

文章编号 1004-924X(2019)10-2165-15

## 空间大口径单体反射镜 计量卸荷支撑研制中的关键技术

董得义, 庞新源, 张学军, 樊延超, 李志来, 杨利伟, 胡海飞\*  
(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**通过对空间大口径单体反射镜支撑技术发展现状及发展趋势的调研,总结了当前大口径单体空间反射镜支撑技术中较为成熟的技术路线。在此技术路线中,计量卸荷支撑是必须要攻克的一项核心难题。本文介绍了计量卸荷支撑的概念,并针对计量卸荷支撑研制过程中的关键技术进行了深入的讨论,包括支撑点数量、位置及支撑力大小的确定方法,支撑力执行单元的方案设计以及计量卸荷精度的保证方法等;通过对计量卸荷支撑研制过程中关键技术的总结,期望对我国空间大口径单体反射镜的研制提供借鉴意义。

**关键词:**空间望远镜;大口径单体反射镜;计量卸荷支撑;关键技术

**中图分类号:**TH751 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20192710.2165

### Key technology in developing of metrology mount for large aperture monolithic space-based mirror

DONG De-yi, PANG Xin-yuan, ZHANG Xue-jun, FAN Yan-Chao, LI Zhi-lai, YANG Li-wei, HU Hai-fei\*

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

\* Corresponding author, E-mail: haifei.hu@163.com

**Abstract:** Based on the investigation of the current situation and development trend of the large aperture monolithic space-based mirror support technology, this paper summarized the relatively mature technical route in the current support technology for the large aperture monolithic space-based mirror. In this technical route, the metrology mount was a bottleneck that must be resolved. This paper introduced the concept of the metrology mount and discussed the key technologies in its development. These included methods to determine the number and position of support points, the support force, to ensure unloading accuracy, etc. Summarizing the key technologies in metrology mount development will provide reference for the development of the large aperture monolithic space-based mirror in China.

**Key words:** space telescope; large aperture monolithic space-based mirror; metrology mount; key technology

收稿日期:2019-01-17;修订日期:2019-03-28.

基金项目:国家重点研发计划资助项目(No. 2016YFB0500100);国家自然科学基金资助项目(No. 11873007)

## 1 引言

望远镜是人类探索宇宙、感知生命起源的重要工具之一。望远镜口径越大、分辨能力越强,越能有效地探知更遥远星系的奥秘<sup>[1-4]</sup>。受限于地球大气层的干扰,地基巡天望远镜很难发挥出其最佳本领,因此人们一直梦想能在浩瀚的太空建造大口径的空间望远镜。

根据主反射镜镜体形式的不同,空间大口径望远镜可以分为单体镜式成像系统以及分块可展开式成像系统<sup>[5-6]</sup>。其中单体式成像系统的典型代表是 1990 年发射入轨的哈勃空间望远镜<sup>[7-8]</sup>,其主反射镜的有效口径为 2.4 m,这种系统具有结构简单、可靠性高、成像谱段宽、成像质量高等优点,哈勃空间望远镜经在轨校正后,获得了大量清晰的图像激发了诸多新的科学发现,成为天文史上最重要的科学仪器之一。分块可展开式成像系统的典型代表是有哈勃空间望远镜继任者之称的詹姆斯·韦伯空间望远镜<sup>[9-12]</sup>,其口径为 6.5 m,采用的是可展开分块拼接式主反射镜,这种系统的优点是通过发射折叠收拢和在轨展开锁定技术,能够在有限的载荷运载空间内,实现更大的系统口径,从而提高空间遥感的分辨率。但这种技术极其复杂,导致整个项目成本高昂并不断的增加预算,而且进度缓慢,发射日期也一推再推,最新的消息称,詹姆斯·韦伯空间望远镜的发射日期推迟至 2021 年。鉴于在分块式空间望远镜研制过程中遇到的巨大难题,以及随着 EELV、Ares V 和 SLS(10 m 量级)等为代表的大型低成本运载火箭的发展,运载能力的增强,空间望远镜总体对整机允许质量的约束有所放松,因此,单块式镜体方案又成为了国外大口径空间望远镜结构设计中的首选<sup>[13-14]</sup>。

如何保证在轨失重环境下,反射镜的面形精度与地面加工精度的天地一致性是空间单体大口径反射镜研制过程中的难点之一<sup>[15-17]</sup>。天地一致性是指反射镜在地面重力约束条件下将面形精度加工到最佳,但由于入轨后重力释放,反射镜在加工状态下的自重变形会发生反弹,从而导致反射镜面形发生退化的现象。在地面开展计量卸荷支撑技术研究是保证空间反射镜的面形精度满足天地一致性的核心技术<sup>[18-20]</sup>,计量卸荷支撑技术

的关键在于为空间反射镜地面加工检测中提供高精度的 0g 环境模拟条件,从而保证反射镜入轨后的面形精度与地面加工检测的状态具有高度一致性。

本文首先对空间大口径单体反射镜支撑技术的发展现状及发展趋势进行了调研,总结了当前针对空间大口径单体反射镜支撑的解决方案,得出了比较成熟的研制技术路线,通过对此技术路线的研究,发现计量卸荷支撑是大口径空间反射镜研制过程中必须要攻克的核心难题之一,在此基础上,归纳了计量卸荷支撑研制中的关键技术,并对各关键技术的解决途径进行了对比与分析,希望能对我国空间大口径单体反射镜的研制提供借鉴意义。

## 2 空间大口径单体反射镜支撑技术发展现状及趋势

目前世界上已经发射入轨和正在研制的采用单体镜的大口径空间望远镜主要有哈勃空间望远镜、超新星加速探测器、宇宙与天体物理空间红外望远镜、新世界观测者空间望远镜以及先进技术大口径空间望远镜-8 m 方案。

### 2.1 哈勃空间望远镜

1990 年,美国的哈勃空间望远镜(Hubble Space Telescope, HST)如图 1 所示,由“发现者”号航天飞机成功送入制定轨道,标志着天文学开始从地面观测跃入到空间观测的新时期。



图 1 哈勃空间望远镜

Fig. 1 HUBBLE space telescope

HST 的主镜口径为 2 490 mm<sup>[21]</sup>,有效通光孔径为 2 400 mm,厚度为 305 mm,采用 corning

的 7941 超低膨胀玻璃 (ULE) 材料制作而成,镜子采用蜂窝状轻量化结构,轻量化主镜总质量为 818 kg,如图 2 所示。

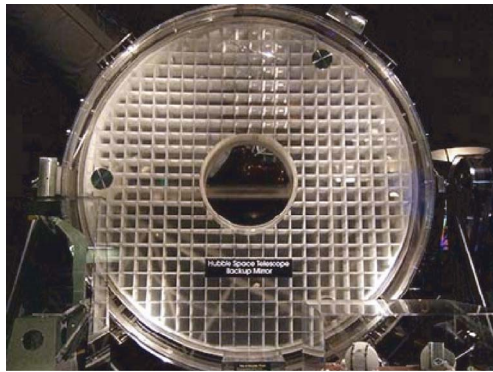


图 2 HST 主镜  
Fig. 2 HST primary mirror

HST 的主镜在地面加工检测时,光轴竖直,镜面朝上,镜子背部设有 134 点的计量卸荷支撑<sup>[22]</sup>,如图 3 所示,通过精确的控制每点支撑力的大小,最终反射镜重力变形 RMS 值误差控制在 6.4 nm 以内。



图 3 HST 主镜计量卸荷支撑  
Fig. 3 Metrology mount of HST PM

镜面加工完毕后,HST 主镜由计量卸荷支撑转移至飞行支撑上,飞行支撑由三处轴向支撑、三处切向支撑以及 24 点的主动支撑构成,结构布局如图 4 所示。轴向支撑采用三根不锈钢连杆穿过镜体,配合球铰与柔性铰链来实现无应力安装,详细结构如图 5 所示。切向支撑包括一个鞍形块和 U 形夹,U 形夹将鞍形块和托架连接在一起,进而固定在主箱环上。通过轴向支撑与切向支撑完成了对 HST 主镜体的空间定位,另外为了提供对主镜光学面形的在轨控制,在 HST 主镜的背

部还布置了 24 个力促动器,但主动调整能力有限,只是为了消除入轨后由于重力释放而产生的象散,但实际上,这个机构并没有使用<sup>[23]</sup>,说明计量卸荷支撑对重力进行了成功的卸载。

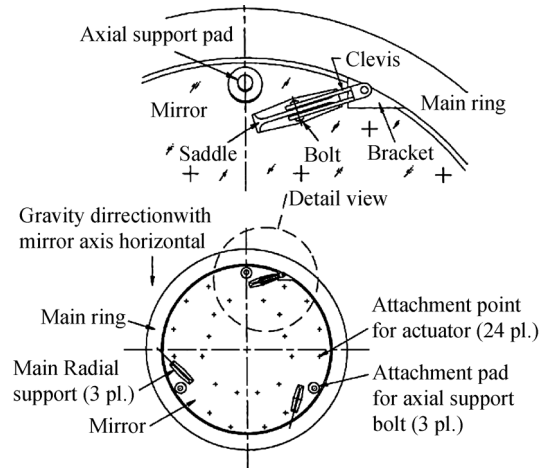


图 4 HST 主镜飞行支撑布局  
Fig. 4 Schematic of flying mount of HST PM

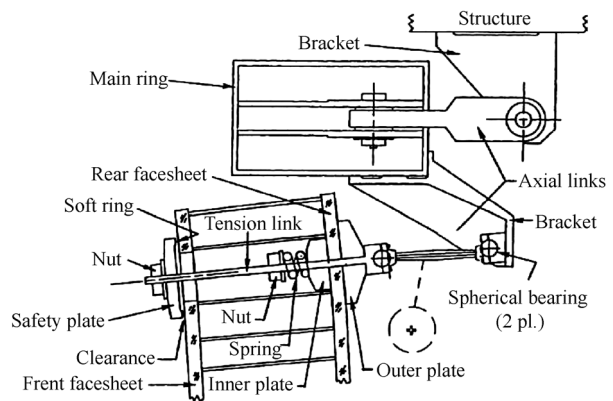


图 5 HST 主镜轴向支撑原理  
Fig. 5 Schematic of axial support of the HST PM

1993 年经过在轨校正后,HST 为天文科学家提供了目前最深入、最敏锐的太空光学影像,其在单体大口径反射镜研制过程中的提出的计量卸荷支撑与飞行支撑相结合的方式开创了单体大口径空间反射镜高面形精度加工成功的先河,为后续大口径空间反射镜的研制积累了宝贵的研制经验。

## 2.2 超新星/加速探测器 (SNAP)

超新星/加速探测器<sup>[24-27]</sup> (SuperNova/Acceleration Probe, SNAP) 是一个计划中的实验卫星,旨在精确测量宇宙的膨胀历史,其外形结构如图 6 所示。

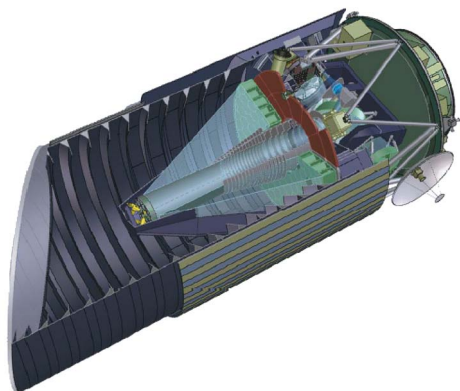


图 6 超新星/加速探测器空间观测站  
Fig. 6 SuperNova/Acceleration Probe telescope

SNAP 主镜口径为 2 050 mm,采用背部封闭的 ULE 材料制作,质量为 204 kg。SNAP 主镜在轨的面形精度要求优于 10 nm,为了满足这个要求,其在地面加工检测状态下,采用了 57 点的计量卸荷支撑,计量卸荷支撑的结构形式如图 7 所示,面形精度优于 6.8 nm,分析结果如图 8 所示。

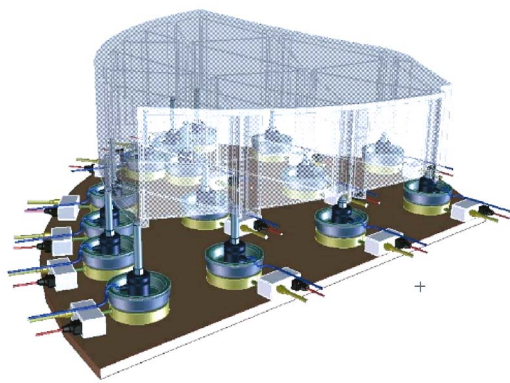


图 7 SNAP 主镜的计量卸荷支撑  
Fig. 7 Metrology mount for SNAP PM

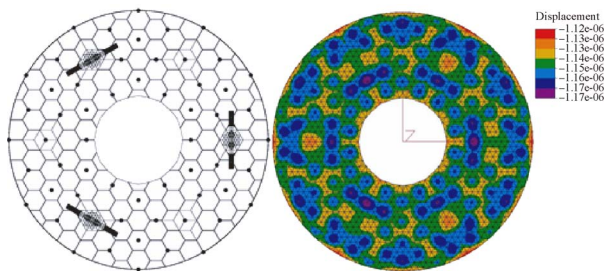
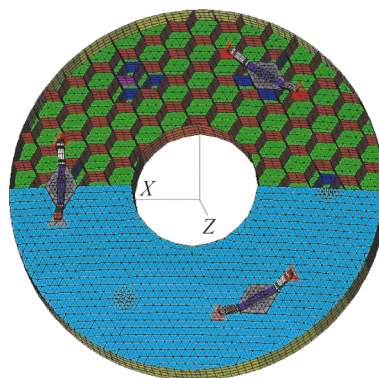


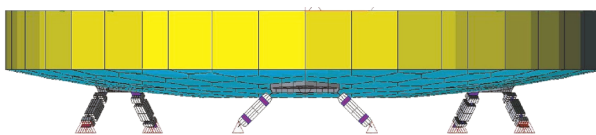
图 8 支撑点布局及 1g 自重分析结果  
Fig. 8 Offloader positions and one-g offloaded distortions

面形加工完毕后,主镜通过 3 组正向 bipod 与相机主体进行连接,主镜组件的设计方案如图 9 所示。



(a)俯视图

(a)Top view



(b)侧视图

(b)Side view

图 9 SNAP 主镜组件设计方案

Fig. 9 Structure design of primary mirror set

### 2.3 宇宙与天体物理空间红外望远镜 (SPICA)

宇宙与天体物理空间红外望远镜<sup>[28-30]</sup> (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics, SPICA)是一个日本主持研发的天文观测卫星项目,工作波段为中红外到远红外,旨在研究银河系、恒星及行星的形成与演化,其在轨效果图如图 10 所示。



图 10 宇宙与天体物理空间红外望远镜 (SPICA)  
Fig. 10 Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics (SPICA) spacecraft

主镜口径为 3.2 m,质量为 230 kg,镜体结构形式如图 11 所示。在入轨前通过 100 点的计量卸荷支撑进行光学镜面的加工检测,镜体在光轴自重载荷作用下的面形从  $8\ \mu\text{m}$  降到  $70\ \text{nm}\cdot\text{rms}$ ,镜面加工完毕后,更换为三组正向 bipod 与相机主体进行连接,bipod 结构形式如图 12 所示。

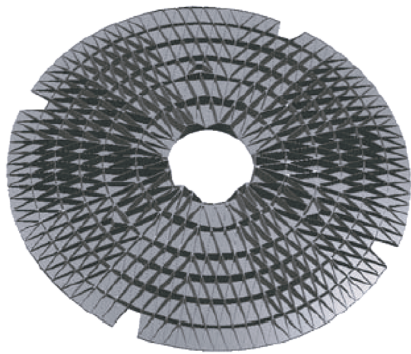


图 11 SPICA 主镜结构形式  
Fig. 11 Structure design of SPICA PM

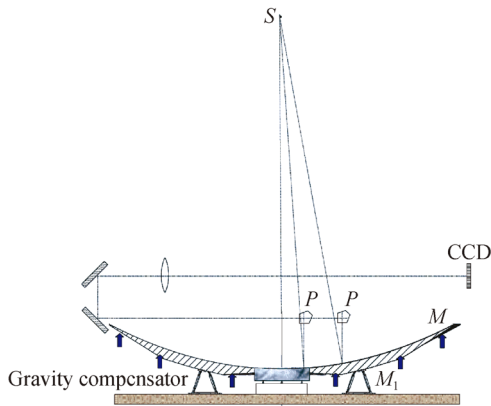


图 12 SPICA 主镜加工过程的卸载方案示意图  
Fig. 12 Metrology mount for SPICA PM

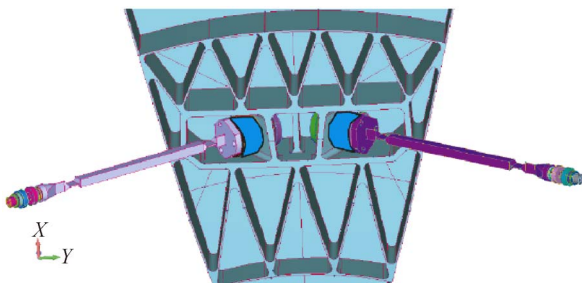


图 13 SPICA 主镜 bipod 支撑方案  
Fig. 13 Bipod for SPICA PM

## 2.4 新世界观测空间望远镜 (New Worlds Observer, NWO)与先进技术大口径空间望远镜-8 m 方案(ATLAST-8 m)

在权衡比较主镜分块拼接技术与单块主镜技

术后,NASA 的研究人员认为主镜分块拼接技术在空间望远镜应用中过于复杂,成本过于昂贵。因此,在下一代类地行星探索项目新世界观测空间望远镜 NWO<sup>[31]</sup>(如图 14 所示),以及先进技术大口径空间望远镜<sup>[32-37]</sup>ATLAST-8 m 方案(如图 15 所示),中都提出了单块式主镜的研制方案,其中 NWO 项目主镜口径为 4 m 量级,ATLAST-8 m 项目中,主镜口径为 8 m 量级。

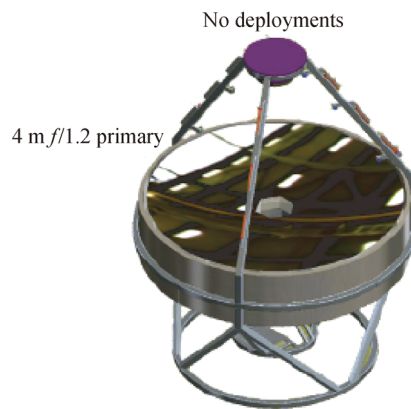


图 14 新世界观测空间望远镜(NWO)  
Fig. 14 New Worlds Observer

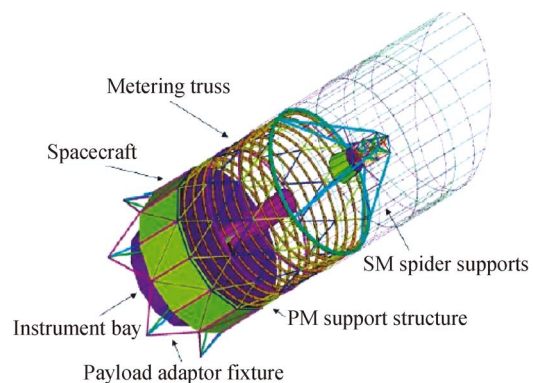


图 15 先进技术大口径空间望远镜-8 m 方案  
Fig. 15 Advanced technology large-aperture space telescope-8 m

其大口径空间反射镜都采用入轨前计量卸荷支撑、入轨后改为运动学支撑的技术方案,同时为了修正主镜重力释放和发射时振动可能造成的镜面变形,与 HST 主镜一样,都保留了在轨主动调整的能力。

## 3 计量卸荷支撑及其关键技术

通过国外 2 m 以上口径空间反射镜支撑技

术的研究现状及趋势可以发现,在地面采用计量卸荷支撑进行面形加工检测,入轨后采用运动学飞行支撑的技术路线已发展得较为成熟,在这条技术路线中,计量卸荷支撑是必须要攻克的一项核心难题。

### 3.1 计量卸荷支撑的概念

计量卸荷支撑又叫重力卸载支撑,其本质上就是在镜体的背部施加向上的力场,对镜体施加弯矩,从而使镜体在 1g 的地面面形检测环境下,名义上受到的外力为 0,通常称这种状态为准无应变状态,在这种状态下,镜体除了由于平行于重力方向的直接压缩力引起的横向膨胀外,这基本上模拟了无重力状态。

由于空间相机的成像质量对相机的主镜的面形有极高的要求(对于可见光波段成像,一般要求镜面的面形的均方根值(rms 值)优于  $\lambda/50$  ( $\lambda=632.8\text{ nm}$ ,下同)),然而,许多因素都会导致空间反射镜入轨后的面形与加工的最优值相比发生退化,这些因素除了重力释放外,还包括由于材料不均匀性引起的温度梯度导致的热变形、由于反射镜与支撑件之间的装配应力引起的变形、发射载荷引起的残余变形,以及长时间周期内的时间稳定性引起的变形等等,通常情况下,考虑到各个因素的影响再加上计量的不确定水平,给重力释放分配的误差是非常小的,以 HST 主镜的研制为例,只有大约  $\lambda/350\text{ rms}$  可用作重力释放的误差分配<sup>[19]</sup>。由此可见,空间反射镜在研制过程中对计量卸荷支撑的卸载精度要求极高。

### 3.2 计量卸荷支撑研制过程的关键技术

#### 3.2.1 支撑点数量、位置及支撑力大小的确定

在空间反射镜计量卸荷支撑的设计中,通常情况下,支撑点的个数越多,在自重载荷作用下,镜面的面形变化量越小,但支撑点数量的增加又会导致整个系统的复杂度直线上升,而且还会导致整个支撑系统的重量增加、引起装配应力、热应力等一系列问题,因此确定满足面形要求的最少支撑点数量、最优布局及每个支撑点支撑力的大小成为了计量卸荷支撑设计中的需要首先解决的问题。

##### 3.2.1.1 解析法

在早期的研究中,通常采用“圆饼”模型,利用材料力学及理论力学中的经典公式,通过解析法来预估满足要求的最小支撑点的数量及分布位置<sup>[38-39]</sup>。1993 年, Vukobratovich 提出了单环离散点支撑的圆形平板反射镜中心变形量的计算公式:

$$\delta = \frac{C_s \rho r^4 (1 - \nu^2)}{E h^2}, \tag{1}$$

其中:  $C_s$  是与支撑条件相关的常数,  $\rho, \nu, E$  分别为材料密度、泊松比及弹性模量,  $r$  是支撑点分布圆半径,  $h$  为反射镜镜体厚度。 Nelson 等对单环支撑中,支撑半径及支撑点数量对反射镜重力变形的影响进行了深入的研究,发现,单环支撑点数量超过 6 以后,对反射镜重力变形和支撑分布圆半径影响不大。因此,对于大口径空间反射镜(口径超过 2 m)而言,需要采用多环、多点支撑方案, Hall 对“圆饼形”反射镜在自身重力下的镜面变形与最少支撑点数量的关系进行了研究,并给出了经验公式<sup>[23]</sup>:

$$n = \left[ \frac{0.375 D^2}{h} \right] \left( \frac{\rho}{E \delta} \right)^{0.5}. \tag{2}$$

为了计算多环支撑中,内外环支撑半径,1945 年, Hindle 提出了平衡半径的概念<sup>[23]</sup>,利用小背板将反射镜的 2 个或 3 个相邻支撑点联接起来,如图 16 所示。

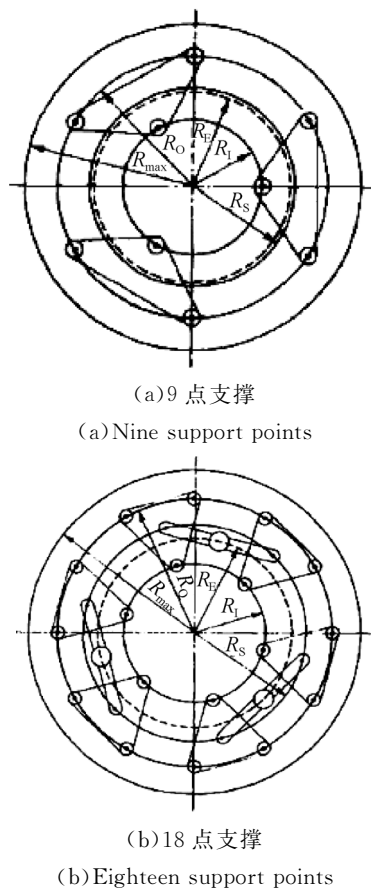


图 16 多点浮动支撑原理图

Fig. 16 Multipoint (Hindle) mechanical floatation configurations for mirrors

对于 9 点和 18 点的支撑方案, Hindle 通过研究给出了确定支撑点位置的经验公式:

$$R_E = \left[ \frac{\sqrt{3}}{6} \right] R = 0.288\ 68 D, \quad (3)$$

$$R_I = \left[ \frac{\sqrt{6}}{12} \right] R = 0.204\ 12 D, \quad (4)$$

$$R_O = \left[ \frac{\sqrt{6}}{6} \right] R = 0.408\ 25 D, \quad (5)$$

$$R_S = 0.303\ 74 D, \quad (6)$$

其中:  $R$  为镜体的半径,  $D$  为镜体的直径。

通过解析法,对支撑点的数量及支撑点的分布,可以给出理论解,但这些公式适用的前提条件是反射镜镜体必须是比较刚硬的等厚体,然而对于大多数空间反射镜而言,现实情况要复杂得多,大多数空间反射镜镜面多为二次曲面,中间开孔,且为了减轻质量,多采用复杂的轻量化结构,镜体质量分布不均,因此上述理论解仅具有参考意义。

目前,在进行复杂结构反射镜计量卸荷支撑的设计中,支撑点的数量、位置及支撑力大小的计算,主要是基于有限元模型分析不同布局下支撑力引起的面形大小,来指导支撑点的优化设计,在早期的研究中,通常是通过人工迭代来找支撑点数量及位置分布的最优解。2005 年,Michels 等提出了基于遗传算法的支撑点布局的优化设计方法<sup>[40]</sup>,这种方法自动化程度更高、效率更高,而且能针对复杂的工况找到最优的支撑点的布局。

基于有限元法及遗传算法的支撑点的布局、数量及支撑力大小的优化设计,主要涉及到两部分的计算,一是支撑力的求解;二是基于遗传算法的支撑点数量与位置的优化设计。

### 3.2.1.2 支撑力的确定

支撑力的确定方法主要有模式定标法<sup>[41]</sup>和阻尼最小二乘法<sup>[42]</sup>。

#### I. 模式定标法

对于一系列特殊的频率,反射镜将发生谐振,谐振时镜面上各点位移的分布函数,称为自由谐振模式。模式定标法的原理是基于镜体的自由谐振模式与通常的光学波前像差模式(如 Zernike 多项式)十分相像的原理,从而可以采用镜体本身的自由谐振模式拟合波前误差,其主要过程描述如下。

依据力和形变的线性关系,准 Zernike 多项式和自由谐振多项式的项为:

$$W_{mm} = C_{mm} R_{mm}(\rho) \cos(m\theta + (\theta_0)_{mm}). \quad (7)$$

设镜面是圆形的,力促动器按同心圆分布,  $i$  是促动器的圈号,  $j$  是圆周方向的序号。取  $C_{mm} = C_0$ ,  $(\theta_0)_{mm} = 0$ , 计算出位校正波前误差  $C_0 R_{mm}(\rho) \cos(m\theta)$  各支撑点应加载的力,在力学上可以证明每个支撑点的力满足关系:

$$(F_{ij})_{mm} = (F_{imax})_{mm} \cos(m\theta_{ij}). \quad (8)$$

$\theta_{ij}$  为第  $i$  圈第  $j$  个促动器的  $\theta$  角值,  $(F_{imax})_{mm}$  为第  $i$  圈支撑点的最大力。对同一模式(确定的  $mm$ ),只要求得每圈的最大力  $(F_{imax})_{mm}$ ,各支撑点的力即可按式(8)求得,这种计算成为模式定标。要校正式(8)那样的波前误差,第  $i$  圈第  $j$  个促动器应加的力为:

$$(F_{ij})_{mm} = - \left[ \frac{C_{mm}}{C_0} \right] (F_{imax})_{mm} \cos(m\theta_{ij} + (\theta_0)_{mm}). \quad (9)$$

模式定标法的主要优点是:产生这种模式所需的能量最小,并且这些模式是正交的;其次,复杂的定标计算可以预先完成,校正力的计算只需要调出每种模式各圈促动器的最大力进行拟合即可,过程简单,计算速度快。

#### II. 阻尼最小二乘法

阻尼最小二乘法的基本原理描述如下:在波前上取  $s$  个点,支撑点的数量极为  $n$ ,依次测得或计算出  $\frac{\partial W_i}{\partial f_i} \left[ \approx \frac{\Delta W_i}{\Delta f_i} \right]$ ,得到刚度矩阵  $C$ :

$$C = \begin{bmatrix} \frac{\partial W_1}{\partial f_1} & \frac{\partial W_1}{\partial f_2} & \dots & \frac{\partial W_1}{\partial f_n} \\ \frac{\partial W_2}{\partial f_1} & \frac{\partial W_2}{\partial f_2} & \dots & \frac{\partial W_2}{\partial f_n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial W_s}{\partial f_1} & \frac{\partial W_s}{\partial f_2} & \dots & \frac{\partial W_s}{\partial f_n} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

为校正波前误差  $W$ ,力  $f$  应产生  $-W$  的波前,即  $f$  应满足:

$$Cf = -W, \quad (11)$$

$s > n$ ,用最小二乘法进行求解,得:

$$f = -(C^T C)^{-1} C^T W. \quad (12)$$

由于  $C$  和  $W$  都有误差,用最小二乘法求得的  $|f|$  可能很大,可用阻尼最小二乘法对其进行修正,阻尼最小二乘法的解为:

$$f = -(C^T C + PI)^{-1} C^T W, \quad (13)$$

其中:  $P$  为阻尼因子,  $I$  是单位矩阵,通过取适当的  $P$  值,可使所得的解  $f$  在可接受的范围内。

与模式定标法相比,由于阻尼最小二乘法对镜面是否圆形,力促动器是否按圆形分布、位置是否精确都没有要求,变量也可以不是力,因此,在实际应用中,阻尼最小二乘法应用得更为广泛。

### 3.2.1.3 遗传算法在支撑点布局优化设计中的应用

遗传算法<sup>[43-44]</sup>(Genetic Algorithm)的历史起源可追溯到 60 年代初期,兴起于 80 年代末和 90 年代初,是模拟达尔文的遗传选择和自然淘汰的生物进化过程的计算模型,是自然遗传学和计算机科学相互结合渗透而成的新的计算方法。

遗传算法是一个非常强大的算法,它能在包含许多局部最优解的设计空间内找到全局最优,遗传算法的基本流程如图 17 所示。

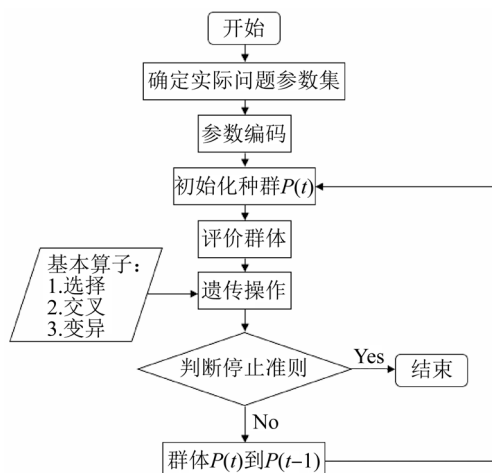


图 17 遗传算法流程图

Fig. 17 Flowchart of genetic algorithm

首先确定问题参数集;对参数集内的个体进行二进制编码;初始化群体;计算群体上每个个体的适应度值;按个体适应度值所决定的某个规则选择将进入下一代的个体;按照概率进行交叉操作和突变操作;如果没有满足某种停止条件,则重新计算新个体的适应度值,如果满足,则输出种群中适应度值最优的染色体作为问题的满意解或者最优解。

将遗传算法应用到支撑点位置的优化设计的基本流程与总的流程基本相似,但为了计算支撑点的响应函数和对某种条件下镜面面形的变化,需要建立待分析光学元件的有限元模型,然后在支撑点的备选位置选择一组候选点,进行支撑力

与重力耦合条件下光学镜面节点位移的分析,利用这些分析结果,应用遗传优化算法找到一组最适合的支撑点的数量与位置分布,基本过程描述如下:

首先,通过约束 3 个硬点的位置进行大口径空间反射镜在轴向自重载荷作用下的面形变化,作为需要矫正的  $W$ ;对备选支撑点的位置进行分组。以三角形轻量化孔的镜体的为例,每个筋的交汇点都可以作为支撑点的备选位置,为了利用对称性简化操作,首先在单个对称部分中留出候选支撑点的位置,这些位置称为主支撑点的位置,然后将与主支撑点旋转对称位置的支撑点进行关联,称为从动支撑点,如图 18 所示,黑色圆形实心点为主动支撑点,灰色圆形点的位置为从动支撑点;三角形为硬点位置。

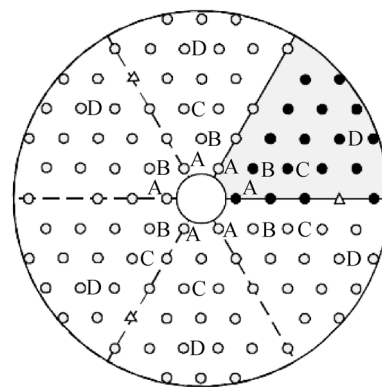


图 18 支撑点分组情况示意图

Fig. 18 Group of candidate support locations

采用遗传算法进行支撑点位置的优化设计,基本流程如图 19 所示。首先随机选择偶数个个体的种群,生成初始种群。初始种群的个体数量,可以影响优化过程的成功,如果种群太小,优化可能会收敛过快;种群过多会减慢每一代人的健康评估,也没有额外的好处;然后计算每个个体的适合度,在计量卸荷支撑设计中,选择矫正后的面形误差作为每个个体的适应度,针对每个个体进行修正后镜面面形的分析;一旦得到了当前这代的适合度,就可以将他们与上一代进行比较,以评估它们的收敛性;如果尚未达到收敛,则选择当前这代的成员进行交配,这个过程是对整个基因库中两个个体同时进行的,直到产生新一代;为了避免最优解被排除在外的情况,遗传算法还设计了基因可以通过很小的概率从当前值随机切换的机



制,这个过程称为突变,在突变过程中,每个个体的每个基因都被考虑并以较小的概率被逆转,突变完成后,在新一代的适应度评估中重新开始这个周期。

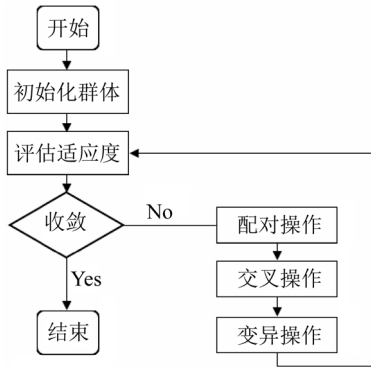


图 19 支撑点优化设计遗传算法流程图

Fig. 19 Flowchart of genetic algorithm for support locations

通过遗传算法,可以在所有的备选点中,根据设置的优化目标,找到最少的促动器的数量、位置分布及每个支撑点的支撑力。如某 2 m 口径空间反射镜<sup>[45]</sup>,其在轴向自重载荷作用下,约束 3 个硬点的位置,面形变化为 400 nm,通过遗传算法,可以得到促动器的数量与面形的关系,如图 20 所示,通过 48 个支撑点,可以将自重面形矫正到 30 nm 左右,若想得到更高的面形精度,需要进一步增加支撑点的数量。

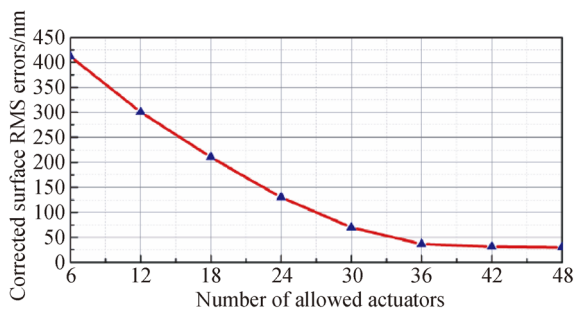


图 20 支撑点个数与面形校正能力关系示意图

Fig. 20 Corrected surface error vs. allowed actuators

通过遗传算法的应用,使得空间大口径反射镜计量卸荷支撑中,支撑点的优化设计的效率得到明显地提高。

### 3.2.2 施力单元的方案选择

为在支撑点处提供所需支撑力,需要设计相应的支撑力的执行机构。根据驱动原理的不同,

可以分为杠杆式施力单元、液压/气压式施力单元及机电式施力单元。

#### 3.2.2.1 杠杆式施力单元

这类结构原理是通过杠杆结构将重锤重力转换为对反射镜的支撑力<sup>[23]</sup>,其基本结构形式如图 21 所示。

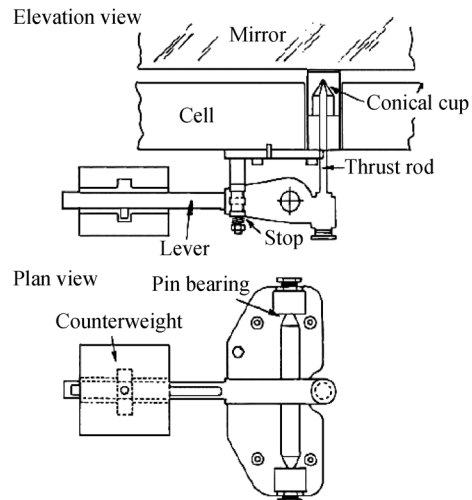


图 21 杠杆式施力单元

Fig. 21 Schematic of lever-type counterweighted support mechanism

可以通过调节重锤的力臂长短来实现支撑力大小调节。这种结构的优点是:结构简单,可靠性高;主要缺点在于轴承本身具有固有的摩擦力,在长时间周期内会对输出力的精度产生影响。

#### 3.2.2.2 液压/气压式施力单元

利用充气或液体的压力<sup>[23]</sup>,进行支撑力的输出单元,典型结构形式如图 22 所示。

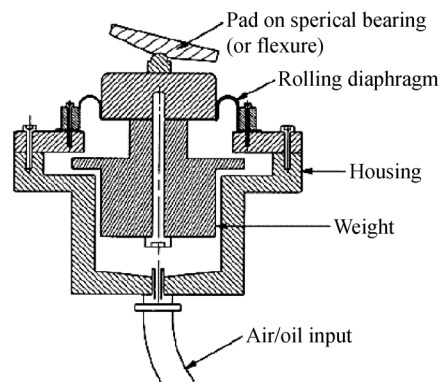


图 22 液压/气压施力单元

Fig. 22 Configuration of rolling-diaphragm-type pneumatic/hydraulic actuator

这种施力单元具有响应速度快、刚度大、体积小以及质量轻等优点;但是由于具有密封性要求,对结构件的加工要求严格、成本高,而且液压支撑存在介质泄露对产品造成污染的风险。

### 3.2.2.3 机电式施力单元

机电式施力单元<sup>[46]</sup>一般由输出单元、弹簧单元和测力反馈单元构成,其基本原理如图 23 所示。

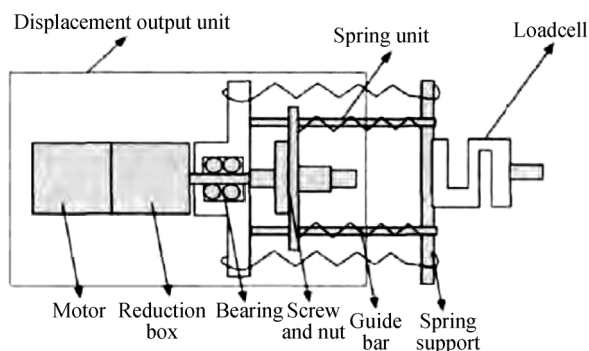


图 23 机电式施力单元

Fig. 23 Schematic diagram of force actuator

其输出单元采用步进电机、减速器与螺纹丝杆结构组成,弹簧单元将电机输出的位移转化为作用力,测力反馈单元一般都采用 S 形 loadcell,这种施力单元的分辨率主要取决于 loadcell 的测量精度。和其他施力单元相比,机电式施力单元结构简单、紧凑,易于实现,但在实际工作中,由于机械结构之间的摩擦或爬行等现象,经过长时间工作后,输出力精度会有所下降。

与地基大口径反射镜相比,空间反射镜对重力影响的要求更为严格,需要针对力的输出精度、长时间的稳定性及不能引入侧向力等要求,在以上 3 种基本形式的基础上,开展针对性的设计。以 HST 的主镜为例,其计量卸荷支撑的施力单元采用的为杠杆式,但在细节上进行了多处精心的设计以满足该空间反射镜对卸载精度的极其严格要求,下面对 HST 主镜的计量卸荷支撑施力单元的设计做一下简单介绍。

HST 主镜 1.5 m 缩比验证系统<sup>[47-48]</sup>的 52 点弹簧矩阵计量卸荷支撑系统<sup>[23]</sup>如图 24 所示。该系统的底板是一个 152 cm×152 cm×2.5 cm 的铸铝板,铝板上表面排列了 52 个间隔 20.32 cm (8 英寸)的平台,为轴向施力单元提供了安装面,每个施力单元都是一套弹簧杠杆机构。

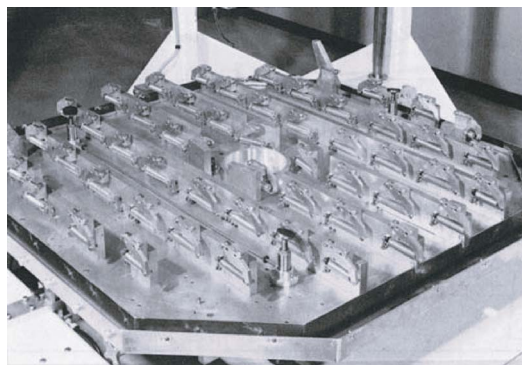


图 24 52 点弹簧矩阵计量镜座

Fig. 24 Configuration of the 52-point spring matrix metrology mount

图 25 为 HST 主镜弹簧杠杆施力机构原理图。

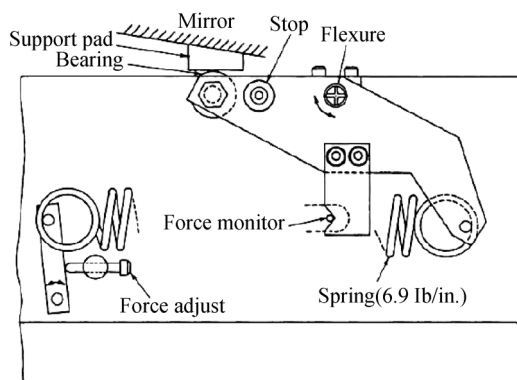


图 25 弹簧杠杆机构

Fig. 25 Schematic of force mechanisms

为了保证足够高的输出力的精度,在设计上进行了以下 4 个方面的专门设计:

采用了弹性系数很低的弹簧,可以保证每个施力装置调整到一个精确的作用力时,不会因为反射镜位置的微小变化或底板的变形而使输出力发生变化;杠杆的转动环节采用了如图 26 所示的挠性铰链代替了轴承,从而避免了轴承自身的摩擦力与滞后性;杠杆与镜体衬底接触的一端采用球轴承的圆柱面与枕垫底部平面接触的方式,将轴向支撑力沿垂直方向传递到反射镜,这种设计可以将传递到反射镜的力的水平分量与力矩降到最小;通过以上 3 点的设计可以保证施力装置的高适应性,但并不能保证反射镜位置的稳定性,而反射镜在垂直方向的位移会影响到支撑力装置的标定精度,从而影响支撑力的精度,因此要保证精密的计量卸荷还需要稳定的反射镜位置。通过在

反射镜外边缘周围等间隔地布置三个承力点,并监控这些点处垂直方向的力及位置来时刻监控反射镜的位置。

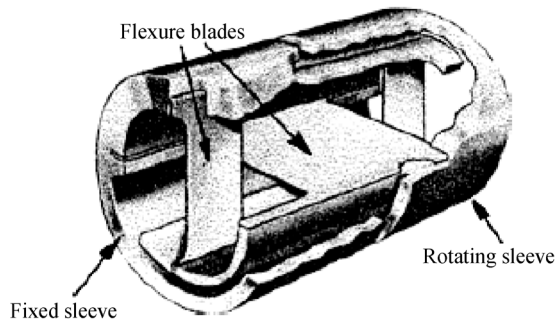


图 26 挠性铰链轴承

Fig. 26 Schematic of a single-ended flexure bearing

通过以上 4 点的精心设计,HST 主镜弹簧杠杆施力机构在镜体卸载方面取得了圆满的成功,为后续 2.4 m 口径飞行件的成功研制奠定了技术基础。

### 3.2.3 如何保证卸荷精度

计量卸荷支撑研制的目的就是在极高的精度范围内为空间反射镜提供 0g 环境,卸荷精度是计量卸荷支撑研制成功与否的关键指标。如何保证卸荷支撑的卸荷精度是计量卸荷支撑研制过程中的最重要的关键技术。当前主要有以下两个方法来保证计量卸荷支撑的卸荷精度。

#### 3.2.3.1 通过对数学模型验证来保证卸荷精度<sup>[19]</sup>

计量卸荷支撑设计者面临的首要任务就是精确的确定支撑镜体处于准无应变状态所需的力,准确的确定这些力对于保证重力释放误差的控制是至关重要的。

如前所述,支撑力矩阵是通过对面镜体建立有限元模型,通过有限元分析的方法得到的,因此,支撑力的精度直接取决于镜体有限元模型的精度,镜体有限元模型能否足够精确的描述镜体的质量分布,是决定支撑力矩阵精度的关键因素。因此,为了实现精确的变形预测,需要对实际的镜体的各个尺寸进行精确的测绘,并通过测绘数据来修正有限元模型,以 HST 主镜的研制为例,其镜体各部位厚度的测量是由一个精度为  $\pm 0.005\ 08\ \text{cm}$  (0.002 英寸) 的超声测厚仪来完成的,通过分析可知这种测量精度足以将由于厚度测量不确定度引入的面形误差控制在  $\lambda/4\ 000$  的范围内。

为了验证这些力的精度是否满足设计要求,

HST 主镜在镜面加工过程中,设置了专门的检查点来对这些力的卸载精度进行验证。其专门的检查点,是通过设计了一个加载试验来对数学模型的精度进行验证的,其主要过程如下:首先通过有限元分析,在镜体上施加一组特定的力,使得镜面上产生象散,并记录分析结果;然后,通过计量卸荷支撑,将这组力通过施力单元加载到镜体上,测量镜体实际的面形变化,将实测结果与分析结果进行对比,从而对镜体数学模型的精度给出定量的评估,通过这种方式,成功的验证了数学模型的有效性。

#### 3.2.3.2 0g 环境面形检测法

除了以上通过对数学模型验证的方式来保证卸荷支撑的精度外,还可以采用多姿态面形检测法,获得镜面在 0g 状态下的面形检测结果,与卸荷支撑状态下面形检测结果进行对比,从而对计量卸荷支撑的卸荷精度进行定量的评估。

首先检测反射镜在不同姿态下的面形变化,再利用插值或评估算法预测反射镜的无重力工况下的面形。目前,世界上许多知名的研究机构,如美国喷气动力实验室(JPL)、Tinsly 实验室和国内长春光机所等,基本都采用这一方式。

图 27 展示了美国喷气动力实验室为获得 0g 面形而采取的悬挂翻转检测方案,获得了 5.7 nm (rms 值) 的 0g 面形精度<sup>[49]</sup>,使得研究人员对反射镜在轨面形精度有了确切地了解;图 28 展示了 Tinsly 研制 JWST 使用的翻转检测方案,同样采用了离线检测的方式预测了镜体的无重力面形<sup>[50]</sup>。

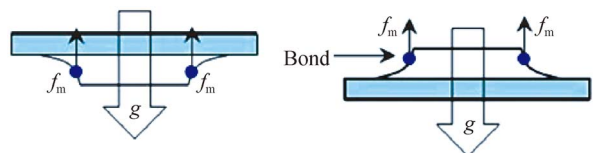


图 27 JPL 实验室 0g 面形检测方案

Fig. 27 0g testing for mirror in JPL

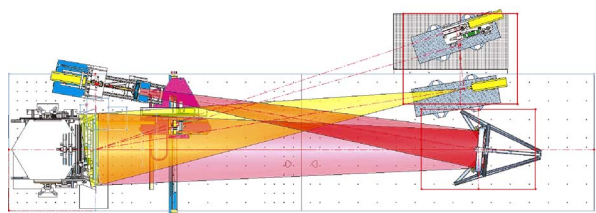


图 28 JWST 镜片离线检测方案

Fig. 28 Testing for JWST segment mirror

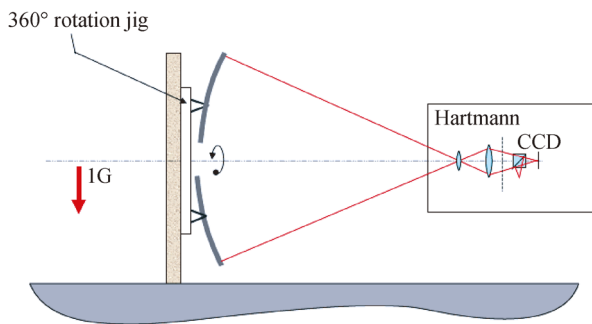


图 29 SPICA 主镜加工过程中的 0g 测试

Fig. 29 0g verification during SPICA PM polishing

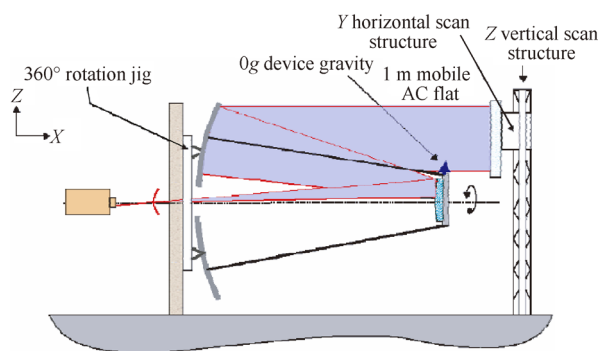


图 30 SPICA 相机系统 0g 性能测试

Fig. 30 0g configuration for the telescope testing

这种方法虽然原理简单,但在翻转大口径反射镜的过程中,镜体存在较大的操作风险,需要设计专门的翻转工装。比如 SPICA 相机的主镜(3.2 m 口径),在研制过程中,为了验证卸荷精度,专门设计了大型的翻转工装,来预测 0g 状态下的面形,图 29 为镜面加工过程中的 0g 验证方

案<sup>[51]</sup>,在相机集成完毕后,还设计了针对系统级的 0g 性能测试试验,如图 30 所示。

## 6 结 论

与欧美相比,我国在空间遥感器的设计研发方面起步较晚,特别是在大口径空间反射镜镜体及其支撑结构设计方面,实力相对较弱,随着国际空间探索掀起的新一轮热潮,多个大口径空间望远镜项目陆续立项启动,我国在这一领域的差距将进一步增大,因此开展大口径空间望远镜研制的的需求日益迫切<sup>[52]</sup>。

空间望远镜的技术难度与经济成本极大程度上取决于主镜的口径与结构形式<sup>[18]</sup>,从 HST 到 JWST 再到 ATLAST-8 m 项目,近 40 年的研制历程,以及随着重型运载火箭的发展,单块式主镜凭借其支撑技术的可靠性与经济性,又逐渐成为超口径望远镜的首选,尤其可喜的是,经过近 10 年的努力,我国已经成功研制了地基口径 4 m 量级的单体 SiC 镜坯<sup>[53-54]</sup>,并成功应用于地基大口径望远镜的研制中,因此,开展口径 4 m 量级空间反射镜的研制已经越发现实与紧迫。

计量卸荷支撑技术是单块式大口径空间反射镜研制过程中必须要攻克的一项核心难题,本文对计量卸荷支撑研制中的关键技术进行了总结,并对当前各关键技术的解决途径进行了调研与分析,期望对我国空间大口径单体反射镜的研制提供借鉴意义。

## 参考文献:

- [1] KENDRICK S, STAHL H P. Large aperture space telescope mirror fabrication trades [J]. *Proceedings of SPIE*, 2008, 7010:70102G.
- [2] EGERMAN R, MATTEWS G, WYNN J. The current and future state-of-the-art glass optics for space-based astronomical observatories[R]. US: ITT Corporations.
- [3] STAHL H P. Optics needs for future space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2003, 5180:1-5.
- [4] STAHL H P. Development of lightweight mirror technology for the next generation space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2001, 4451:1-4.
- [5] 张学军,樊延超,鲍赫,等. 超大口径空间光学遥感器的应用与发展 [J]. *光学 精密工程*, 2016, 24(11): 2613-2626.
- [6] 杨会生,张学军,李志来,等. 径分体超大口径空间遥感器技术及其发展 [J]. *光学 精密工程*, 2018, 26(6):1288-1299.
- [7] ROBERT A B. The role of scientists in developing Hubble Space Telescope [J]. *Proceedings of*

- SPIE, 1984, 493:19-21.
- [8] LINCOLN L E. The Hubble Space Telescope mission, history, and systems [J]. *Proceedings of SPIE*, 1990, 1358:422-441.
- [9] PHILLIP S. An overview of the James Webb Space Telescope (JWST) Project [J]. *Proceedings of SPIE*, 2005, 5899:58990P.
- [10] STAHL H P. JWST mirror technology development results [J]. *Proceedings of SPIE*, 2007, 6671:667102.
- [11] JONATHAN P G, JOHN C M, MARK C, *et al.*. Science with James Webb Space Telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2006, 6265:62650N.
- [12] MATTHEW A G, LESLYE A B, STUART D G, *et al.*. The james webb space telescope integrated science instrument module [J]. *Proceedings of SPIE*, 2006, 6265:626513.
- [13] KENDRICK S. Monolithic versus segmented primary mirror concepts for space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2009, 7426:74260O.
- [14] NEIN M E, LAWRENCE J F. Monolithic vs. deployable primary mirror trade considerations for the next generation space telescope [R]. US: NASA, 2002.
- [15] STAHL H P. JWST mirror technology development lessons learned [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7796:779604.
- [16] ALLEN L, ANGEL R, MANGUS D, *et al.*. The hubble space telescope optical systems failure report [J]. US: NASA, 1990.
- [17] FEINGER L D, GEITHNER P H. Applying HST lessons learned to JWST [J]. *Proceedings of SPIE*, 2008, 7010:70100N.
- [18] 李宗轩,金光,张雷,等. 3.5 m 口径空间望远镜单块式主镜技术展望 [J]. *中国光学*, 2014, 7(4): 532-541.
- LI Z X, JIN G, ZHANG L, *et al.*. Overview and outlook of monolithic primary mirror of spaceborne telescope with 3.5 m aperture [J]. *Chinese Optics*, 2014, 7(4):532-541. (in Chinese)
- [19] MICHAEL H K. Metrology mount development and verification for a large spaceborne mirror [J]. *Proceedings of SPIE*, 1982, 332:439-445.
- [20] 何煦,杨雪,李颀,等. 大口径空间光学望远镜重力卸载点布局优化方法 [J]. *光学精密工程*, 2018, 26(11):2764-2775.
- HE X, YANG X, LI Y, *et al.*. Gravity compensation optimization algorithm for large aperture spatial optical telescope [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(11):2764-2775. (in Chinese)
- [21] DANIEL J M, TERENCE A F. Design and fabrication of the NASA 2.4-meter space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 1982, 330:139-143.
- [22] MONTAGNINO L A. Test and evaluation of the Hubble Space Telescope 2.4-meter primary mirror [J]. *Proceedings of SPIE*, 1985, 571:182-190.
- [23] YODER J P R. *Opto-Mechanical Systems Design* [M]. 3<sup>rd</sup> ed. US:SPIE Press, 2006.
- [24] ALDRING G, AKERLOF G, AMANULLAH R, *et al.*. Overview of the SuperNova/Acceleration Probe(SNAP) [J]. *Proceedings of SPIE*, 2002, 4835:146-158.
- [25] MICHAEL J S, MICHAEL L L, GREG A, *et al.*. SNAP Telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2004, 5487:1473-1484.
- [26] LAMPTON M, SHOLL M, KRIM M. SNAP telescope: an update [J]. *Proceedings of SPIE*, 2004, 5166:113-123.
- [27] BESUNER R W, CHOW K P, KENDRICK S E. Selective reinforcement of a 2 m-class lightweight mirror for horizontal beam optical testing [J]. *Proceedings of SPIE*, 2008, 7018:701816.
- [28] SHINJI M, YASUHIRO K, SHIN-ICHIRO, *et al.*. Precision pointing control for SPICA: risk mitigation phase study [J]. *Proceedings of SPIE*, 2014, 9143:914347.
- [29] TAKAO N, HAROSHI S, TAKASHI O, *et al.*. The next-generation infrared astronomy mission SPICA under the new framework [J]. *Proceedings of SPIE*, 2014, 9143:914311.
- [30] OGAWA H, NAKAGAWA T, MATSUHARA K, *et al.*. New cryogenic system of the next-generation infrared astronomy mission SPICA [J]. *Proceedings of SPIE*, 2016, 9904:99042H.
- [31] WEST S C, BAILEY S H, BAUMAN S. A space imaging concept based on a 4 m structured spuncast borosilicate monolithic primary mirror [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7731:77311O.
- [32] MARC P. Science with an 8-meter to 16-meter optical/UV space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2008, 7010:701021.
- [33] STAHL H P. Design study of 8 meter monolithic mirror UV/optical space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2008, 7010:701022.

- [34] WILLIAM R O, FEINBERG L D, PURVES L R. ATLAST-9. 2 m: a large-aperture deployable space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7731:77312M.
- [35] ARGABRIGHT V, ARNOLD B, ARONSTEIN D. Advanced Technology Large-Aperture Space Telescope(ATLAST): a technology roadmap for the next decade [R]. US: NASA, 2009.
- [36] HYDE T, POSTMAN M. Technology development project plan for the Advanced Technology Large Aperture Space Telescope (ATLAST), a roadmap for UVIOR Technology, 2010-2020[R]. US: NASA, 2009.
- [37] HULL T, HARTMAN P, R CLARKSON A. Lightweight high-performance 1-4 meter class spaceborne mirrors; emerging technology for demanding spaceborne requirement [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7739:77390C.
- [38] NELSON J, LUBLINER J, Mast T, *et al.*. Telescope mirror supports: plate deflections on point supports [J] *SPIE*, 1982, 332:212-218.
- [39] KAERCHER J, EISENTRACGER P, S M. Mechanical principles of large mirror supports [J]. *Proceedings of SPIE*, 2010, 7733:77332O.
- [40] GREGORY J M, VICTOR L, GENBERG, KEITH B D, *et al.*. Design optimization of actuator layouts of adaptive optics using a genetic algorithm [J]. *Proceedings of SPIE*, 2015, 5877:58770L.
- [41] 苏定强, 崔向群. 主动光学——新一代大望远镜的关键技术 [J]. *天文学进展*, 1999, 17(1):1-14.  
SU D Q, CUI X Q. Active optics—key technology of the new generation telescope [J]. *Progress in astronomy*, 1999, 17(1):1-14. (in Chinese)
- [42] 兰斌, 吴小霞, 杨洪波, 等. 广义最小二乘法在主动光学模式定标中的应用 [J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(6):0617001.  
LAN B, WU X X, YANG H B, *et al.*. Application of generalized least squares method in the calibration of active optics mode [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(6):0617001. (in Chinese)
- [43] 马永杰, 云文霞. 遗传算法研究进展 [J]. *计算机应用研究*, 2012, 29(4):1201-1210.  
MA Y J, YUN W X. Research progress of genetic algorithm [J]. *Application Research of Computers*, 2012, 29(4):1201-1210. (in Chinese)
- [44] 段黎明, 杨尚明, 张霞, 等. 基于遗传算法的三角网格折叠简化 [J]. *光学 精密工程*, 2018, 26(6):1489-1496.  
DUAN L M, YANG SH M, ZHANG X, *et al.*. Collapsing simplification of triangular mesh based on genetic algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(6):1489-1496. (in Chinese)
- [45] 王克军. 天基大口径反射镜轻量化设计及复合支撑技术研究 [D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2016:96-100.  
WANG K J. *Research on the Lightweight Design and Compound Support of the Large-aperture Mirror for Space-Based Telescope* [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, 2016:96-100. (in Chinese)
- [46] 朱熠, 陈涛, 王建立, 等. 1.23 m SiC 主镜的本征模式主动光学校正 [J]. *光学 精密工程*, 2017, 25(10):2552-2564.  
ZHU Y, CHEN T, WANG J L, *et al.*. Active correction of 1.23 m SiC mirror using bending mode [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(10):2552-2564. (in Chinese)
- [47] BABISH R C, RIGBY R R. Optical fabrication of a 60-inch mirror [J]. *Proceedings of SPIE*, 1979, 183:105-108.
- [48] MONTAGNINO L A, ARNOLD R, CHADWICK D, *et al.*. Test and evaluation of a 60-inch test mirror [J]. *Proceedings of SPIE*, 1979, 183:109-113.
- [49] EE Bloemhof, JC Lam, VA Feria, *et al.*. Extracting the zero-gravity surface figure of a mirror through multiple clockings in a flightlike hexapod mount [J]. *Applied Optics*, 2009, 48(21):4239-4245.
- [50] COLE G C, GARFIELD R, PETERSA T, *et al.*. An overview of optical fabrication of the JWST mirror segments at Tinsley [J]. *Proceedings of SPIE*, 2006, 6265:62650V.
- [51] CASTEL D, SEIN E, LOPEZ S, *et al.*. The 3.2m all SiC telescope for SPICA [J]. *Proceedings of SPIE*, 2012, 8450:84502P.
- [52] 张博文, 王小勇, 赵野, 等. 天基大口径反射镜支撑技术的发展 [J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(11):1113001.  
ZHANG B W, WANG X Y, ZHAO Y, *et al.*. Progress of support technique of space-based large aperture mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(11):1113001. (in Chinese)

[53] 吴小霞,李剑锋,宋淑梅,等. 4 m SiC 主镜的主动支撑系统 [J]. 光学精密工程, 2014, 22(9): 2451-2457.

WU X X, LI J F, SONG SH M, *et al.*. Active support system for 4 m SiC lightweight primary mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(9): 2451-2457. (in Chinese)

[54] 魏梦琦,吴小霞,高则超,等. 4 m SiC 主镜硬点定位机构指标性能测试 [J]. 红外与激光工程, 2019, 48(4):0418004.

WEI M Q, WU X X, GAO Z CH, *et al.*. Performance analysis of hardpoint positioning mechanism for 4 m SiC primary mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(4):0418004. (in Chinese)

#### 作者简介:



董得义(1979—),男,天津人,博士,研究员,2002年、2005年、2012年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事空间光学遥感器有限元分析、结构优化设计、力学试验等方面的研究。E-mail: s200201029@163.com

#### 通讯作者:



胡海飞(1984—),男,江西瑞金人,博士研究生,助理研究员,2007年于华中科技大学获得学士学位,2010年于大连理工大学获得硕士学位,主要从事原位光学检测支撑系统设计、光机结构集成分析和优化设计等方面的研究。E-mail: huhf@ciomp.ac.cn



庞新源(1989—),男,汉族,吉林集安人,研究实习员,2012年、2014年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事空间光学遥感器结构技术及精密机械方面的研究。E-mail: pangxyciomp@sina.com