

# 月球轨道飞行器摄影系统

## 摘 要

拍摄月球表面的摄影系统是一个复杂的系统，该系统可提供双镜头照像，胶片处理，同时把胶片图像转换为视频信号通过宇宙飞船发射机发送出去，地面轨道跟踪站接收到信号后进行处理重现图像。月球轨道飞行器飞行的主要目的是获得月球表面的地形数据以便选择和确定适合于阿波罗着陆的位置。除实现这一严格要求的镜头外，系统的设计是受一些约束的影响，即：尺寸、重量、功率消耗，外界压力，周围的热环境以及对系统控制和仪器的限制。对摄影系统的根本要求是选择适于处理胶片的化学方法和摄影镜头。以上这些都将详细评论。适合于这些摄影要求的地面设备也将简要的讨论一下。

今后几年内，美国空间计划的主要目的是把人送到月球上去，为完成此目的对月球表面的了解是必需的。国家宇航局的载人阿波罗着陆飞行计划已经并正在进行着。

“徘徊者”提供了重要的，初步的情报，对其后的计划提供了重要的准则，“观察者”I 着陆并提供了仔细观察了的月球表面。国家宇航局的兰利研究中心所指导研制的月球轨道飞行器提供了第一批高质量大面积的月球表面照片。

本工作完成之前关于“月球轨道飞行器”就已经写了一篇报告，目前提出的这一系统报告是想更详细的谈及摄影系统以及为完成这项任务所进行的关键性的设计决定。如宇航局规定的，月球轨道飞行器的主要任务是在每次飞行中用照像的方法拍照具有高分辨率至少 2000 平方公里的月球表面，以便确定突起部或者底部 2 米直径，高度小于 1/2 米的圆锥和斜角不大于 7° 的平坦斜度的 7 米矩形。此外，包括一个适当分辨率的系统，在 4000 平方公里范围内它能决定比上述目标大 8 倍的目标。

最初确定的范围月球表面目标面积是  $\pm 60^\circ$  月球经度和  $\pm 10^\circ$  月球纬度之间。这样，摄影目标的区域是月球面向地球一边的前侧面的中心部分，如此确定的原因是阿波罗着陆飞行器轨道的缘故。为能实现复盖塔

接和邻接整个目标范围的能力，对于宇宙飞船则选择相对于月球赤道低角度的倾斜轨道面。

胶片系统的选择不是以前应用的视频空间系统，它与以前的计划是有很大出入的，而是认识到胶片乳剂必须有巨大的存储能力。

如果月球轨道飞行器摄影的月球表面照片对于确定着陆位置或者证明着陆设备是很适当地（在阿波罗计划飞行之前）则可认为其对阿波罗计划是具有重大意义的。直到 1964 年以前轨道飞行计划还未正式着手，从元件制备直到第一次飞行开始大约只有二年半的时间。应该尽可能使用现成的，然而就摄影系统材料的实际情况来说，纵然使用了过去已经经过证明的那些想法，却没有现成可以满足轨道飞行器计划所需要的那种严格要求的重量，功率和技能要求的元件。

## 应用在摄影系统的飞行参数

虽然国家航宇局的许多要求都已经预先处理了，但主承包商 Boeing Co. 和二个月球轨道飞行器助理承包商 Kodak 和 RCA，在其参与下进行的职业性研究导致确定许多飞行参数以明确设计的努力范围。

为了保证进入适当的月球轨道而不撞在

月球上，选择了一个接近月球的椭圆轨道和最终的椭圆摄影轨道，其距月球的最近点为46公里。尽管起初有争论，提供三轴的宇宙飞船控制的姿态稳定系统被选择了，而不是选择旋转稳定的飞行器。这种结构提供极好地灵活性和定向控制以至一稳定平台，这样一来就可以使用高分辨率的胶片和比较长的曝光时间。

宇宙飞船的通信系统必须提供高质量的视频传输特性，否则，摄影系统的动力将要损失。通信系统只有去认真研究动力供给，天线增益和信噪比之后才能进行选择。一个双重平衡调制器，一个10W行波管，一个24吋的抛物线高增益的天线和一个230仟赫带宽是在所给的限制内最佳化的解决。

功率予分给摄影系统的是100W。规定使用的Atlas Agena发射火箭其稍超过850磅的重量送上月球轨道，使用的这个高可靠的助推器给予摄影系统的重量仅是133磅。

## 基本的设计决定

早在概念性阶段中，月球轨道飞行器计划的一些基本设计决定就被完成了，这奠定了先进的性能和摄影系统结构，作为选择重量和光学性能要求之间的折衷办法，选择了70毫米幅面的双透镜像机，选择的两个镜头的焦距分别是610毫米和80毫米，这适合于系统的比例系数和分辨率要求。透镜版面的循环排列也产生体视，有助于月球表面的分析。为处理方便选择了Kodak Bimat处理胶片系统，它具有极好的特性。最后选择了读出系统，它的样机采用的是线扫描管，它以前曾成功地在工作。所有这些部件在本报告和以后的报告中都将详细描述。

由于比例系数和月球分辨率的要求，要求使用高分辨率的胶片，这些胶片是低速胶片，要求曝光时间长。此外，计划的宇宙飞船轨道是椭圆的，宇宙飞船的速度以及速高

比在飞行期间是连续变化的。根据上述可能的变量，在摄影特性拖影的分析上最后决定加一个主动光学速/高传感器在像机系统里。此外，为了不增大重量和功率以及避免转换传感器输出到电机控制的不精确性，对于高的和适中的分辨率像机压板，速高传感器输出轴是直接驱动像移补偿。

经过认真研究的飞行计划允许在预定的太阳照射条件下选择摄影目标。根据从地球上目视观察所得到的数据，选择了1/50秒额定曝光时间，此外还提供了1/25秒和1/100秒二种调节，这可由地面指令来实现。在宇宙飞船上用了一个主动的自动曝光控制系统，而不是应用计划的控制。在早期研究中研究了二种方法的优缺点，同时考虑了如下因素：快门精度，景物纬度和各像机帧幅的曝光变量。结果证明，自动系统没有多大的优点，不推荐用在轻重量和最大的简单性及可靠性的像机中。

摄影系统的热控制必须简单，有效和适于宇宙飞船，宇宙飞船可作为摄影系统的散热装置，辐射散热片是这样来确定的，即使其基本热量能传到宇宙飞船上去。摄影系统是分区的，并且使其能按所要求的保持在限定的温度范围内。冷却的途径有二，即：壳的外围部分可把热散到空间，又可通过摄影系统底部散热片把热传到宇宙飞船的甲板上进行散热。在摄影系统内部设有条式加热器和电子敏感元件及控制器，用以升高和控制温度。

为提供处理胶片能力，封闭摄影系统在一个密闭焊封同时具有压力的容器内，在壳上安有压力安全阀以保持系统内部绝对压力每平方吋上1—2磅。摄影系统内部放有硫氰化钾填料，可保持相对湿度大约为50%，可根据要求吸收或释放湿气。

地面重现系统类似于以前提到的那种成功的装置，该设备采用现代化的电路系统和进行必要的调制使其能适合于月球轨道飞行器控制扫描频率和信号级。

## 设计分析和检验

对于计算分析讨论月球轨道飞行器照片，了解和应用影响月球表面独特的光度性能的关系是必要的。从月球表面反射的光

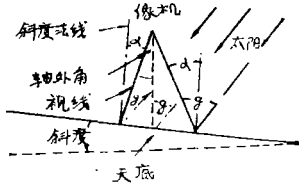


图1 角度影响光度性能的简图

(B)是月球反射率( $\rho$ ), 入射光或太阳常数(R)和光度函数( $\phi$ )的乘积。

$$B = R\rho\phi$$

式中,  $R = 12.500$  呎烛光

依据图1, 用二个角, 太阳相位角( $\gamma$ )和表面角( $\alpha$ )能决定  $\phi$ , 应当注意:  $\gamma$  和  $\alpha$  在像机视场内全部改变着, 因为,  $\alpha$  是斜度法线和视线之间的夹角,  $\gamma$  是视线和入射线的夹角。从光度函数对各种数值的  $\gamma$  和  $\alpha$  角的曲线图2, 明显的看出, 如果沿着太阳线拍照(太阳在天顶的一张照片), 结果具有极低的衬度, 因为斜度在反射的光量上没有什么影响, 并且这将不出现阴影。这种典型的数据分析, 导致决定以相位角在  $50^\circ \sim 80^\circ$  之间去获取所有月球飞行照片。

国家宇航局最初决定用信噪比技术来判断整个系统的性能。当时设想最终的照片用微密度计扫描, 由此引出的信号(密度)将

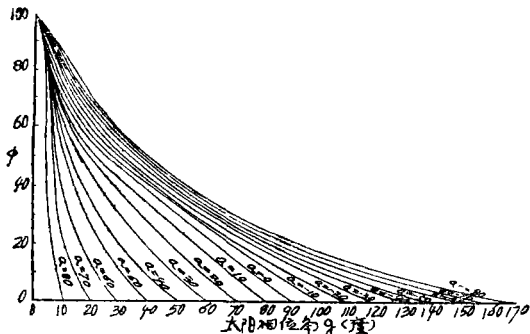
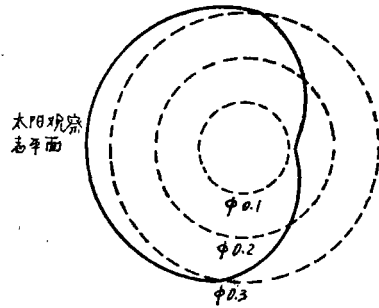


图2 月球光度函数



1. 背景  $\phi.29$
2. 相位角  $50^\circ$ , 2米底锥(锥角  $26.6^\circ$ )

图3 2米锥的光度函数

与均方背景噪音相比较。

为了试验, 规定使用相邻交替亮度的线条靶, 模拟以前叙述提到的在飞行条件下2米的底锥的最大亮度和最暗的部分。这些线条的宽度将模拟月球表面的  $\frac{1}{2}$  米(1米周期)。拍照靶并且通过所有的数据线路和地面重建设备传递, 恰如一次实际的飞行一样。最终重建的图像将由一有效扫描孔径为  $\frac{1}{2}$  米直径的密度计进行扫描, 最终的信号其峰间信号强度至少应等于均方根噪音。在这类系统中信噪比的使用是一个非常短的过程, 所以普遍的三线靶的工作规定将被详细地描述。首先要确定空间频率和靶衬度的某些极限。由国家宇航局在标称的轨道高度46公里规定的  $\frac{1}{2}$  米线条是等效于610毫米透镜焦平面上的76周期/毫米的空间频率。为了确定衬度, 先前涉及的2米圆锥体在飞行条件下的光度特性进行考虑。图3是光度函数的极座标曲线, 同时对圆锥是直接从天上以相位角  $50^\circ$  来观察的。将看到圆锥的某些部分的亮度等于背景, 最大的衬度比是3:1。在较大的像位角, 这个衬度比迅速增加, 在角度等于锥底角的余角时则趋近无穷, 因为3:1衬度代表了一最坏情况, 这与空间频率76条线/毫米一起作为摄影系统的工作规范。

尽管早期研究中已经指出, 76条线/毫米的3:1三线分辨率适合于测定规定的月球圆锥和斜度, 同时将提供信噪比超过一, 这样, 制定了这个试验计划。

制出了一种靶，它包括衬度为 3:1 和高衬度的三线靶，模拟圆锥和月球斜度，正弦波靶以及为测定信噪比而用的线靶，该靶在飞行的比例系数下被拍摄，通过全部系统读出并且被重现。最后的照片用目视法检验。此外， $\frac{1}{2}$ 米宽的线靶（1米周期）用具有等效的 $\frac{1}{2}$ 米孔径的微密度计扫描。依据于国家航宇局斜度和圆锥的目视法测定，指出的结果是系统在 3:1 衬度，76 条线/毫米的三线分辨率规范是要求稍高一些。利用信噪比，例如以微密度追迹来测定，则发现以各种技术来分析其结果大有出入。并且这种方法作为测量方法也是非常繁锁的。虽然三线分辨率和信噪比之间可靠的相互关系在试验的范围内不能确定，但仍然获得了对 76 条线/毫米的空间频率的一部分信噪比大大超过靶的目标。然而作为预测系统功能的分析工具，信噪比使用起来非常方便，并且在整个设计过程中被用来确定系统各部分的极限。经过系统的信号由各部件的调制传递函数来决定。

每系统元件的调制传递函数既可求出又可直接测量出。一个主要因素是起因于残余图像拖影的调制传递函数。为了预测由于机械对准，振动和姿态控制误差引起的拖影，编制了一种计算机的程序。这与起因于像移补偿公差拖影相结合以提供像机总的拖影预算。所有的传递函数被综合以产生总的系统响应。由于火箭胶片衬度和被合并到视频电子器件的电子峰值产生的信号增强在分析中考虑进去了，图 4 示出了计算机的整个

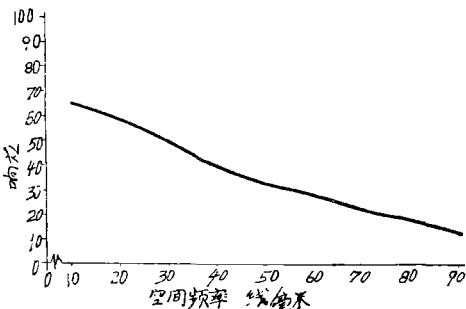


图 4 月球轨道飞行器总的响应

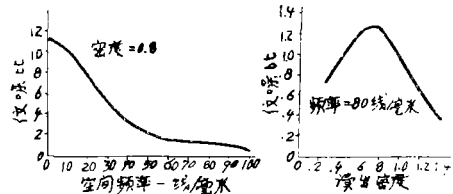


图 5 月球轨道飞行器摄影付系统典型的信噪比分配图

系统的响应。摄影系统各种噪音的影响因素被推导出来：胶片的随机粒度分布，线扫描管萤光物质，读出系统的光电倍增管，视频电子器件和通信系统。信号信息和噪音二者被输入到计算机程序。图 5 示出的是作为空间频率和胶片密度函数的计算的信噪比。使用一模拟计算机实现胶片处理系统的进一步设计分析，最后，用数字程序分析结构和温度设计。这些将在其它的报告中更详细的讨论，这里我们有趣的注意到飞行仪器数据几乎精确的重复热计算机程序。

## 摄影参数

依据先前的叙述，胶片具有巨大的信息扑获和存储能力。认真选择了在月球轨道飞行器上各种胶片使其能发挥出全部性能，Kodak 高清晰度的航空胶片（灰色基底，SO-243 型，70毫米宽）应用在轨道飞行器摄影系统像机中，选择这种细颗粒低速胶片拍摄照片（航空指数约 3.0）是适合于 F/5.6 透镜和决定在  $50^{\circ} \sim 80^{\circ}$  太阳照射下的 1/25, 1/50, 1/100 秒曝光范围的。

提供多于 450 条线/毫米记录能力的 Kodak SO-243 型胶片具有足够的低速使其对空间环境电离辐射比较不敏感，设计计算指出，只消屏蔽的外壳达 2 克/厘米<sup>2</sup>，则在通过 Van Allen 辐射带最坏的轨道条件下就足以防止未曝光的胶片变模糊。此外，由于重量受到限制的缘故，摄影系统对于大的辐射并不能预防，例如太阳闪耀现象。然而这种现象尽管它是很强烈但是不常见，并且能够比较精确的预测。在预测的太阳高闪耀活

动期间摄影飞行器将不发射。

Kodak SO-243型胶片由于它先前叙述的特性以及其适应于Bimat处理的特性而被选用，当用Kodak Dry BIMAT转换胶片时(SO-111型)已吸收了预定分量的Kodak PS 485k Bimat Imhibane，乳剂产生一高质量可控制的图像。SO-243型乳剂涂复在灰色基底的三醋酸酯支撑物上，它既不要求也不带有任何其它的反晕光染料，在其壁后没有处理中必须清除的衬层，灰色基底也适合于读出系统。

图6描述了摄影系统在 $3\frac{1}{4}$ 分钟在 $85^{\circ}\text{F}$ 时处理胶片典型的曝光曲线，曲线代表了处理的胶片有效密度，并且是依据读出系统密度划成的曲线。曲线在最小值密度上是低一些，在衬度方面比美国标准学会目视匹配的散射密度曲线稍高些，这是由于P-16线扫描管光源的光谱影响和读出系统的反射光学系统的影响。

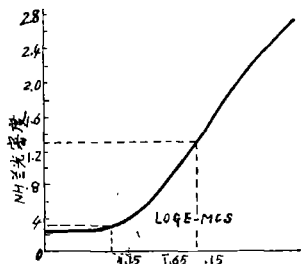


图6 Bimat处理的SO-243型胶片NH蓝光密度的曝光曲线

在使用之前，飞行胶片如图7所示沿着一边缘预先进行曝光。这些曝光包括校准数据，在实际飞行期间用来监视摄影系统工作并且评定飞行结果。预先曝光信息包括—0.3背景密度为调节读出增益提供一参考级，为指示最佳读出扫描点焦点的对角线焦线，为评定与像机图像质量无关的读出质量分辨率图表，一个为曝光校准的灰阶和一辨别胶片帧幅的数。

其次，为产生35毫米重现的记录，需要在这里地面设备中确定使用的胶片，这里由读出产生的视频信号转换到摄影图像。另外，P-16萤光物质这一次是作为曝光源，

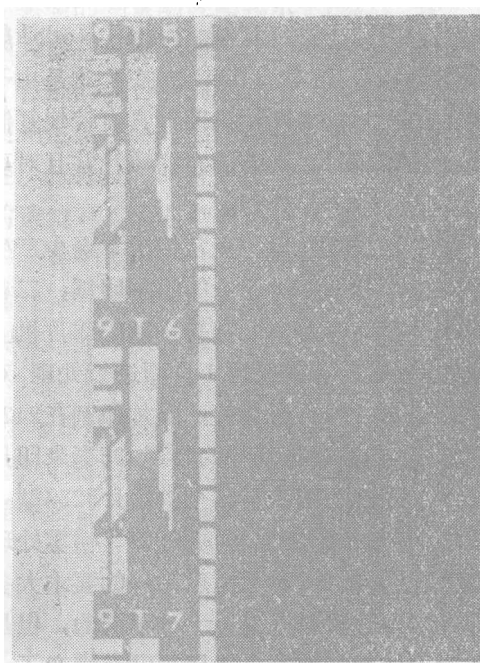


图7 予曝的版面

当35毫米胶片连续的驱动通过录像机时对着一个在阴极射线管前面的强度调制线曝光。由于800赫兹的扫描速率相对于普通的电视系统是很低的，因而可利用的曝光线并没出现多大困难。选择的胶片是Eastman电视记录胶片，SO-349型。除了它有负型而不是正型穿孔之外它是等于5374型胶片的。所选择的处理过程产生如图8所示的曝光曲线，在这一阶段转播的月球表面图像是正的，比原始的70毫米胶片扩大了7.2倍，但用交替扫描段而有读出系统产生的镜像几何关系。调节记录设备使最大读出信号在胶片上产生一目视为2.0的密度。这同时产生最少的读出视频信号作为一个重建记录密度0.5。这1.5密度范围对于观察和复制是满意的。

35毫米的重建记录接着光学地合并并在 $9\frac{1}{2}$ 吋胶片上，提供的底片就好像它们从原始像机胶片部分被直接放大一样。再现的印片机将对读出的形状进行补偿，这是35毫米记录中所固有的，将在下面另一个报告中进行描述。这重现的负片有一来自35毫米正片的 $0.89\times$ 放大率( $6.4\times$ 来自像机胶片)同

时衬度为一（包括考虑了晒印机的Q函数）从35毫米胶片上进行复制。使用了Kodak航空摄影复制胶片（ESTAR 基底），这是由于该胶片根据要求由印片机照射具有较快复制能力的复制胶片，具有满意的质量并且对要求的衬度能够容易处理。

重现和重建之后，正常情况下至少产生二个35毫米和9 1/2吋记录的附加印制，二者的印制是在高分辨率无链轮接触的印片机上完成的，同时为有效衬度 1.0 而进行处理。对于印制的 9 1/2吋再现负片，附加印制在2427型胶片上，并且这是直接的再现。35毫米印片是在 Eastman 细粒复制全景负片5234型上完成的，并且用阳性显影剂在90°F 喷雾处理机上处理的。此外，对于衬度为一的要求大多数35毫米印片材料来说是十分不同的，但是5234对于处理特性和一般质量已经满意了。

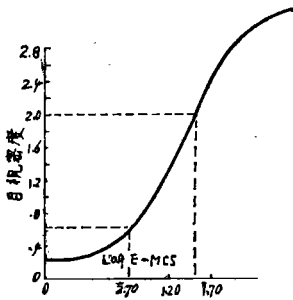


图8 SO-349型胶片目视密度曝光曲线

系统的所有摄影参数已合并产生总的色调再现曲线，其要素包括：

- (1) 像机透镜
- (2) 像机胶片
- (3) 读出系统（包括飞点扫描器，光电倍增管和视频放大器），产生一个正比于胶片透射率的视频信号
- (4) RCA数据联系到地面站
- (5) 地面的重建电子器件
- (6) 显像管显示了调制的摄影记录飞点
- (7) 记录的透镜
- (8) 重建的记录胶片

其中几个是明显的非线性，示于图6的

像机胶片特性即使其以密度和对数曝光划出曲线也是非线性的，因为读出产生一个正比于透射率的信号，密度和透射率的相互关系也是需要的。图9示出了以透射率和对数曝光表示的图6曲线，其它的非线性在地面设备显像管和 SO-349胶片（被用来产生35毫米重建记录）中表现出来。图10示出了栅极电压相对于对数显像管亮度的关系图，从图中我们可见其对图8的SO-349胶片特性补偿。这些要素再结合其它前述要素（全部接近线性）就可合并产生示于图11的全色调复制曲线。

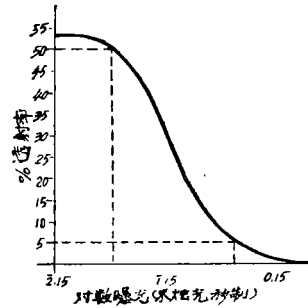


图9 Rimat 处理的SO-243胶片透射率对于 log E 的曲线

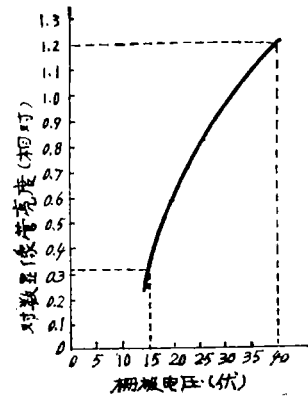


图10 对数显像管亮度对栅极电压

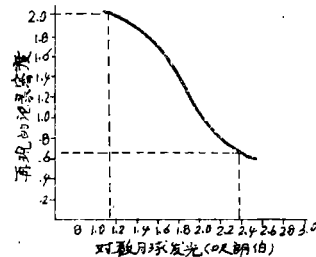


图11 摄影系统色调重现 (1/25秒曝光)

图11的再现曲线是依据于标准的读出校正，在那里最大的信号相当于像机胶片密度0.3，这样在图像上的任何密度低于0.3将不能分辨。这种判定认为密度低于0.3将有非常低的衬度，并且必然带来微少的信息。另外常常使用的作为参考的密度级是像机1.3密度，这里的透射率也就是读出信号与0.3级相差是该级10%，这个10:1的范围认为是摄影系统的实际动态范围在色调重现曲线以及在许多系统计算中表现出来。

## 光学系统

对于高分辨率的像机透镜来说，现有的Pacific Optical Co. 610毫米（24吋）焦距F/5.6的设计被采用了。这个透镜由于它的紧凑的尺寸和比较简单的结构而成为一个理想的透镜，它有六个空气隔开的元件。在它的原始设计中它的复盖面积设计的要比月球轨道飞行器要求大些。这样，为了减少重量，开始了重新设计来减小透镜的直径和元件厚度。第一次尝试由于彩色校准移向光谱的兰端而不够满意，关于这一点，注意到大多数长焦距航空透镜的设计都带有黄色滤光片使用，这是为了减少地球大气的散射，这在月球拍摄中是不成问题的，因为这里没有空气，它就希望使用无滤光片的透镜，因而可利用获得所有的照射。在科达克和太平洋光学公司连续的尝试，最终提供一个较好的消色差镜头，使用SO-243型胶片。在随后的计划是附加一非球面校准镜，它是对每组透镜组合相配合的，这减少了残余单色像差到小于 $\frac{1}{6}$ 波长，同时导致在SO-243胶片在轴上的三线分辨率为120~140线条/毫米（3:1衬度靶），这些数据是用钨源获得的在透镜上设有滤光片，所测的传递函数示于图12。

一些80毫米的透镜被考虑，选择了Schneider Xenotar，这是由于它具有极好的性能，紧凑的尺寸和结构的简单化（5个元件）以及现成安装在透镜之间的快门，一

个典型的测量响应曲线示于图12。虽然飞行中为获得可靠性而广泛地改制快门，也购买了标准的流行的商业透镜，选择最好的并且使用之，在飞行中不改变其固定的F/5.6孔径。此外，在80毫米像机组件中在其使用之前透镜对其幅向畸变要进行校准。

对于读出来自线扫描管的高强度单线扫描通过为使用P-16荧光物质（370~410毫微米范围）而作消色差匹配设计的专用科达克透镜以22.5×缩小被成像在70毫米飞行胶片上。这个F/1.5元件透镜以F/2.4孔径应用在本系统中。图13示出了这个透镜在这孔径的测量的传递函数。

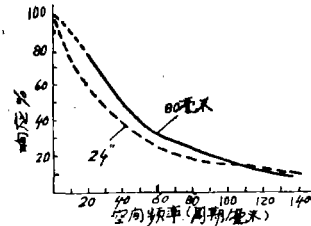


图12 典型的24吋和80毫米像机透镜对于多色光源的测量传递函数。

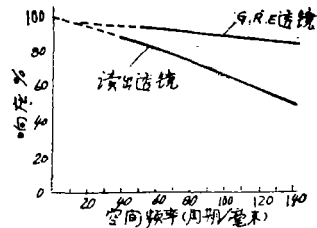


图13 读出透镜和地面重建设备透镜（以火箭胶片标度）对于P-16荧光物质等效光源的测量传递函数。

地面重建系统使用了一可调孔径F/2.0八元件的Eactman Kodak设计的物镜，也适合于P-16地面阴极射线管的光谱范围，对于该物镜测量的响应见图13。

## 装备结构

摄影系统是一个极其紧凑而复杂的组

件,主要的元件及其性能示于表1,图14、15和16示出了某些基本元件和它们之间的相互关系。每个元件都尽量减少空间和重量,从结构上来说装配的底座是附在下部的压力外壳上,对于摄影系统和宇宙飞船之间的关系来说它就好像机械的装配分介面。下面外壳的平直底部也装有热辐射散热片以便辐射在仪表舱内部产生的热负载,相反的辐射散热片装备在宇宙飞船的甲板上。一些产生高热的组合件,例如,指令控制程序装置,主逻辑控制和指令处理电子装置和对各种各样的摄影系统暗盒产生必要的工作和仪器电压的直流/直转换器以及控制线扫描管读出源的聚焦和偏转线圈的同步和扫描电子器件,以上这些通过专门的热传递带而安装在外壳的底部。下面的外壳也包含有热敏电阻仪器的位置,加热器和控制器以便保持系统

的下边部份在确定的温度范围内。

里面的结构安装在下部壳体上同时支撑线扫描管,光机扫描器,在下面的功能平面上装有胶片收片和读出片环装置。

处理机——干燥器和它的两个连成一体安装成 $90^\circ$ 的绞扭器在上部和下面的功能面之间提供胶片通道。在上部的功能面上装有像机存储片环装置,像机以及与它相结合的驱动和控制机械和胶片供给部。由钛制造的像机结构以三点安装在内部的铝壳上,二个功能面的热量隔离是由一低发射率的热壳来实现的。像机温度被严格控制,为使光学性能最好像机和上边壳体部份温度在 $70^\circ\text{F} \pm 5\text{F}$ ,下面部份由于在读出期间功率的消耗,产生较大的热使系统容易产生较大的热变化。

其它项目,例如:氮补偿瓶,速/高电子组件和对位置不太敏感的参考频率发生器,装在壳内。硫氰化钾填料分布在摄影系统内部,可提供最佳化的湿度能力的地方给像机透镜提供封闭的光学窗口以便观察月球表面。摄影系统的凸缘和一O形圆环封闭圈一起用螺栓锁紧,同时一压力安全阀也加在其上,可以保持压力在1.1—2每平方吋磅绝对压力。

表1 摄影系统要素

- |    |   |
|----|---|
| A. | 摄影系统: 总尺寸——y轴26吋, X轴22吋, x轴, z轴32吋, 总重147(磅)。   |
| B. | 像机: 双帧型, 610毫米和80毫米透镜; 70毫米胶片; 焦面快门610毫米透镜, 透镜间快门80毫米透镜之间; 曝光时间1/25, 1/50, 1/100秒; 由速/高传感器控制像移补偿。                   |
| C. | 处理机——干燥器: Kodak Bimat 胶片处理系统; 传输速度2.4吋/分; 处理温度 $85^\circ\text{F}$ , 干燥温度 $95^\circ\text{F}$ , 干燥时间11.7分。            |
| D. | 读出: 专用飞点扫描器; 线扫描管光源; 22.02秒/帧读出速率; 帧尺寸 $0.105\text{吋} \times 2.269\text{吋}$ ; 230千周带宽。                              |
| E. | 胶片处理: 通过正个系统连续卷绕; 摄影时胶片朝前运动, 反转时进行读出; 张力控制通过存储片环的装置, 由绞扭器改变胶片平面, 总卷绕长度(发射状态——片环装置是空的)247吋。                          |
| F. | 结构: 主机架是铝的; 610毫米像机架是钛的, 80毫米像机架是铝的, 外部壳体是铝的大约0.020吋厚。  |
| G. | 仪器: 总共37个遥测装置点, 为监视摄影系统状态设有20个地面试验点, 信号输出模拟(0~5伏)和数字(0伏 $\frac{+1.0}{-0.3}$ 为否定逻辑和6伏 $\frac{+1.6}{-0.6}$ 为肯定逻辑“—”)。 |
| H. | 环境: 由辐射散热片和加热器进行热控制; 由填料硫氰化钾控制温度; 内部充氮气压力1.0~2.0 每平方吋磅绝对压力; 内部的气体补偿系统到摄影系统。   |

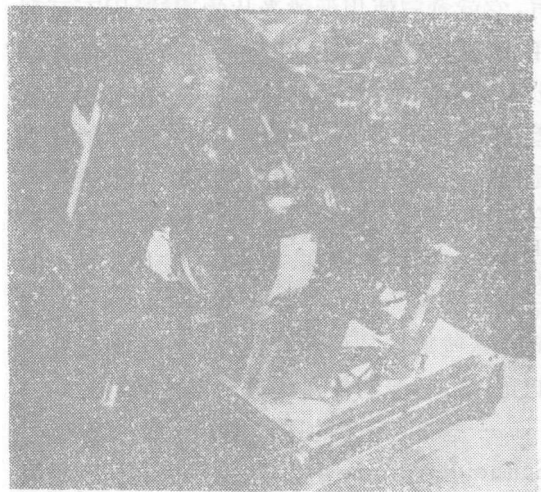


图14 在安装上压力壳之前的摄影系统



图15 在压力壳的下半部的摄影系统的3/4前视图

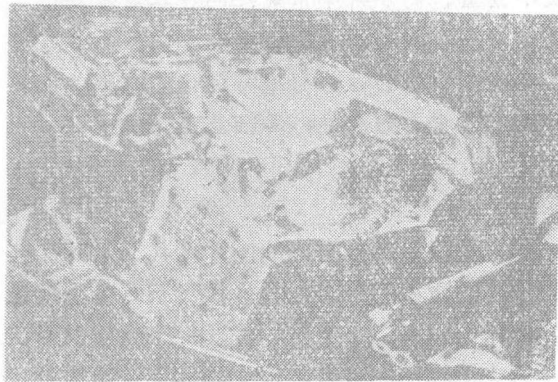


图16 在压力壳的下半部摄影系统3/4后视图

## 提要 和 结 论

为创造月球轨道飞行器摄影系统的大多数技术背景和许多要求及决定已评论了，现在的问题是：实现这一目的地成果如何？

摄影系统提供的复盖面积大约比要求

的大三倍，摄影系统重量是147磅，这比早期预定的141磅要多几磅，但这比用户要求的133磅是更重一些。原始的建议是保证有用的照片为155帧，设计考虑提到194帧。通过认真的安排和计划实际飞行获得的是超过210帧。非官方的分析图像质量指出，目标距离25哩用24吋的透镜能探测出目标小于3呎或小于2呎的目标。又，非官方的分析指出80毫米的照片允许分辨小于6米的目标，而要求的是8米。

热量控制设计可由实际飞行描绘的曲线来监视，它可遵循预定的方向在百分之几之内。机械扫描管线性比予先进行的差些，这特殊情况可以予先在胶片上印制已知间隔的基准标记来减轻。

月球轨道飞行器I飞行期间，快门打开装置发生了异常情况。尽管做了大量的干扰试验，在飞行之前的地面试验阶段中快门打开装置的异常却从未重复。这问题最终确认为是由于快门打开装置电路的电子器件的灵敏度的问题。这样，为纠正上述出现的问题对电路进行了重新设计，同时又作了一系列试验以保证在飞行期间不再出现异常现象。

成功的月球轨道飞行器摄影系统已证明能提供高质量照片的能力。地面的重现设备也产生了极好质量的重建印制片。

译自“SMPTE”Vol.76, No.8

1967年8月P733—739