

# 机载激光装置光学方案的 基础实验

李 春 亮

(洛阳光学机械研究所)

**摘要：**利用机载激光测距机进行的光轴平行性要求实验，为其它机载激光装置光学方案的制定提供了参考。本文旨在报导这一实验的目的、方法和结果，并对实验结果进行理论分析。

## 一、机载激光装置的特殊设计要求

现代作战飞机日趋广泛地应用着激光技术成果。机载激光测距机具有很高的测距精度，把它用作机载火控系统的一种测量传感器，可减小系统的瞄准误差；机载激光雷达具有较强的抗干扰能力，用它作机载火控系统的跟踪环节，可实施对目标的更有效跟踪；飞机加装了激光寻的显示器，可以识别经过伪装的隐蔽目标；与普通航空炸弹相比，激光制导炸弹可以具有更高的命中概率。

类似于陆用激光装置，机载激光装置的光学部件也须包括瞄准器、发射天线、接收天线三个部分。瞄准器用以产生观察瞄准线，供驾驶员操纵激光装置对准目标；发射天线用以压缩激光束的自然发散角，提高发射激光束的光能密度，以增大装置的作用距离；接收天线用以收聚被目标反射回来的激光束，以使激光探测元件产生电讯号输出。

不同于陆用激光装置，机载激光装置中，与光学部件设计有关的特点可举出以下三点：

(1) 机载激光装置的载体始终使用在飞行运动状态下。无论它的目标是否活动，在目标与它之间总存在有相对运动。所以，机载激光装置的光学部件应处于实时跟踪工作状态中；

(2) 现代空战多使用高空高速或低空高速突防战术。为了先敌发现、先敌攻击，机载激光装置应具有较远的作用距离。因此，激光装置的发射天线应具有较高的压缩倍率，接收天线应具有较大的接收口径；

(3) 随着飞机性能的提高，飞机座舱的设备、仪表也愈来愈多，飞机座舱的空间也愈来愈紧张。所以，任何尺寸、重量过大的装置都不能装机上天。此外，为便于驾驶员目视观察搜索，驾驶员的前方视界也不能受到过多的遮挡。这就是说，机载激光装置的小型化是尤其重要的技术要求。

事实上，上述各种要求是彼此矛盾、相互制约的，欲设计出完全称心的机载激光装置并

不容易。下文将通过两种光学部件方案的具体分析，阐述机载激光装置光学方案实验的目的和意义。

## 二、机载激光装置的两种光学方案设想

### 1. 整体光学部件方案：

众所周知，激光束具有很强的指向性。经发射天线压缩之后，其发散角可窄于1毫弧度。当瞄准器的十字丝瞄准目标之后，怎样才能保证发射激光束落在目标上？又如何保证被目标反射回来的激光束射入接收天线？一种通常想到的牢靠的办法是使瞄、发、收三部分光轴相互平行，且在跟踪过程中也不出现破坏三轴平行性的同步误差。

出于这种考虑，可把机载激光装置的瞄、发、收三部分装于同一壳体，使用地面仪器调校三部分光轴平行，并将它们刚性装夹固紧。整个部件由一套随动系统驱带，实现对目标的跟踪。这就是整体光学部件方案。

整体光学部件方案的明显优点系在于不必担心瞄、发、收三轴不平行造成的工作失效。但这种方案也存在不少问题。例如：

(1) 整体光学部件的较大体积、重量，导致了自身的较大转动惯量，它须由较大功率的随动系统驱动。受种种客观条件限制，对机载场合，较大功率的随动系统尚难获取；

(2) 既然光学部件是一个整体，发、收天线也不得不同瞄准器一道装于驾驶员的面前，它们将造成驾驶员前方视界的严重遮挡，妨碍驾驶员对于外界的观察；

(3) 不少飞机使用双层航空有机玻璃作座舱风挡，中间还有烘烤霜冰的电阻丝。激光束在这种风挡上的透过率很低，影响激光装置的作用距离。

为了克服上述诸种弊病，又提出了机载激光装置的第二种方案。

### 2. 分离光学部件方案：

将瞄、发、收三部分分离安装。或者单独把瞄准器装于驾驶员的面前，把发、收天线装于吊舱；或者单独把发、收天线之一装于吊舱，剩余部分和瞄准器一道装于驾驶员的面前。总之，凡三部分不在同一壳体上的，统称为分离光学部件方案。

分离光学部件方案具有的优缺点同整体光学部件是恰恰相反的。先就优点而言：分离光学部件方案分散了随动系统的负载，可以使用小功率随动系统分别驱动光学部件的每一部分；分离光学部件方案允许减小驾驶员面前的安装空间要求，开阔驾驶员的前方视界；而分离安装到吊舱中的光学部件，可以通过透明性很好的光学玻璃吊舱窗口，获得较高的激光光能传输效率，提高激光装置的作用距离。再就缺点而言，分离光学部件可能出现的最大问题是由于瞄、发、收三部分光轴不平行，对激光装置正常工作造成的影响。众所周知，任何随动系统都不可避免地存在误差。分别随动的各部分光轴间，也不可避免地存在交错角，即出现光轴间的不平行。但是，这种不平行误差到底被控制到何种程度方能保证激光装置的正常工作？回答这一问题，以确定光学方案的取舍，是进行下述实验的根本目的。

### 三、机载激光装置光学方案的基础实验

#### 1. 实验设备:

实验使用的主要设备包括: 机载激光测距机一台, 精密分度头一个, 单筒望远镜一架。设备中的后两种是大家常见的, 只有第一种须在这里略加说明。

该机载激光测距机是为某种飞机火控系统配套而研制, 其光学方案选取了整体部件方案。瞄、发、收三部分共装于同一壳体之内, 沿轴观察呈三角形排列。三部分光轴间的平行性经过了仔细调校, 剩余误差不超过 1 毫弧度。整体光学部件安装在一个二自由度框架上, 由一套随动系统驱带, 对目标实施跟踪。但由于随动系统的功率不够大, 该测距机未能装机试飞。

激光测距机的瞄准器类同于常见的刻卜勒式望远镜, 其光学系统由双胶合物镜、高斯目镜、转像棱镜和具有十字刻线的分划板组成, 物镜口径 30 mm, 放大倍率  $7\times$ , 总视场  $8^\circ$ ; 激光测距机的发射天线相当于倒置的伽里略式望远镜, 其光学系统由球面形单片负目镜和非球面形单片正物镜组成, 物镜口径 70 mm, 压缩倍率  $9.4\times$ ; 激光测距机的接收天线由单片非球面平凸透镜构成, 非球面的面形方程为  $y^2 = ax + bx^2 + cx^3$ , 相对孔径  $1/1$ , 有效通光口径 115 mm。

#### 2. 实验安装:

实验安排在大楼四层的一个房间。透过该房间的后窗, 可看到邛山脚下的一高大烟囱, 正合用作测距实验的外场目标。

把测距机的接收天线拆取下来, 移放到分度头的中心, 以 V 形铁、压板、螺钉装夹固定。单筒望远镜亦用类似的夹具安装在分度头上, 与接收天线紧靠一起。调整单筒望远镜, 使其光轴平行于接收天线的光轴。

激光测距机的瞄准器、发射天线仍被留在光学部件壳体之内, 连同壳体一起置放在实验桌上、分度头的近旁。经过支垫, 使瞄、发光轴与接收天线光轴处在大体相同的高度。

摇动分度头, 用单筒望远镜的分划中心瞄准烟囱上的某一特征点。绕框架二轴, 在水平、俯仰二方向上转动测距机光学部件壳体, 使瞄准器的分划中心瞄向烟囱的同一特征点。由于瞄、发、收三部分间的距离远远小于它们到目标的距离, 故能认为瞄、发、收三光轴基本平行。

#### 3. 实验步骤:

(1) 在零位安装状态, 启动激光测距机对目标进行测距, 检查机器工作是否正常, 并记录目标的距离数值和分度头的零位读数;

(2) 沿逆时针方向摇动分度头, 带动接收天线旋转, 以形成接收天线光轴对于瞄、发光轴的水平夹角, 人为造成相互间的平行性误差。每摇过  $5'$ , 进行一次测距, 直到测距工作确实失效为止;

(3) 将分度头摇回零位。并从零位开始, 沿顺时针方向摇动分度头, 造成接收天线光轴对于瞄、发光轴在另一方向上的水平夹角, 形成相互间的平行性误差。同样, 每转过

5′，进行一次测距，直到测距工作确实失效为止；

(4) 再将分度头摇回零位，回复瞄、发、收三轴间原始的平行状态。把发射天线的紧固螺圈松动两扣，以手指轻压发射天线端部，破坏发射天线光轴对于瞄、收光轴的平行性。启动激光测距机，检查测距工作是否正常。

#### 4. 实验结果

(1) 对接收天线，实验结果列于表1。表中，“√”表示测距工作正常，“×”表示测距工作失效。

表1

转角(分)	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70
逆时针	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	×	×
顺时针	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	√	×	×

由表可见，接收天线光轴相对于瞄、发光轴的平行性允许误差为 $\pm 60'$

(2) 对发射天线(实验第四步所进行的)，测距工作是失效的。至于发射天线光轴相对于瞄、收光轴的平行性允许误差大小，由于实验设备的精度所限，并没有得出定量数值。但能定性地说，这种平行性要求较高。其理由是：发射天线在其壳体內的装配间隙很小。松动两扣紧固圈引起的平行性误差不会太大。

使用具体设备、在一定条件下进行的上述实验，其结果是否具有普遍意义呢？即将进行的理论分析告诉我们：答案是肯定的。

## 四、实验结果的理论分析

### 1. 接收天线光轴平行性要求计算：

由发射天线出射的激光束投落到目标表面之后，将如何继续传播？这是一个相当复杂的问题，只有经过大量测试才能给出准确回答。普遍认为：目标表面是由许多微小质点组成的，投落到目标表面的激光束能被这些质点散射或反射，改变传播方向形成“反射”激光束。反射激光束呈“篮筐”形状，口径较小的筐底在目标上，口径较大的筐口朝向激光装置。篮筐內的某一方向，可能出现能量强度很高的“镜面波束”，篮筐內的其它方向存在有能量强度按朗伯余弦定律变化的漫反射。镜面波束的具体取向与目标表面的面形、目标表面在激光束反射点处的法线相对于飞机—目标连线的夹角，目标表面光洁程度、以及目标材料等因素有关。由于目标种类多种多样，镜面波束在多数情况下并不沿照飞机—目标连线。另外，由于激光装置的尺寸远远小于装置到目标的距离，只有沿照飞机—目标连线的反射激光束方能进入接收天线。所以，对激光装置真正有用的并不一定是镜面波束，而一定是沿照飞机—目标连线的波束。

参看图1。如果接收天线光轴不存在相对于瞄准器光轴的平行性误差，沿飞机—目标连线的反射激光束相当于“轴上光”射入接收天线，并被接收天线聚焦成像于探测元件中心；

如果接收天线光轴存在相对于瞄准器光轴的平行性误差，沿飞机—目标连线的反射激光束相当于“轴外光”射入接收天线，并被接收天线聚焦成像于探测元件的边沿。当探测元件性能在整个光敏面上均匀一致时，轴上入射与轴外入射两种情况均不影响激光装置的正常工作。但是，如果误差超过一定限度，以至于像点落到了元件的光敏面之外，显然能使激光装置工作失效。



图 1

设探测元件的光敏面直径为  $d$ ，接收天线的焦距为  $f'$ ，接收天线光轴平行性误差的最大允许值  $\Delta_j$  可由下式近似计算：

$$\Delta_j = \frac{d}{2f'} \times 3438' \quad (1)$$

由 (1) 式可见：探测元件的光敏面越大，接收天线焦距越短，误差的允许值也越大。

在上述实验中，激光测距机接收天线的焦距  $f' = 119\text{mm}$ ，激光探测元件光敏面的直径  $d = 4\text{mm}$ 。代入 (1) 式可得  $\Delta_j = 57'$ 。

比较计算数据与实验结果，二者的一致说明了 (1) 式的正确性。可把 (1) 式作为实验结果的理论根据，用来估算接收天线光轴的平行性允许误差。

## 2. 发射天线光轴平行性要求计算

由发射天线出射的激光束至少一部分投落到目标上并被目标反射，是激光装置完成预定功能的必要条件。参看图 2，设目标  $M$  对激光装置  $L$  的张角为  $\theta_M$ ，发射激光束的发散角为  $\theta_L$ 。当瞄准器分划中心瞄准目标中心部位，亦即瞄准镜光轴重合于飞机—目标连线时，为保证发射激光束至少一部分投落于目标上，发射天线光轴相对于瞄准器光轴的最大允许误差  $\Delta_F$  为

$$\Delta_F = \frac{1}{2} (\theta_M + \theta_L) \quad (2)$$

当瞄准器分划中心未能瞄准目标中心、存在瞄准误差  $\alpha$  时，计算公式应改写为（考虑最坏情况）

$$\Delta_F = \frac{1}{2} (\theta_M + \theta_L) - \alpha \quad (3)$$

由 (3) 式可以看出：目标越大、激光束发散角越宽、瞄准器的瞄准误差越小，允许的误差也越大。

在上述实验中， $\theta_M \approx 10'$ ， $\theta_L \approx 4'$ ，设  $\alpha = 0$  可由 (3) 式算得  $\Delta_F = 7'$ 。

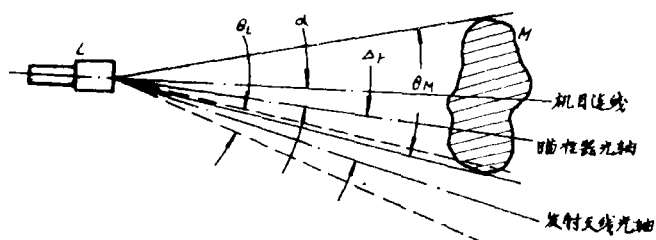


图 2

### 五、结 语

上述实验得出的结果和理论分析导出的公式，对于机载测距机以外的其它机载激光装置也具有普遍的参考意义。一旦这些装置的使用要求确定之后，可首先计算收、发天线光轴的平行性允许误差  $\Delta_L$ 、 $\Delta_R$ ，然后将计算所得数据与随动系统等部件可以实现的性能相比较，以决策装置的光学方案。

顺便指出，由于激光装置的作用距离与接收天线光轴平行性误差的余弦平方根成比例，所以，当  $\Delta_L$  不甚大时，可以忽略这种误差对作用距离的影响。

参加这项实验的还有周有忠、李言群同志。

#### 参 考 文 献

- [ 1 ] Ross, Montc, «Laser Application», V.2, New York, 1974,
- [ 2 ] Stitch, Bellinghan, Wash, «Advances in Laser Engineering and Applications», 1980
- [ 3 ] San Diego, «Optical Design Problems In Laser Systems», 1975,
- [ 4 ] Walter Koechner, «Solid-state Laser Engineering», 1976.

### A Foundation Experiment on Optical Configuration of Airborne Laser Units

Li Cunliang

#### Abstract

An experiment on parallelism specification of optical axes by using airborne laser range-finder sets out a reference for establishing optical configuration for some other airborne laser units. The experimental purpose method and its results are reported in this paper. Furthermore the experimental results are theoretically analysed.