 的亮度温度的热辐射和深空 3K 的热辐射在捕获传感器中也能以背景辐射出现。图 4 表示了各类光源和背景的光谱辐射强度(单位: $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1} \cdot \text{Sr}^{-1}$) 的波长函数关系。发射率为 ϵ 的灰色目标的光谱辐射强度由下式(28)得出

$$L_{\lambda} = \varepsilon(2c^2h/\lambda^5) \left[\exp\left(\frac{hc}{\lambda kT}\right) - 1 \right]^{-1} \quad (4)$$

式中, L_{λ} 为光谱辐射强度 ($\text{W} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{sr}^{-1}$); c 是光速 ($2.997925 \times 10^8 \text{m} \cdot \text{s}^{-1}$), h 代表普郎克常数 ($6.626176 \times 10^{-34} \text{J} \cdot \text{s}$), λ 代表波长 (m), k 为玻耳兹曼常数 ($1.380662 \times 10^{-23} \text{J} \cdot \text{K}^{-1}$) T 为温度 (K)。

图 4 中最亮的星体天狼星的曲线相当于 10,000K 黑体。太阳类似于 6000K 的黑体, 太阳照射的地球和望月相当于 300K 黑体发射光谱, 并与 6000K 反射太阳光谱重叠。

表 1 $\lambda = 550 \text{nm}$ 照射的自然光源

光源	可见星等 (m_v)	光谱辐照度 ($E_{\lambda} (\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1})$)	立体角 Ω (sr)	光谱辐射强度 $L_{\lambda} (\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1})$
太阳	-26.74	1.80×10^5	6.80×10^{-5}	2.65×10^7
天空				
(白天)	-24.55	2.39×10^2	2π	3.80×10^1
(望月夜间)	-8.28	7.48×10^{-5}	2π	1.19×10^{-5}
月亮				
(望月)	-12.73	4.49×10^{-3}	6.42×10^{-5}	6.99×10^1
(1/4月)	-10.10	4.00×10^{-4}	3.21×10^{-5}	1.25×10^1
星光				
(银河赤道)				4.43×10^{-6}
(平均)	-6.66	1.67×10^{-3}	4π	1.33×10^{-6}
(银河极)				4.05×10^{-7}
平均地照				
(太阳照射)				2.18×10^2
(望月照射)				5.44×10^{-4}
(平均星光照射)				6.14×10^{-7}
最亮的星(天狼星)	-1.46	1.39×10^{-7}	7.35×10^{-16}	1.90×10^8

洲际弹道导弹的羽烟可近似等于温度为 1400K 左右或更热的一个黑体。如图 4 所示, 羽烟光谱峰值出现在红外区, 但也有用于捕获跟踪瞄准系统的可见辐射。

液氮致冷红外太空望远镜的探测器能“看见”温度低到 10K 的灰体背景辐射。图 4 也表明了发射率为 10% 和温度为 100K 黑体的背景通量强度。这一通量强度正好适用于最好的辐射致冷太空望远镜。

2.2.4 光学传感器噪声

可见 CCD 的读出噪声在 270K 时为十到几百电子 RMS, 暗电流达 10^1 电子 · 象素⁻¹ ·

FOV 的增大,由于要保持通量常数也必须减小每个象素的有效收集面,所以,使得象素灵敏度下降。

2.2.5 红外传感器噪声

在铂硅和碲镉汞传感器中,红外焦面阵列已经达到背景极限光探测器(BLIP)的性能(在系数 2 以内)。BLIP 的噪声度仅仅取决于目标信号及背景进来的光子通量。BLIP 噪声等效光谱辐射强度(NESR)可从其单位光谱探测率,量子效应通量、波长以及时间带宽确定。

受限于斑点噪声的光致电压探测器的单位光谱探测率 D^* (单位为 $\text{cm} \cdot \text{Hz}^{1/2} \cdot \omega^{-1}$) 由下式给出

$$D^* = (\lambda/hc)(\eta/2E_p)1/2 = (AB)^{1/2}/(\text{NEP}) \quad (6)$$

式中, E_p 为量子 $\cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 时的入射光子辐照度; B 为探测后时间带宽(Hz), NEP 为探测器噪声等效功率(W)。

因此 D^* 是探测器对于单位探测器面积和时间带宽的信噪比。时间带宽为 B (Hz) 时,相应信号积分时间 δt 为 $(2 \cdot B)^{-1} \text{s}$ 。光谱光子辐照度(量子 $\cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sr}^{-1}$) 为下式

$$P_p = E_p/(\Omega \delta \lambda) \quad (7)$$

光谱辐照度 L_λ (单位 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \mu\text{m}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1}$) 与光谱光子辐度的关系由下式给出

$$L_\lambda = P_p(hc/\lambda) \quad (8)$$

最后黑体背景在 BLIP 的 NESR 由下式给出

$$\text{NESR} = \eta/[2hc\Omega\delta\lambda(D^*)^2] \quad (9)$$

这种关系示于图 4 之中。该图中黑体背景在 300K、197K 和 77K 时, $\Omega = 2.1 \text{sr}$, 假定量子效率 $\eta = 0.5$, 谱带宽 $\delta\lambda = \lambda/2$ 。彩色背景产生的 NESR 还要低得多。

3 跟 踪

3.1 跟踪要求

这里所说的跟踪意味着光电系统瞄准线的稳定化。跟踪功能是传感器测量目标的瞄准线和观察方向仪器视线之间的差值来实现的。总的说来,仪器瞄准线无直接的反馈。在某些情况下,仪器的瞄准线通过某种方式与测定目标位置的传感器组合在一起。其目标位置的测定可以通过平均或中间值测定(即是说如果单个测定象素小于目标图象,就可用计算机完成质心计算)。除此之外,在采用合适的算法测定目标的瞄准线之前进行图象取阈值。

在某些情况下,同时投影两个图象到焦面阵列上,判定出两个图象位置中的差以产生跟踪误差信号。“中继镜试验”采用此方法来生成控制中继镜姿态的最终跟踪信号,此试验中的方法目的在于平分两束入射光束间的夹角。为跟踪目标还可考虑用一个激光指示器系统。它

出射的激光束可被跟踪。在这种情况下,不必在系统中精确稳定目标图象。事实上高频跟踪误差可由一个非常小的只引导出射激光束的快速控制反射镜来进行补偿。目标图象的低频移动当然可由一个大型的瞄准平面镜(给出一个大视场)和一个小的快速控制反射镜(减少目标象跳动)来进行补偿,因而目标象给终落于焦平面阵列内,用作最末跟踪传感器。

ATP系统的最大可允许的跟踪晃动一般仅是仪器分辨率的很小份额。对于高质天基定向能武器系统,衍射角很小(λ/D)对于地基望远镜,跟踪误差应当小于或等于大气扰动所引入的象移的一小部分。

3.2 步进响应时间

一旦捕获传感器定位了目标,ATP控制系统必须使仪器瞄准线指向目标。电子机械系统要求对角度 Δ 的起始步指令有 τ 的响应时间。为便于讨论,假定伺服系统能用二次差分方程合适地模拟,即

$$d^2\theta_o/dt^2 + 2\xi\omega_n d\theta_o/dt + \omega_n^2 \cdot \theta_o = \omega_n^2 \theta_i \quad (10)$$

式中, θ_i 为指令输入角; θ_o 为输出角;自然频率 ω_n 等于 $(K/J)^{1/2}$;K为弹簧输出常数;J为惯性矩;阻尼比 ξ 等于 $\beta/(J \cdot K)^{1/2}$, β 为粘滞阻尼系数。

移动距离 Δ 以及保持在最大误差 δ 内所要求的时间

$$\tau_1(\Delta) = I_n \{ \Delta / [(1 - \xi^2)^{1/2}] \} / (\xi \omega_n) \quad (11)$$

图5中已给出步进响应时间 τ 为 Δ 步距的函数。在图5中的1段,步进时间取决于步距的自然对数。最小值步距 Δ_m 一般说来为编码器的分辨率(最低有效位) θ_{LSB} 。

Δ 小于极限距离 Δ_a ,步距响应为线性二次系统的响应。对于最大的允许加速度数值 a_{max} ,其加速的限制响应的最小步距由下式给出

$$\Delta_a = a_{max} / [\omega_n^2 \cdot (1 - \xi^2)] \quad (12)$$

如图5第2段所示,由于有限的加速度,步进时间取决于步距的均方根。第2段的步进时间由下式给出

$$\tau_2(\Delta) = \tau_1(\Delta_a) + 2 \cdot [(\Delta - \Delta_a) / a_{max}]^{1/2} \quad (13)$$

超过更大的第二极限距离 Δ_v ,系统速度可能受限。在这种情况下,步进时间线性度取决于最大允许速度。在图5第3段中,步进响应时间为

$$\tau_3(\Delta) = \tau_2(\Delta_v) + (\Delta - \Delta_v) / \omega_{max} \quad (14)$$

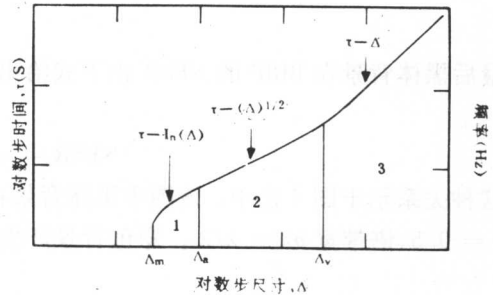


图5 伺服系统步进响应时间

式中,最大值 ω_{max} 速度时的最小步距由下式给出

$$\Delta_e = (\omega_{max})^2 / a_{max} \quad (15)$$

典型的望远镜结构的扭振谐振频率(torsional resonant frequency) ω_n 取决于 $F^{-1}(G/\rho)^{1/2}$ 。 F 为线性尺度比例因子, G 为材料剪切弹性模数, ρ 为材料密度。因此, G/ρ 可认为是等比剪切刚度,是结构材料的有用的品质因子。钢和铝具有完全相同的 G/ρ 值,而碳纤维筋的塑性要高 3 倍。跟踪伺服闭环带宽与 ω_n 成正比。当然较高振动频率时,还要高些,即有更大的等比剪切刚度 G/ρ ,因而获得更好的瞬变特性和较小的跟踪误差。

3.3 跟踪系统技术

各种电子机械的跟踪系统设计概念,如整体稳定性、反射镜稳定性、齿轮传动万向架、以及动量轮等均被系统设计者采用。要满足瞄准线稳定性要求,每一种都必须达到一定的品质。选择什么方案通常决定于稳定要求及工作环境。

3.3.1 惯性基准装置(IRU)

作为一个角度转速表,惯性基准装置的输出可直接读出,得到速度控制稳定环路的角速度。此外,可以对 IRU 的输出进行积分,获得一个理想位置的角度位置信号,生成位置环路误差信号。天基应用的 IRU 的目前水平动态范围达到 $\pm 35\text{mrad} \cdot \text{s}^{-1}$,精度达 $\pm 4\mu\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$,分辨率达 $1\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$,取样速率达 960s^{-1} 。Nyquist 带宽极限为 480Hz,加速度灵敏度为 $2\text{mrad} \cdot \text{s}^{-2}$,加速度精度为 $\pm 8\text{mrad} \cdot \text{s}^{-2}$ 。低频时,加速度信息测定得更好,这是因为采用更多的速度估计值来平均,而且时间也更长。在哈勃空间望远镜上,其速率回转噪声度似乎有一些降低。

3.3.2 能动结构

结构变形所引起的 LOS 误差采用能动结构元件可以降低。这类能动支架能保持重力、温度、静态和动态负荷的匹配不变而改善了尺度的稳定性。除此之外,还可用驱动器抑制结构的共振变化,从而达到更大的跟踪系统闭环带宽。另一种有关的方法是采用一种能动防振系统来降低基座运动的扰动幅度,此种扰动能传递到 ATP 系统有效负载体上。能动软机架能有效地把隔离刚度减至零。因而比被动隔离器具有更好的性能,但这要增加质量、电能消耗和设计的复杂性。

3.3.3 其它技术

如果不用实时控制,而用探测后位移以及用短时间曝光目标图象进行叠加也可用来补偿跟踪误差。也可用二维相关技术来判定画幅间的相对移动。如果跟踪误差可以监视,并可实现仪器操作,则可使瞄准误差处于特定的限制中。

能动跟踪采用激光照明,在目标图象形心判定中会引起相干斑点空间噪声,采用二值阈值形心算法和用画幅平均降低斑点对比技术可以减少斑点跟踪噪声。机械缺陷如轴承晃动、齿牙接头、力矩电机波动也会产生跟踪误差。事后这些误差很难消除。要达到平滑的跟踪必须达到保守的机械设计技术指标。要达到完全平滑,可采用空气或液压轴承减少摩擦。也可用磁浮/防震系统改善晃动控制,排除基座运动扰动。

3.4 跟踪系统性能