

为高分辨再入飞行器摄影用的 一种机载望远镜照象系统

1 绪 言

最近十五年来阿夫科爱费雷研究室(AERL)设计制造使用了各种精巧的光学仪器来监视再入飞行器的性能并搜集了为研究再入物理的数据。大多的这类仪器是在飞机上操作的,它们装在由红外跟踪器指挥的支架上。其中有几种折叠式的望远镜照象系统的设计是为取得良好分辨数据的,自1965年以来已成功的搜集着数据。这类高分辨本领系统在AERL称为HRS,这是将Richy-Chretien卡塞格伦望远镜与高速(约100帧/秒)电影机结合在一起的,应用于高空(约35000呎)与高速(约500哩/时)的分机上这种对光学不利的环境中。原始设计是Ones做的,后来Griffiths修改。三种HRS型式已经做成并付诸使用,头两种在JC121K上,飞行于20000呎,第三种在KC-135上,飞行于35000呎。本文评论它们的设计,着重于第三者,将概述分析其分辨极限;并将比较点光源的预期的实测的性能。

以下将简称系统为HRS-1, HRS-2, HRS-3。在第二节概述一下关于飞机上对再入飞行器的高分辨照象问题。第三节要列举HRS-3的诸参数。再后一节将列举限制分辨率的诸因素并简述调制传递函数的概念。第五节将运用调制传递函数分析对于不能分辨的目标的分析问题。第六节中将运用这种分析于恒星和不能分辨的再入飞行器的照相,这种照相是用HRS-2拍出的。最后将说明用HRS-3对再入飞行器的预期的与实际情况。

2 独特的问题

从飞机上对再入飞行器所搜集的高分辨(约2弧秒)数据在几方面给予所设计和系统以严峻的要求这与空中与卫星照相的其他领域要取得这种分辨有所不同。其中有:

a) HRS系统的空间分辨目的已相当于大气分辨的极限(1—2秒),比之许多侦察系统为高。

b) 在空中和卫星侦察中,装载仪器的平台往往经过精心设计以求达到高分辨,而热和振动的问题比之为再入飞行器用的HRS系统已大为减少。在AERL所设计的MRS是针对现有的飞机和现有的热学和振动的环境。所以对于HRS的制造就加上了严格的设计要求以获得并保持其光学性能。

c) 由于再入飞行器的发热问题,在一次或各次任务中要用范围很广的曝光时间,这也与其他侦察任务不同。所以在HRS的设计中一定要有改变曝光的能力。

d) 再入飞行器的角运动比之在卫星式空中摄影中所遇到的要大。制造和架设HRS时就大为严格限制其振动以减小在一帧拍照的时间内象有所模糊。

e) 再入飞行器的照相速率必须高(约100帧/秒)因为目标再入时有急剧变化,因此对相机的机械性能要求高。

f) 对再入飞行器的高分辨照相不仅要求光轴上有高分辨,而且是对全视场。这是因为再入飞行器晃动而且有裂片,其分布可达几弧秒的范围,还有红外跟踪器对HRS的光轴由于伺服机械的问题而有对准误差之

故。

AERL 的 HRS 由以下讨论中解决这些问题。

3 系统的叙述

以上所举对于再入飞行器数据搜集的要求规定了 HRS 系统必须满足的一般规范, 这些是:

a) 成象优良的长焦距系统, 以求在所要求的视场内均匀的高分辨。

b) 要有坚实的结构并有适当的温度补偿和振动隔离以求在高空飞机作业环境下能可靠地操作。总重量与重量分布要能够和现有的支架的容量和性能相匹配, 并且要小, 以配合飞机窗口的地位限制。

c) 高采样率及可变化的曝光范围, 以适应再入期间迅速变化的事态。

d) 瞄准系统要平滑, 以减轻振动, 拍摄时的运动和由于重力作用而造成的光学元件的变形。

e) 要有适当的视场来适当瞄准系统的误差以及飞行器的情况(再入时的碎裂, 晃等)。AERL 所设计制造的三种 HRS 能满足以上要求, 其最新的一种(HRS-3)的参数和特性列于表 1。

HRS 由一望远镜照相机系统、一个瞄准系统和一个辅助瞄准照相机所组成。望远镜是 Ritchy-Chretien 卡塞格伦式, 卡式可

以在具体长度较短的情况下取得长焦距。原来的卡式第一面镜是真抛物面的, 第二面是真双曲面的。Ritchy-Chretien 的修改使其征求过改正, 用以改正古典长式的三级慧差并使其全部视场有优良的象质。相机是 Photosonics 制造的, 幅面 35 毫米, 是以适应瞄准误差和再入飞行器的情况。瞄准系统由 Aerojet General Corporation 制造, 有四轴支架来装 HRS。用一 Barnes 的辐射计跟踪器的信号去驱动支架。图 1 与图 2 各为 HRS-3 单独的和与支架在一起的照片。

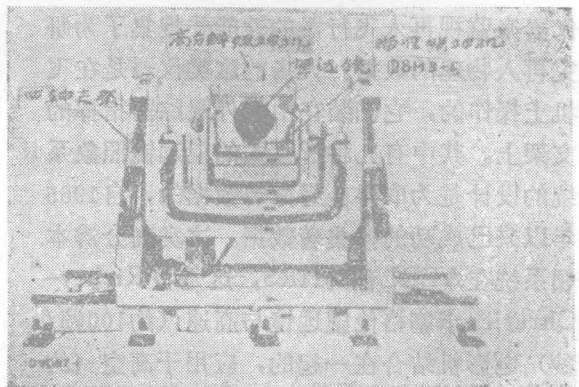


图 2 AERL HRS 装在四轴支架上

。入
两式
五中

4 空间分辨本领的丧失来原

假定在实际操作中 HRS 保持着光学上和机械上的完整性, 则空间分辨受系统的元件、胶片的效应、交界层的影响, 大气影响(包括由于湍流而致的分辨丧失, 光谱色散和在观察途程上的消光)和在拍照期间的象模糊的联合作用所限制。本节将逐一讨论这些, 而在下节将概述调制传递函数在处理这些作用。

系统中的光学部分所限制的分辨取决于目标在视场中的位置和胶片或象平面与轴上焦平面之间的距离。若象平面正在轴上焦平面之处。所测得的光学部件的分辨为 0.8 弧

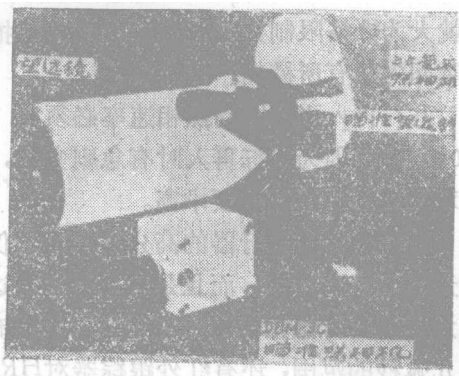


图 1 AERL 高分辨望远镜相机系统

秒（在轴上），而在离轴20'之处脱化为1.7弧秒。原先以为在轴上。稍稍离焦可以改进轴外的成象，因为以面积来权衡分辨将有所改进。实验上却不是为此，而HRS随后就对轴上聚焦取其最佳的分辨。

中等发光强度的目标的胶片分辨受胶片反映衬度能力，以及胶片噪音的限制。前者取决于胶片乳剂散射和粒度，而后者则是一种情况，即某些未曝光的卤化银粒在显像时却还原为银。在曝光时，显象技术对所期望的分辨有所贡献。对于棒式目标的分辨所作的实验室中的测定在中等曝光下0.5°的视场内为1.7—2.3弧秒，这时胶片是取轴上的最佳分辨的位置。

大气湍流所致的分辨丧失是AERL的HRS和任何望远镜在等温层下操作时对系统分辨率的基本限制。其具体数值取决于观察路线中的湍流的情况，亦即探测器的高度，观察的时刻，观察的仰角。以下将看到对于10000呎高的观察位置在夜间，对典型的天文观察值以近似天顶的观察，其值约为1.5弧秒而对典型的再入飞行器以15°仰角观察则约为3弧秒。这些数值是认为在以下所讨论的湍流模型中进行的。

由于大气的折射率随波长和高度而变，所以大气的的作用将如一薄棱镜，使一白色未分辨的光源在仰角方面有色散。在10000呎，这种角色散在兰与红色间对45°观察角约1弧秒，而对15°观察角约3弧秒。（见第6节）大气消光会致使目标和其天空背景之间的衬度受损失，亦即对分辨降低，但这可对于再入飞行器的HRS照相中发光强度高的目标不重要。

成象模糊是由于全系统的震动和跟踪抖动的综合作用造成的。实验室的震动台以一个g的震动量（这认为以此代替飞机的环境）测定了这时的HRS—2的分辨。没有觉察有分辨上的损失。曝光期间的运动从两帧之间的恒量与未分辨的再入飞行器的实际观测去估计。模糊的程度典型地为小于0.3

弧秒，因此可以不考虑。震动和跟踪器抖动将不再讨论。

在飞机窗口（在它后面是HRL）的湍流交界层也会使分辨受到损害。对前两种系统飞行在20000呎这种损害不显著，但对飞机在30000呎的速度约为500哩/小时的HRS—3是有作用的。这个问题以后要简要地讨论。在第六节中所以分析的数据是从HRS—2得来的，所以不受交界层的影响。

5 调制传递函数和极限分辨率

我们分析HRL对于上述各种影响分辨极限的常用手段是调制传递函数。对于一个指定元件介入一种光学测量情况时所具有的调制传递数是空间分辨的一种定量度量。它相当于电路对于时间上的输入的响应函数的模量。在电学上它是时间频率的函数，在这里是空间频率 f 的函数。一个系统中具有几个限制频率的部分，其总调制函数 $\tau_s(f)$ 可以写为各调制传递函数 $\tau_i(f)$ 的乘积。即

$$\tau_s(f) = \prod \tau_i(f) \quad (1)$$

所以我们对HRS写出

$$T_s(f) = \tau_o(f) \tau_F(f) \tau_A(f) \tau_{BL}(f) \quad (2)$$

其中角注依次表示是对于光学部分，胶片，大气和交界层的。确定了对于各个使分辨遭受损失的调制传递函数。当稳定系统和调制传递函数确定之后，可由Strehl判据定下该系统的空间分辨 R_s ：

$$R_s = \left[2\pi \int_0^\infty f \tau_s(f) df \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (3)$$

其中 τ_s 是归一化了的整系统的调制传递函数（ $\tau_s(0) = 1$ ），如果 f 取周/弧秒为单位，则 R 的单位为弧秒。对于圆形孔径，Strehl与瑞利判据实际相同；可是Strehl判据应用于任何形状的孔。利用(3)式中归化了的 $\tau_i(f)$ 代替 $\tau_s(f)$ ，可以对于每个 $\tau_i(f)$ 确定其分辨的值。

系统的调制传递函数可用以确定点扩散函数 $I_s(x)$ ，即利用下式

$$I_s(x) = \int \tau_s(f) e^{i f \cdot x} df \quad (4)$$

其中 f 和 x 的单位是一致的。这里指出, f 和 x 是恰当的二维向量。再则, $\tau_s(f)$ 和 $I_s(x)$ 是与光谱波长有关的。(1)与(2)式含有这种推广的意思。

由相应于表 1 中的 HRS 的光学参数利用标准方法可以求出圆孔径聚焦的轴上调制传递函数。胶片的调制传递函数(XT-Pan)由阿达文献上找到对于最佳曝光的值,与光学的调制函数一齐作出图并求出其积为图 3 所示。可见 HRS 的实验室的限制(光学部分加胶片)主要取决系统的光学部分。运用公式(3)于图 3 中的乘积曲线求出轴上分辨率约为 1.7 弧秒,与实验室的数据相符。

大气调制传递函数已有些人研究, Hufnagle Stanley Fried 曾得出公式

$$\tau_A(f) = \exp\left\{-\frac{3.44}{r'_0} (\lambda f)^{5/3} \left[1 - \alpha \left(\frac{\lambda f}{D}\right)^{1/3}\right]\right\} \quad (5)$$

其中 D 是光学直径, λ 是光波波长, a 是一个常数, 对于长曝光为零而对短曝光为 0.5 或 1.0, (各为对于远场 $D \ll \sqrt{\lambda L}$ 和对于近场 $D \gg \sqrt{\lambda L}$)。大气路程的性质决定 r'_0 为

$$r'_0 = 6.88 \left[2.91 \left(\frac{2\pi}{\lambda} \int_0^L C_N^2(h) \left(\frac{L-S}{L} \right)^{5/6} ds \right)^{-1} \right] \quad (6)$$

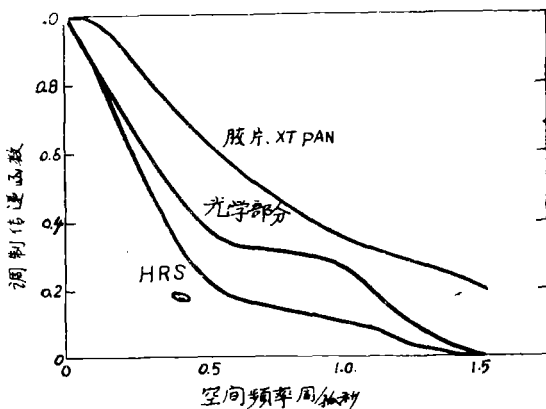


图 3 对 HRS 和胶片的调制传递函数

其中 S 是从观察者沿观察路程的距离, h 是路程的坐标高度, L 是从观察者到目标的总距离, 而 $C_N^2(h)$ 一种结构函数, 用以描绘大气湍流的, 它取决于高度 h 。

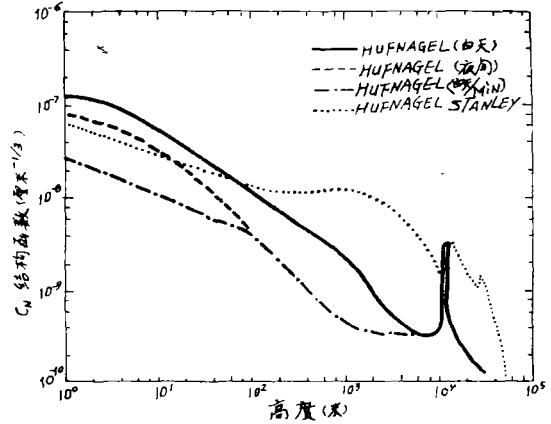


图 4 结构函数参数 $C_N^2(h)$ 对高度在约 10^4 米处峰未获得普遍承认

$C_N^2(h)$ 作为 h 的函数已有人给出了图 4 示出其四条。对于我们合用的一条(在利用它能与在 20000 呎在夜间所得数据相符合的意义下)是 Hufnagle 对夜间大气的结构函数。对于高出大气之上的目标, 由公式(3)和利用了式(5)的 $\tau_A(f)$ 和图 4 中的 $C_N^2(h)$ 作出的大气分辨极限以几个高角示于图 5。在那里见到图 4 中的 $C_N^2(h)$ 在 10^4 米处的峰是在低大气中 HRS 性能的限制因素。

由于飞机交界层而招致的分辨损失与几项空气动力学参数有关。Taylor 所给的对交界层湍流用高斯相关函数的表达式是:

$$\tau_{BL}(f) = \exp\left\{-0.8 \left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^2 (\delta_0)^2 d^2 \left[1 - \exp\left(-\frac{5\lambda^2 f^2}{d^2}\right)\right]\right\} \quad (7)$$

其中 δ_0 是交界层中的平均折射率起伏而 d 是交界层厚度。后者为

$$d = \frac{0.37x}{(\rho u x / \mu)^{1/5}} \quad (8)$$

其中 x 是从飞机鼻到 HRS 窗口的距离, u 是飞机的速度, μ 是在飞机高度的大气动态粘度, ρ 是大气自由流密度可以证明, 平均折射率起伏是:

$$(\delta_n)_{rms} = 1.9 \times 10^{-5} \rho \left(1 + \frac{10}{M_\infty^2}\right)^{-1} \quad (9)$$

其中 M_∞ 是自由气流的马赫数。按保守的最恶劣的情况是用这个值在公式 (7) 中进行调制传递函数计算。可以看出, $\tau_{BL}(f)$ 会饱和, 即在一些频率时达到渐进值。对于 HRS-2 在 JC121K 上飞行在 20000 呎时速为 300 哩时

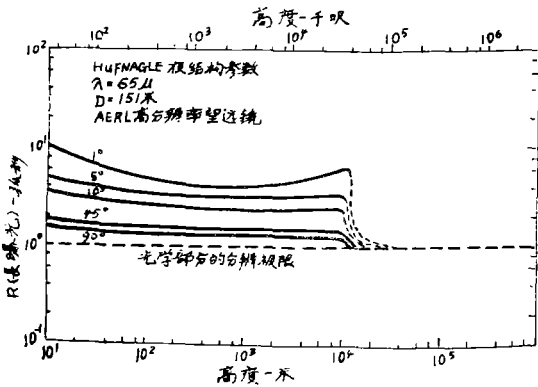


图 5 长曝光分辨对飞机高度, 对几种仰角这个渐近值是 0.82, 在 $f = 0.5$ 周/弧秒将近于达到此值。对于 HRS-3 在 KC135 上飞行在 35000 呎而时速为 500 哩时, 这个值是 0.36, 在 $f = 1.0$ 周/弧秒将近于到此值。

6 预期的和测得的发光强度轮廓

现在的 HRS 的野外性能以经常地考察未分辨的再入飞行器和恒星的照相来检验。如果这些点光源的半宽度在 2.0—2.5 弧秒附近, 则认为系统的操作是满意的。关于点光源, 即恒星和再入飞行器, 由 HRS-2 所搜集的数据的更详细的分析已在几年前做过。那时我们特别致力于 HRS 数据由大气方面所给予的限制。这种分析的两个代表性

的例子见于本节, 而下节将简单地讨论 HRS-3 的性能。

由于点光源的大气色散, HRS 所记录的象去和理论比较时最好分开在方位与在垂直方向上测点光源象的发光强度轮廓。垂直方向会显示大气色散的最大影响, 而方位方向则完全不受色散的影响。点光源在任何波长时的扩散函数可以用第五节中的公式 (4) 去求, 却要注意 $\tau_s(f)$ 是依赖于波长的, 也就是 $\tau_s(f) \equiv \tau_s(f; \lambda)$ 和 $I(x) \equiv I_s(x; \lambda)$, 这就导致于方位上宽带通的发光强度轮廓:

$$I(\alpha - \alpha_r) = \int_0^\infty d\lambda I_s(\alpha - \alpha_r) R(\lambda) \tau(\lambda L) \quad (10)$$

其中 $I_s(\alpha - \alpha_r)$ 是表现点光源面角辐射度的轮廓作为方位角 α 的函数, 而光源是在 α_r ; $R(\lambda)$ 是系统的响应率; $\tau(\lambda L)$ 是在视线上的大气透射率。对于垂直方向的宽带发光强度轮廓有相似的表达式, 不过在对各波长积分之前应加进色散效应。色散使象在仰角 β 上作为波长函数有所移动, 移动的量由 $\Delta\beta_\lambda$ 表示。

不难证明:

$$\Delta\beta_\lambda \approx \Delta R(\lambda) \frac{\rho(h)}{\rho(0)} \cot\beta. \quad (11)$$

其中 $\rho(h)$ 是大气在飞机高度的密度而 $\rho(0)$ 是在海平面的密度。

又 $\Delta R(\lambda) = n(\lambda) - n(0.65\mu)$ (12) 其中 $n(\lambda)$ 是在海平面波长 λ 的折射率, 而 $n(0.65\mu)$ 是所取 HRS 灵敏度的波长极限值。在公式 (11) 中也假设光源的高度比观察者的高度高得多 (>15 公里)。

于是在仰角 β_0 处的光源对于仰角上的宽带通发光强度轮廓为

$$I(\beta - \beta_0) = \int d\lambda I_s(\beta - \beta_0 - \Delta\beta_\lambda) R(\lambda) \tau(\lambda L) \quad (13)$$

其中 $\beta_0 + \Delta\beta_\lambda$ 取了公式 (10) 里的 α 角色, 不过是依赖于波长的。点扩散函数在仰角方向上相对于方位上拉长了。拉长的多少与光源

的光谱性质有关。

第五节中曾说过， $\tau_s(f)$ 是系统中光学部分，胶片、大气路和飞机交界层诸调制传递函数之乘积。在我们的分析中采用了长曝光大气调制传递函数，虽然曝光时间是短的（对恒星约为0.01秒，对再入飞行器约0.001秒）。对于静止的光源和观察者，长曝光调制传递函数应用于1.0秒的时间，并且是决定于大气风，其典型速率10米/秒。可是飞机速率达几百米/秒而再入飞行器则达几千米/秒。在飞机与光源之间的视线运动所以大约可以认为用长曝光调制传递函数是合适的。

对于高速恒星照相是用经过校验的柯达4X胶片而不用XT-Pan。这种照相经过扫描以取得密度轮廓再化为发光强度轮廓。这些以相对单位得出的发光强度轮廓与用公

式(10)和(13)得出的预期轮廓相比较。我们在图6中看到为船底座星(Canopus)表示参量作出的这种方位(水平)和仰角(垂直)的扫描轮廓。在确定这个数据的象扩散中的主宰因素大气调制传递函数和大气色散。可以看出预期的和观察到的是相符的。同样对猎户座 α 座和猎户座 β 座Kentauris。

在图7和8中我们看到一个未分辨的热再入飞行器尖头的预期的和观察到的方位(水平)的和仰角(垂直)的数据的比较。除了发光强度轮廓的两侧以外，是相符良好的。对其他再入飞行器有类似的结果。可以看到，在图7中大气对象扩散所起作用比图6要小得多。如果注意到图4的对流层顶是在约35000呎，光源是在50000呎而观察者是在18000呎，又再考察一下式(6)中的积分，可以看出，减弱积分对于星体观察的项为

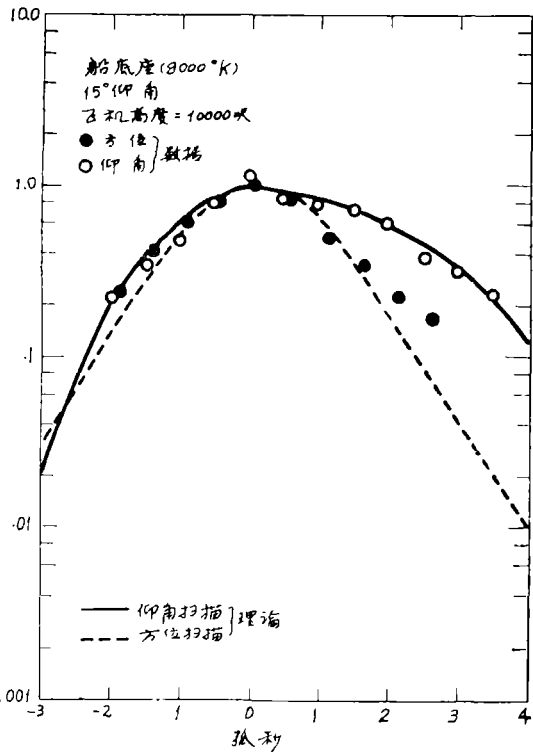


图6 船底座恒星是在包括大气湍流和大气色散作用的理论发光强度分布与由HRS-2记录下的发光强度分之比较

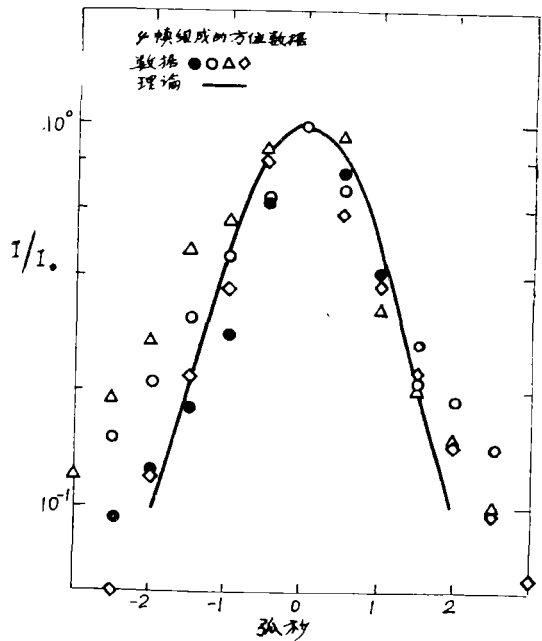


图7 再入飞行器尖头在方位上对包括大气湍流和大气色散作用的理论发光强度分布与由HRS-2记录下的发光强度分之比较

$$\frac{L-S}{L} = 1$$

以上对数据分析的研究结果指出 HRS-2 是按预期地工作的而决定其性能的诸因素已被了解。

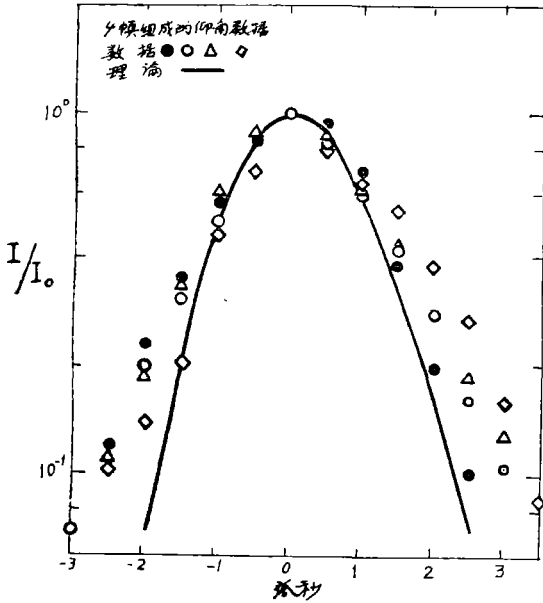


图 8 再入飞行器尖头在仰角上包括大气湍流和大气色散作用的理论发光强度分布与由HRS-2记录下的发光强度分之比较。

7 目前在实地性能

HRS-3 已在实地工作了好几年，能保持分辨力在2.0到2.5弧秒，只有少数的的时候要重调。在图 9 中我们看到所计算的对分辨起限制作用的各个因素的调制传递函数和它们的综合效应。如果应用下列角分辨的意义，可以从图 9 中的各曲线估计系统的分辨：

$$R \approx \frac{1}{f_{(MTF=1)}} \quad (14)$$

这个定义与受衍射限制的情况下的Strehl分辨判据相同。在假定飞机飞在对流层之上或之下时也进行了总系统的调制传递函数计算。对流层的高度在很大程度上取决于纬度和季节。用14式从图 9 可以得出与实地对 HRS-3 测量的分辨相符合的 2.0—2.5 弧秒。

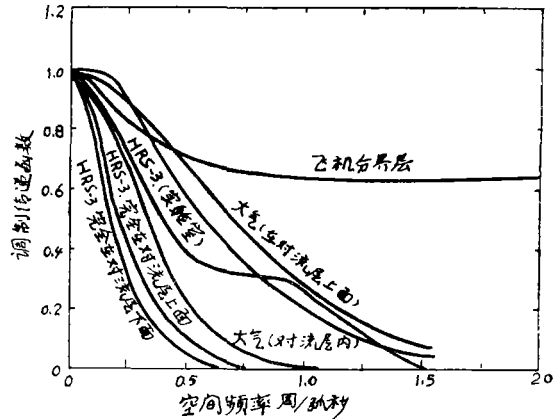


图 9 HRS-3 的调制传递函数。也给出对总系统调制传递函数作贡献的各个分调制传递函数。

本报告的分析及HRS-3持久而满意的实地性能证明可以经常取得高分辨的再入飞行器的照相，而且对空间分辨的限制因素已有了解。

译自“Optical Engineering”
Vol13, No.2, 1974, P98.