

行星际空间的光学材料问题

摘 要

水手号Ⅱ和Ⅳ的成功飞行证明了其光学系统在行星际空间暴露几个月后仍能正常工作，对于设计者来说深空问题必须予以特殊的考虑。在深空中的固体材料的升华现象及其磨损影响着光学系统所有材料的选择（包括金属材料及有机化合物）。这里描述三个热设计的基本不同途径可提供给设计者参考，每种方法都可在大温差内保持聚焦。微流星体和辐射的损害不是主要问题。同时也将描述水手号Ⅳ电视像机光学系统热设计和材料的选择。

设计作为一个成功地应用在行星际空间飞船光学系统的例子来描述。

I 绪 言

1962年水手号Ⅱ成功地飞到金星，1964~1965年水手号Ⅳ成功地飞到火星，证明该飞行器的光学系统在行星际空间环境中，即使暴露七个半月以后仍能正常工作。压力、辐射和行星际间的热环境显著的不同于地球轨道卫星所经受的环境。卫星轨道高度为200公里时的真空度为 10^{-9} 托，每90分钟经受一次热循环，而且对大多数辐射（除紫外以外）都进行防护。与此相比行星际间飞行器的探测器估计经受的压力要比地球卫星所经受的压力要低八个数量级。在通过范·艾伦辐射带的短时间内还将遇到高能电子和质子。沿行星际飞行轨道并不发生热循环。然而当探测器逼近或远离重要的外部热源太阳时，宇宙飞船内部的温度趋向极高或极低。

本报告将讨论行星际空间环境对宇宙飞船光学系统所用的材料的影响。可以见到，除了某些例外的情况外，微流星体和辐射对光学仪器的影响不是主要的问题范围，而真空环境对固体材料的影响确应给予关心并对光学系部件和其周围的材料应认真选择。这里还将描述光学系统大范围的温差变化而要保持其焦点位置的设计方法。将以水手号Ⅳ的电视望远镜的光学设计、材料选择和热

II 空间光学的简短历史

首次空中摄影是1860年在波士顿城上空用气球的方法实现的。自从那时以来空间摄影已发展成为一种专门的和有益的技术。目前的空间摄影可以认为是逻辑地扩展该技术应用在空中摄影上（除了许多空间像机使用光导电视摄像管而不是胶片之外）。光学系统在空间中的应用不只局限于摄影目的，也包括应用在宇宙飞船制导系统和科学仪器，例如红外和紫外摄谱仪。

图1描述的是光学系统穿透外层空间的年代表，第一次光学系统飞入空间的是海军研究试验室的紫外摄谱仪，由V-2火箭弹体携带。1950年以后火箭携带的光学系统短暂的达到了目前的人造卫星高度（200公里）。海盗9和11分别从高度220公里和255公里处拍摄了地球。在1959年宇宙神火箭在1300公里的高度拍摄了地球。然而在同一年苏联成功的使用月球了。船上光学系统拍摄了月球的背面，当时距地球约 4×10^5 公里。三年后，当水手号Ⅱ与金星遭遇时（距地球 58×10^6 公里）使穿透厚度增加了二个数量级。在这飞船上携带的光学仪器是姿态传感器和行星

红外辐射计。至今最深入的贯穿是水手IV实现的，它已离开地球 220×10^6 公里，这飞船对火星进行了特写摄影。美国的徘徊者和观察者的飞行和苏联月球-9的飞行，虽然它们并没创造新的深入空间的记录，却都对光学系统在空间的应用上给人以深刻的印象。

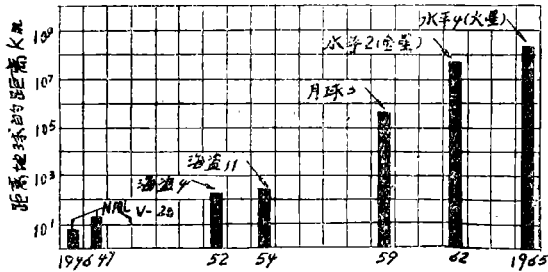


图1 光学仪器贯穿空间的距离

图1所示的曲线在今后的十年也许不会再升高了，在这期间对金星和火星以及这两个行星间的磁场和粒子场的探索将构成行星际空间飞行尝试的主要部分。以后，随着船上动力供给和电子通讯技术的改进，新的，长距离飞行的宇宙飞船将出现，其可飞行到小行星带和木星。那时将遇到新的环境问题，例如，来自太阳的低热和能量输入，并可预料接近小行星带时小流星体的流量将增加。

III 深空问题

空间环境对于光学系统的危害是特殊的，如下述：

(1) 升华、分解和在真空中气体的逸出以及这种作用在光学表面上形成物质的淀积。

(2) 由小流星体和宇宙尘对光学表面造成的陷口，碎片和磨损。

(3) 辐射引起的透射介质和有机材料的变色和分解。

(4) 极端温度条件。

A 升华，分解和气体的逸出

在苛刻的空间真空条件下固体材料以正

比于它的蒸汽压和温度的速率升华，Jaffe和Rittenhouse已经计算了在那种温度条件下各种金属材料的蒸发速率是 10^{-1} ， 10^{-8} 和 10^{-5} 厘米/年，某些材料的升华示于图2。在低压的情况下聚合物的重量和成分都要经受变化，这可导致合成物破损为较小的，更易挥发的碎片。而且，增塑剂和污染可以从材料中蒸发。就聚合物而言，材料的损失不仅来自表面，通过扩散的方法也可来自内部，而通过表面蒸发掉。表1所示的是聚合物损失重量10%的温度。

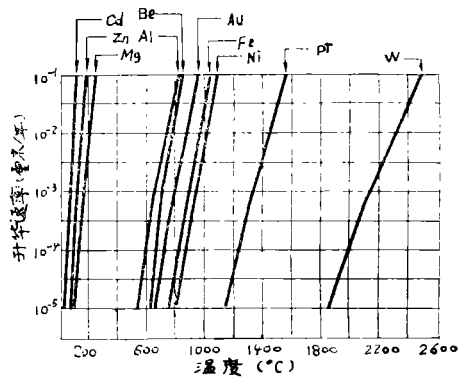


图2 某些材料在真空中的升华

表1 在真空中聚合物的分解

聚 合 物	每年10%重量损失的温度(°C)
尼 龙	30—210
环氧树脂	40—240
纤维素硝酸盐	40
氯丁橡胶	90
苯乙烯	130—220
酚 醛	130—270
天然橡胶	190
聚四氟乙烯	380

从表1中可见聚四氟乙烯在真空中是较稳定的聚合物之一。然而，在应用到真空光学系统之前，聚四氟乙烯部件应在真空中放气以消除可能附着的水份和其它杂质。这种方法也应当用于其它的聚合物材料，对有机

镀层和可能有吸收油膜的金属化合物。

关于光学胶合剂在空间的使用提出一个问题，即怀疑加拿大胶是否能应用在不密封的光学系统中。胶合元件已经成功地应用在徘徊者7、8、9的电视像机中，这些透镜在飞行前在真空中进行了试验，在压力为 10^{-6} 毛的环境中并没发现胶合发生破损的迹象。然而是否这些透镜在长期的行星际飞行中就能满意了呢？目前尚不能作出最后的结论。

如果多元件透镜被密封，并且不遭受高温和高辐射，那么在元件间进行胶合是不成问题的。在没有密封的透镜中，高熔点的胶合剂可以证明是满意的，因为由通道分子可以逃脱到低压区域是相当地被限制，因而高熔点的胶合剂被建议使用。按一般的规律，高熔点的材料在真空中是比那些低熔点的材料稳定的。然而，在真空中不经过放气和分解试验是不能够把胶合的透镜付交给行星际空间飞行的。

如上述中所说关于胶合剂的情况也可适用于颜料。许多颜料在真空或在紫外辐射环境中是不稳定的，最好应用黑色表面处理，例如：黑色阳极电镀或黑色氧化物在空间光学系统中控制杂光，而不采用涂复的办法。已经表面处理过的另件在装配以前应进行真空的烘焙以散挥发物质（金属表面吸附的）。

光学系统工程师仅关心他的特殊光学仪器材料的选择是不够的，他必须精通宇宙飞船上所用各种材料的可能升华和再淀积在光学表面上的问题。这是一个实际的危险，并表现了宇宙飞船的综合问题，这些必需认真解决和实施。对于那些导线和电缆的绝缘以及陶瓷合成物密封电子元件和电路的一些材料都要经过特殊的考虑。

B 冷焊

冷焊是在不加热的情况下金属表面彼此互相粘附在一起，这种典型的粘附通常发生在压力低于 10^{-8} 毛的条件下（它也能在大气

压的条件下发生，但这是很不常见的）。在高真空中实现冷焊的过程必须保持金属表面极度的洁净，直到达到彼此分子接触吸附为止。如果表面氧化或被弄脏则冷焊不会发生。在空间表面由于受到磨擦，溅射或升华可以变得十分洁净，有一时期曾经想像不同的金属彼此之间是不能冷焊的，但是现在知道，不同的金属即使彼此互溶性低的情况下也是可以互相粘附的。

在光学系统中金属部件的动接触是冷焊的一个潜在因素，这些运动部件是：快门、滤光片变换器，调焦机构、变焦机构、机械扫描装置和可动的透镜罩。因而必须认真保证在空间这些运动的金属部件之间不致于达到极度的洁净。

由火箭发动机引起的振动（这不是计划中的）而产生磨擦接触，当一个金属元件热扩张（这种扩张与另外一个元件无关）则它们之间可能就发生接触，这是很重要的。

有几种可利用的技术提供给设计者从而减少冷焊的机会。通常，金属与金属接触可以在金属元件间加一非金属隔板来分离它们，这些非金属隔板可以采用固体膜层润滑或聚合物材料层。在固体膜层润滑的情况下，必须仔细注意元件在寿命期间不致于磨坏耗尽，这可由真空寿命试验来实现。寿命试验在空气中进行是不适当的，因为空气中有水蒸气可以帮助润滑，因而在某种意义上来说，在空气中的实施的措施要比在真空中要好。

用某些非金属材料制造某些另件可以避免金属与金属接触，如果不是重载荷聚四氟乙烯应用在空间可以说是一种好的聚合物材料，它的润滑性使得它成为衬套的良好材料，然而，如果是重载荷则聚四氟乙烯尺寸就不稳定，并且将在冷态中流动直到载荷被卸去为止。尼龙具有较大的强度，但它的抗热性比聚四氟乙烯差。各种圆满的尼龙和聚四氟乙烯具有适合于空间使用的有趣特性。

防止冷焊的第三个途径是表面处理，例

如阳极电镀铝，这也必须很认真的进行，这样才可在另件有效的寿命期间内处理的表面不磨损而暴露出极洁净的表面。

冷焊的问题是金属对金属的亲合力而形成的，对这个问题采取的办法是使极洁净的表面彼此之间不进行接触。冷焊的问题通常在光学系统中的运动机构才能遇到。

C 流星体

在行星际空间飞行，流星体轰击光学表面并不是一个主要的问题，只要宇宙飞船没有遭遇到流星体的簇射。在深空中并没表明，流星体的流量足以用小的流星体摔伤光学表面或用大的流星体撞击表面成陷口。装在水手号IV上的22厘米×22厘米的探测器平面上大约每天记录一次粒子撞击，粒子质量大于 10^{-18} 克。在 π 球面度范围内所遇到的最高粒子流量是 3.3×10^{-4} 粒子/米²秒。

当发射的宇宙飞船通过火星轨道并进入小流星带的时候，它将迁到未知的小流星带，这对它可能是有害的。在那时，有必要对光学系统进行屏蔽保护，以防止流星体的轰击。根据目前计划的到金星和火星的旅行，对流星体的保护可以不要求。

这里需提一下，宇宙飞船遭遇到流星体的簇射是可能的。苏联的火星1宇宙飞船遇到二次簇射，一次是距地球约6600公里—42000公里范围内，另一次距地球约 30×10^6 公里。第一次遇到的簇射是每年的金牛座流星体簇射，第二次簇射目前尚不能识别。在每种情况下，流星体遭遇的速率约1击/2分钟。这代表了高速的流星体流量，因为火星1流星体探测器的阈是对于质量大于 10^{-7} 克的粒子的。

D 辐射

目前认识到辐射损害光学系统的源是太阳和范·艾伦带。由于宇宙射线出现的机会低因而可不予考虑。辐射损害的主要机理是离子化和原子（晶格）位移。这些因素中第一因素是损害玻璃的主要来源。产生电离作用的辐射剂量是 $10^8 \sim 10^9$ 拉特时可以降低各种

玻璃的透射率。在范·艾伦带暴露于电子一年可能有效地降低某些玻璃的透射率到几毫米深。含有铈的不发褐的玻璃和高纯度的熔氧化硅比普通材料可较好地免除辐射损害。

来自太阳的短于3000埃的极紫外辐射由于电离的作用在玻璃中形成吸收光的色中心，当光学仪器并不直接对着太阳光，可以通过屏蔽入射孔径的方法避免紫外辐射的损害。可以在光学系统前面放一日光透射介质——不发褐色的玻璃窗口，其可以适当吸收紫外辐射以保护仪器。幸而，由色中心吸收的那些波长的光子趋向于破坏这色中心，然而，在某些情况下破坏它中心需要更多的光子（相对它的中心形成而言）。

某几种玻璃和高纯度的熔氧化硅的折射率随 γ 辐射和电子轰击的变化已由美国标准局的Malitson研究过。玻璃暴露于 10^6 拉特的 60Co γ 辐射和2.0兆电子伏的电子剂量 10^{15} 电子/厘米²，这里为了模拟在地球的俘获辐射带的一年暴露量。熔氧化硅是暴露在 10^8 拉特 γ 辐射剂量。在辐射期间未保护的玻璃变成了褐色；然而，有一些类型，在暴露已经停止几小时之后又返回到正常的透射率。铈保护玻璃和高纯度熔氧化硅并没变成褐色。发现折射率被改变了，在未保护玻璃中是 20×10^{-5} 那样多，在铈保护玻璃中是 6×10^{-5} 。虽然未保护的玻璃折射率在经受辐射后作为时间的函数是不稳定的，而在受保护的玻璃中随着时间似乎辐射影响的变化大大较为稳定。保护的火石玻璃和未保护的冕冕玻璃二者可以显示一放电图（Lichtenberg图），该图可用局部的裂纹和表面的龟裂变为可见。

上述的发现揭露了在强烈的辐射场可以使折射光学系统面对一个危险的损害。然而，行星际飞船从它的初始轨道进入空间时通过俘获辐射带大约只要3.5小时。由于 γ 射线辐射和电子轰击二者辐射剂量在 $10^2 \sim 10^8$ 拉特范围内。这将对玻璃另件不发生损害。然而，为了折射系统外层元件安全起

见，要采用钨保护玻璃。

Anderson和Dahms已经研究了薄金属膜由低能(0.5~2千电子伏)质子轰击而表面起泡的机理。他们试验的目的在于计算镀金膜作为宇宙飞船的热控制表面的情况，试验样片收到的辐射剂量是 10^{17} — 10^{18} 离子/厘米²，铝基层上的镀金膜已经发现起泡，结果呈现了吸收率的增大。并且改变了外表镜反射表面为一个散射表面。起泡的大小在毫米范围内，并且正比于镀金层的厚度，有些时候依赖于总辐射剂量。也注意到，泡在镀金膜和铝基层之间分界面处形成。当用铜作基层时没有起泡的现象，这可认为在铜中增加了(去电离的质子)溶解度(与在铝中氢的溶解度相比而言)。铜镀在铝基层上当用 3×10^{17} 离子/厘米²轰击时不能起泡。氢在金中是不溶解的，很明显地，质子在铝基层中和形成的氢原子不能通过金镀层扩散出去。它们被想象为在铝—金介面中集聚当其压力增加时则使镀金表面从介面处向外变形。泡的高度/直径比约为1:15。

在类似的试验中，Gillette发现化学抛光的铝料形成小于微米尺寸的泡，用 6.1×10^{16} 质子/厘米²的蒸发淀积铝在铝基层上，由 1×10^{16} 质子/厘米²具有7.4千电子伏能量辐射则形成泡的范围是0.2~3.0 μ 。由Gillette进行的辐射率是 1×10^{11} 到 5×10^{12} 粒子/厘米²秒。Anderson和Dahm用的是 1.4×10^{14} 粒子/厘米²秒。

低能粒子溅射使表面侵蚀可以不予考虑，这是由于每年所消耗的表面深度只是光波长的很小一部份。太阳风粒子的能量对于形成电离作用显得能量太低，以至于不能损害光学零件。太阳跃斑所包含的粒子具有足够的能量形成电离，然而它积累的剂量并不大，最多表现为一种两可之间的问题。

E 热设计

宇宙飞船光学系统的温度由四个可能的热输入和二一个热耗损途径的平衡来决定(见表II)。热控制是在热输入和耗损之间进行调

节以便在光学系统中产生所需要的温度。根据结构和动力要求所实施的精确温度调节价格过高的，因而通常是把温度控制在一个范围内，在这范围系统可以满意地工作。这样，要兼顾宇宙飞船设计提供给光学系统的热控制和光学系统可能接受的(没有降低性能)温度范围的大小之间两方面的要求。

采用隔离的方法，例如多层镀铝Mylar膜或采用低发射的表面镀层，如抛光镀金面，可以使辐射热交换减为最小。也可使用高发射表面来增强。这通常意味着电介质表面(涂复或氧化等)。

在目前采用的宇宙飞船没有进行密封(标准的美国深空程序)。这样，对流在控制方面将不起作用。然而，传导将起作用，因为这通常可将一些专门装置的热传递给宇宙飞船的一种最有效的方法。在飞船中辐射热交换是很小的，除非装置与宇宙飞船之间的温差很大。可是如果传导的途径很困难，则辐射交换在热偶合中将起主要作用。当连接表面仅是点与点接触时，这样在真空中传导是很差的。在真空中间隙不存在空气，因而使传导变差。然而，在机构连接处通过使用软金属的垫(铜，铝箔等)或硅滑脂等可以使传导的速度加快。这些材料如予以压挤，则将充满传导介质间隙之中。如果需要使传导的速度降低的话，可以使用低传导率的垫(电介质)。

通常，在深空探测器的仪器环境温度是准静态的：当宇宙飞船接近或远离太阳时温度既可缓慢上升又可缓慢下降。如果光学仪器突然曝于太阳或中途演习宇宙飞船姿态发生变化或与行星遭遇的时候而要进行遮蔽，这时系统可能要经受一个温度的瞬变。瞬变的大小将取决于外表面的发射，使用的绝缘层的有效程度和宇宙飞船热材料与光学系统之间热耦合的程度，如果，仪器要求在这瞬变之间进行工作，则为了保持光学系统的聚焦和对准，认真的热设计是需要的。

在准静态的温度条件下，希望有这样一

种光学系统，它的聚焦要能应用在地球环境温度下按许多要求进行的宇宙飞船系统试验。而没有必要对操作在深空温度条件下进行重调。实现这个设计目的要比设计一个急剧的温度，例如持续20分钟中连续操作的困难要小一些。

热平衡问题的一个直接解决办法是设计一光学系统，基本上具有零的热膨胀系数。如果光学系统是一个反射系统，则可以应用石英或玻璃陶瓷反射镜并使它们由殷钢结构来进行间隔和瞄准。然而，殷钢的磁特性特别的与磁强计试验相矛盾，这样一来在宇宙上有磁强计就禁止使用殷钢。反射镜可以通过使用石英间隔元件进行适当的间隔。在徘徊者3,4和5上飞行的102厘米焦距的Cassegrainian系统的石英反射镜用石英管来间隔，它恰在望远镜外管结构的里面。在压缩的情况下石英是一强度大的材料。

与上述系统相比，那是一种温度接近不变的系统，光学系统可设计作为一个温度的函数使焦平面周围作均匀的改变，这一系统当温度改变时焦点仍将不改变，但它也将经受按系统热膨胀系数同一数量级的放大率的微小变化。通常，这种影响可以忽略不计。这种膨胀系统设计概念被用于水手号IV电视光学系统，在那里，铍反射镜由铍——铜管结构（其热膨胀系数接近匹配该反射镜的）支撑在卡塞格伦结构上。不匹配的膨胀系数在由焦深限制的调节值范围内是可允许的。膨胀系统的热设计的要求是：在整个系统中全部材料要有高的热传导性，这样整个系统可以大约在同一温度下。为了有最好的光学性能，系统内的热梯度必减小至最少。

热设计的第三个系统是补偿系统，这个技术的简单例子示于图3。这里有个一半长的内部支撑管，但它比外层支撑管具有二倍的热膨胀系数，当温度变化时，它可保持透镜的焦平面不变。实际上透镜的焦距是要随温度变的。然而，如果变化大小是予先已知的话，则可容易设计补偿系统，以使焦距不

发生变化。

表III中是三种热设计方法与摘要。

表II 系统温度的影响因素

热输入	热耗损
1. 太阳辐射	1. 辐射到空间
2. 来自邻近行星 (如果后一个存在)发射的红外或反射的太阳辐射	2. 热耦合到宇宙飞船上
3. 热耦合到宇宙飞船上	
4. 内部热量的散逸	

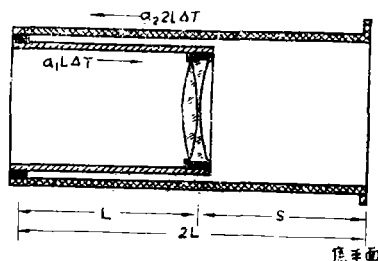


图3 热补偿技术的一个实例
假如 $\alpha = 2\alpha_2$, $S \neq \phi(\Delta T)$

表III 热设计的三个途径

1. 无变化系统	整个系统热膨胀系数接近于0
2. 膨胀系统	整个系统有同样的热膨胀系数
3. 补偿系统	在相反的方向应用不同的热膨胀系数材料，以获得必要的移动和不足的移动

IV 水手号IV电视光学系统

过去的四年间，已把光学系统携带在美国飞船和苏联宇宙飞船上飞向了金星和火星。这里描述的用于水手号IV电视像机的光

学系统作为一个例子，它是为了在长时间（7个半月）在行星际空间飞行之后应用。其它系统，同样满意地在同样或其它的宇宙飞船中一起飞行。

水手号IV电视像机光学系统是一30.5厘米焦距，有效的 $f/8$ ，4.3厘米口径的卡塞格伦望远镜。包括在光学系统中的是一个机电装置，为快门和滤光变换器服务，系统示于图4。

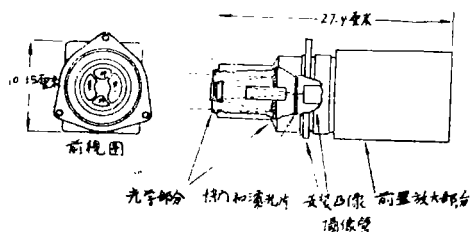


图4 水手号IV电视光学系统简图

使用的热设计途径是膨胀系统，为了高热传导性的获得，整个系统包括反射镜是由金属构成的。反射镜的材料用的是铍，这是由于它轻，稳定的尺寸和良好的刚性。我们认为后一项质量使其优于铝，由于它最后手修时能保持其形状不变。

在整个光学系统，为了理想的获得均匀的膨胀系数，望远镜管结构应当选择铍。然而，铍发脆，鉴于宇宙飞船发射时具有强烈的振动，因而这种材料作为管子结构只能在一定程度上来选用。使用铍—铜合金作管子材料和第二反射镜架可获得适当的热膨胀系数匹配。铍—铜合金具有极好地热传导性，然而比较重些。

由于材料膨胀系数稍微不匹配，计算的焦距偏差率是0.0038毫米/温度变化。预先估计的深空工作温度是 -12°C ，所以对室内温度的试验室试验图像位移偏离焦距位置仅0.13毫米。这比像机系统焦深0.56毫米要小得多。像机系统试验期间，像机头（光学系统、摄像管、放大器和振荡器）经历了从 $-30^{\circ}\text{C} \sim +50^{\circ}\text{C}$ 的温度变化在真空中4小时而保持整个像机焦点不变。电视像机系统分辨率加上对Kell效应考虑是13线对/毫米。

应用在电视上的铍反射镜系统的光学质量是非常满意的。应用NBS1952低衬度分辨率靶，全部光学系统在放映机上进行目视试验。

样机系统之一在全部1.5度的总视场产生的分辨率是87线对/毫米。生产的全部五个光学系统是87线对/毫米。生产的全部五个光学系统（考虑应用于飞行）验收试验是54线对/毫米。这是优于摄像管扫描分辨率18线对/毫米三倍。

在最后手修之前，铍反射镜镀制百分之几毫米厚的Kanigen层。Kanigen层是一非结晶层，使用无反射层的金属反射镜是不能获得的。最后抛光以后，反射镜镀制铝在Kanigen表面上以增加反射。最后，反射镜镀制强氧化的一氧化硅。

通过黑色氧化工艺染黑铍—铜望远镜管内部，铝主光屏蔽和快门部分使用真空稳定的黑色染料通过阳极电镀处理工艺染黑。里边的非光学表面也被染黑，这不仅为了减少散射光也是为了在光学系统内部增强辐射热传递，以保持整个系统具有均匀的温度。

为了防止热辐射进入黑色空间和随之而来的系统内部的热梯度，系统的望远镜筒外表面和付反射镜的支撑结构都是由低发射率抛光金属构成的。样机的光学系统的四个视图示于图5。图6示出的是水手号IV宇宙飞船安装的光学系统飞行模型。

像机的快门作用是由二种不同彩色（交替的红和绿，由不透明部分隔开）的四个滤光片的脉冲滤光轮来实现的。这个轮依据来自像机逻辑电路的指令以2个 45° 来增进，根据景物亮度产生80毫秒或200毫秒的曝光。推进机构是一个由旋转的螺旋管提供动力的棘轮推进和锁定系统。由滤光轮套管外的凸轮随动器操作微动开关以提供快门位置反馈到像机逻辑电路。

快门滤光器机构材料要求认真仔细的选择。要是以焦平面快门工作，是直接吧快门放在摄像管面板前面。这一点是重要的，即如

果快门滤光机构不是一个已经散发了气体的结构，则在真空中这些逸出物可以沉积在面板表面上。作为一种策略回避的结果，机构包括有一些有机聚合物材料，这是由于部件表面之间金属对金属的接触在真空中有可能成为磨擦接触。

在不要求高支撑强度的地方，聚四氟乙烯可以用作衬套的材料。而在有较高载荷处，含有 MOS_2 的尼龙(Nylatron)提供作为一个自润滑的支撑材料。在有些例子中，是不可能用聚合物材料来分离运动的金属部件的，而在这种情况发展了一种干燥层润滑技术，即使用 MOS_2 在钠硅酸盐粘合剂中作为膜片层。然而在高载荷真空的情况下干式膜片的寿命是比较短的。

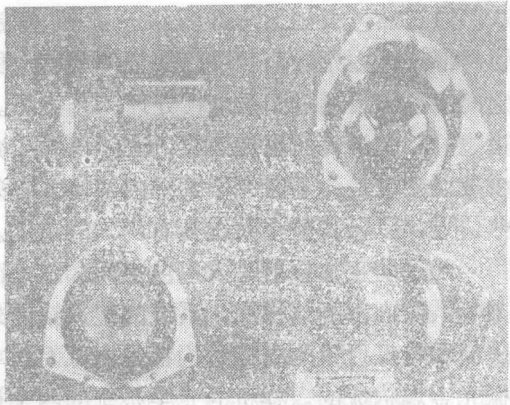


图5 水手号样机光学系统的四个视图。这不同于飞行模型仅在于三耳安装凸缘的形状。镀主反射镜后面可见，在下左图中心的大而亮的灰色部分。非对称的付反射镜支撑幅板的设计是用以防止第二个元件在振动载荷期间的旋转振动。

V 结论与摘要

历史已经作证，光学仪器装在宇宙飞船上飞向邻近的行星是成功的。然而，对于予定的深空飞行的光学系统的设计必须给予特



图6 水手号V宇宙飞船底视图，这里示出与另外二个光学系统一起安装的行星扫描平台上的电视像机。电视光学系统左面装的是广角行星传感器，一个折射望远镜，第二个折射望远镜，窄角火星窗口是装在接近行星传感器的狭窄太阳屏蔽上。仪器透镜的盖子是处于打开的位置朝向左下方。它的布线都带有灯泡以便在发射前试验在宇宙飞船上的仪器。

殊的考虑。特别是空间环境反作用于光学系统及其周围的材料。

在典型的火星或金星的行星飞行，微流星体和空间辐射并不是什么大问题。除非遭遇到流星体的簇射。微流星体的流量显得太小，不足以引起有效的损害。在宇宙飞船上的玻璃元件，如果能屏蔽直接来的日光的话，将不能遭遇到足够的辐射以引起玻璃变黑或折射系数的改变。对于那些特殊应用或必要使用的，例如外层元件或光学系统的窗口，有抗辐射的玻璃可供使用。

主要的问题是材料的选择，它将不改变性能或散发不需要逸出的气体到空间环境中去。塑料在空间应用看来是不可行的。涂料和染料应当尽可能的认真仔细选择，如有可能应尽量不予使用。对空间应用稳定的聚合物，例如聚四氟乙烯和尼龙等在用到空间光学系统之前应当进行完全的除气。

对于光学设计者来说，有三个基本类型的热设计都是可以作到的。不变化的系统的设计（零热膨胀系数）将适用于石英，石英-殷钢和陶瓷玻璃反射系统。膨胀系统的热设计（均匀的膨胀系数）将用于高热传导性的全金属反射系统。补偿系统（不同的热膨胀系数）用于反射和折射系统。

行星际飞船所遇见的空间环境是大不同于地球人造卫星的环境，这样，本报告给出的结论如果没有对人造卫星光学系统进行鉴定是不能使用的。

译自“Applied Optics” Vol.6,
№5, p.551, 967.