

空间望远镜成像镜调焦机构 改进设计与分析^{*}

岳建如 关富玲 杨玉龙

(浙江大学建筑工程学院 杭州 310027)

摘 要

根据已有的研究工作,对成像镜调焦机构系统做了进一步改进,并对模型进行了环境影响分析和考虑接触时的受力分析.文中详细给出了设计的基本原理及设计方法,该机构通过电机驱动丝杠完成对成像镜的移动.由接触分析结果可以看出,考虑接触约束时所计算得到的结果比较符合实际情况,结构的强度满足要求.

关键词 空间太阳望远镜; 调焦机构; 空间环境; 接触分析

1 引言

由于空间太阳望远镜所处的空间环境非常恶劣(温度、真空冷焊、微重力等),望远镜的成像很容易产生干扰,同时为了满足不同工作波段的成像要求,本文设计一成像镜调焦机构,以满足成像清晰的需要.它是在以前工作的基础上进一步改进而设计的.

本文中的调焦机构设计调焦范围为 200 mm,系统的直线精度、定位精度、材料性能、结构可靠性和刚度等方面的要求都很高,机构设计限定在一个筒内,系统的质量和体积都有一定限制.目前国内在这方面的研究不多,而且大部分的设计都是在地面上应用的结构,应用到空间环境的结构和材料设计尚属首次.

国外文献多为对大型空间望远镜机械性能的研究,如文献 [13] 利用有限元和模糊设计方法对大型空间望远镜的动力学性能进行了模拟.文献 [6] 讨论了可折叠空间望远镜设计.文献 [2] 对下一代空间望远镜的设计,从材料的选取、结构的设计、温度控制设计和光学设计几个方面进行了综述等.对于其调焦机构设计,由于涉及尖端军事机密,国外相关文献报道非常少.

本文根据调焦机构的基本设计要求和先前的设计分析的结果^[6],对模型进行了改进设计,并对其进行了环境影响分析和接触分析^{**}.

2 改进模型设计

根据机构的静力分析可以看出,结构在发射荷载下的受力和外筒的存在与否关系不大,连接外筒和法兰盘之间的螺钉强度也足够大,所以在改进的模型分析中,无需考虑外

^{*} 国家自然科学基金资助项目 (69982009)

2002-07-25 收到原稿, 2003-01-20 收到修定稿

^{**} 岳建如. 空间可动结构设计与控制分析. 浙江大学博士学位论文, 2002

筒的作用,把模型做进一步的简化.另外,整个机构的薄弱环节主要在丝杠与电机的 90° 转向联接轴的联接点和丝杠支座等位置处,所以对改进模型进行计算时,主要考虑关键点处的受力.

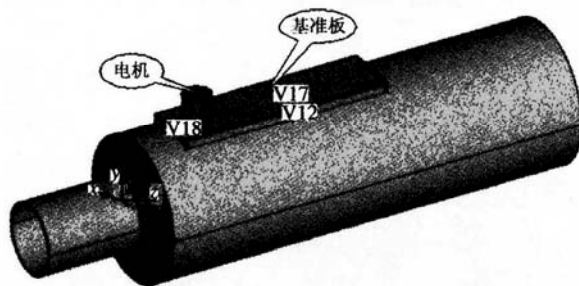


图 1 修正后调焦机构整体示意图

Fig.1 An illustration of modified adjustment mechanism

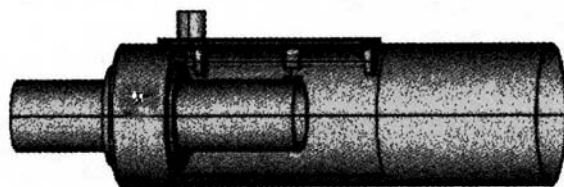


图 2 修正后调焦机构整体示意图 (局部剖切)

Fig.2 Same as Fig.1, partially cut open

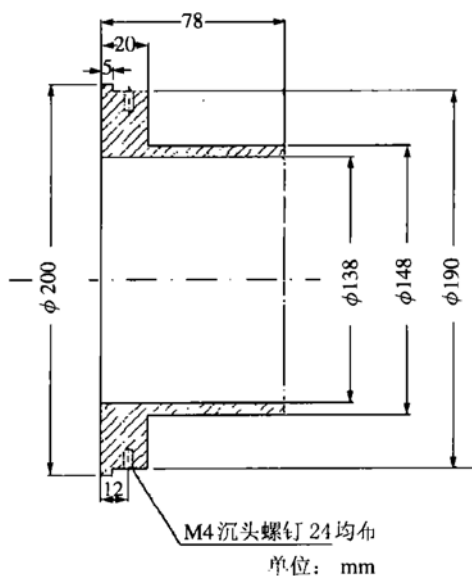


图 3 法兰盘设计图

Fig.3 The flange

改进模型和已有的模型相类似,丝杠移到了后筒的内部,丝杠的位置也向后移动了 50 mm (由于直线轴承直径的限制),这也就要求内筒的长度增大 50 mm,基本设计如图 1 和图 2 所示.改进后的模型各构件尺寸都作了合理调整,还需要采用适合于空间应用的材料.

其中,法兰盘和基准板的设计是需要着重考虑的.图 3 中给出了法兰盘的基本设计图,其厚度与先前的模型相比较更加合理,在前面的模型中法兰盘筒壁的厚度比较厚,经过受力分析后发现其筒壁完全可以变得薄一些,仍可以满足刚度和强度的要求,从而可以减轻其重量.

图 4 给出了基准板基本构造图,由图中可以看出,基准板和丝杠轴承座连接成一整体,轴承座之间有两条加强肋,一方

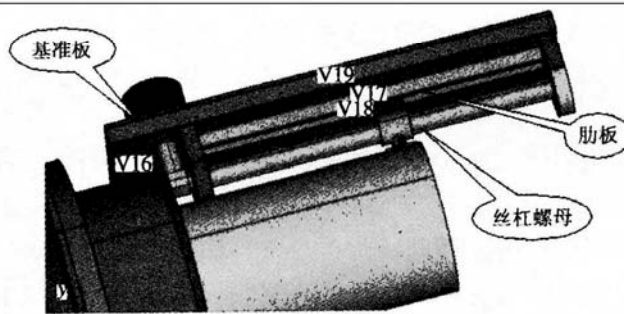


图 4 基准板基本构造示意图

Fig.4 The benchmark member

面可以增强基准板的整体刚度, 另一方面防止丝杠螺母在移动过程中发生转动。

3 环境影响分析

卫星和宇宙飞船等空间飞行物在太空中工作的环境非常苛刻, 而且随着飞行高度的变化, 空间环境中存在的各种影响也在变化。为了研究方便, 根据不同的飞行轨道高度中存在的因素的不同, 把飞行轨道高度分为 3 个级别: 低地球轨道环境 LEO (Low Earth Orbits), 中地球轨道环境 MEO (Medium Earth Orbit) 和地球同步轨道环境 GEO (Geosynchronous Earth Orbits)。另外, 有些研究中把轨道环境划分得更多一些, 或者规定的轨道高度不一样, 这些都与具体研究的目的有关。

在不同的轨道高度, 所需要考虑的环境影响因素也有些不一样。

(1) LEO 轨道环境所需要考虑的主要影响因素: 原子氧, 微陨石, 碎片, 紫外辐射, 热循环。

(2) MEO 轨道环境所需要考虑的主要影响因素: Van Allen 辐射, 紫外辐射, 微陨石, 碎片。

(3) GEO 轨道环境所需要考虑的主要影响因素: 太阳耀斑质子, 飞行器带电, 紫外辐射, 微陨石, 碎片。

环境影响分析的目的就是为了确定材料的选择, 根据每一种环境影响因素对机构设计的影响, 可以初步确定空间可动机构构件在材料选择中的一些原则。

(1) 相互接触的可动部件之间尽量选择不同的材料, 选择材料时一方面要考虑真空冷焊问题, 另一方面还要考虑到材料的耐久性和耐磨性。在材料的表面涂敷一层专用薄膜, 除了防止材料的真空冷焊, 同时还可以提高材料的耐磨性和耐久性。

(2) 可动部件材料选择时要看构件所处的环境, 如果此构件处于航天器外部, 直接与外界环境相接触, 则材料选择时需要考虑温度的影响、原子氧的影响、离子射线的影响和空间碎片的影响等方面, 根据航天器工作运行的轨道来确定环境影响因素的影响系数大小。如果可动部件位于航天器内部, 不直接与外界环境相接触, 则主要应该考虑可动部件的真空冷焊、耐磨性和耐久性问题。

(3) 材料的选择同时需要考虑力学环境的影响, 它决定了材料的强度和刚度, 同时结

合具体设计的要求(总质量和体积的要求)来选择材料的类型。

(4) 步进电机的功率和材料的选择要考虑空间环境的影响,以保证其在空间运行的可靠性。

下面提供调焦机构中的一些关键部件的材料选择方案。对于滚珠轴承,可以通过内外圈滚道圈和在轴承球上的二硫化钼(MoS_2)溅射膜与含钼的聚四氟乙烯(PTFE)轴承复合材料的轴承保持架的组合实现防冷焊的功能,还可以提高轴承的耐磨性和耐久性。对于成像镜内外筒,可以采用 6 层碳纤维和环氧树脂通过对称敷层加工而成,这样制作的筒体有很高的抗弯曲性能和接近于零的热膨胀系数。当机构对电性能的要求很高时,内外筒可以采用 12 层 Kevlar-49/环氧树脂复合而成,这种材料的抗拉强度为 500 MPa,密度为 1.44 g/cm^3 。基准板和轴承座的材料选用碳纤维树脂复合材料 CFRP,其弹性模量为 225 GPa,剪切模量为 175 GPa,热膨胀系数小,隔热、耐烧蚀、耐腐蚀、力学性能高。滚珠丝杠螺母材料可以选用玻璃纤维为基的聚四氟乙烯,这种材料的自润滑性能很好,可以大大降低丝杠和螺母之间的摩擦,但是这种丝杠需要特殊加工而成。中国科学院兰州物理化学研究所研制的聚酰亚胺也是一种很好的自润滑材料,其抗拉强度等性能也优于聚四氟乙烯。

由于调焦机构本身处于整个望远镜系统的内部,所以很多影响因素不需要考虑,但是在机构的表面还需要镀一层二硫化钼(MoS_2)膜以防止真空冷焊的发生。

4 改进模型分析

对改进模型的力学分析主要取其关键部件,建立合理的计算模型,其中丝杠、连接杆件等都选用梁单元,内筒和基准板选择壳单元,其他为实体单元。模型网格划分如图 5 所示,计算时内筒和直线轴承之间的约束考虑为接触关系。

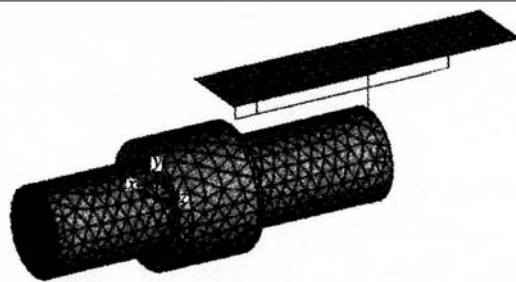


图 5 改进模型计算网格划分

Fig.5 A schematic mesh of modified model using finite element method

计算时考虑结构在推力轴方向要经受 $18g$ 重力加速度和横方向要经受 $10g$ 重力加速度的作用。图 5 中,直线轴承采用不锈钢,丝杠采用 SiCw/Al 材料,密度为 2800 kg/m^3 ,弹性模量为 110 GPa,其他选择碳纤维树脂复合材料 CFRP,密度为 1.9 kg/m^3 ,弹性模量为 225 GPa。结构的总重量约为 7.03 kg (只包括计算部分,不包含外筒)。计算结果见图 6 和图 7。

由图 6 中给出了结构绕 x 轴的转角, 由于考虑了内筒和直线轴承之间的约束关系, 使得计算所得到的转角比较大, 也比较符合实际情况. 最大变形点一般发生在内筒与竖向连接杆的交点处和基准板与连接杆件的交点处. 由图 7 中可以看出, 结构沿 z 方向的应力最大, 可以达到 20 MPa, 应力最大的点一般分布在内筒与竖向连接杆的交点处和基准板与连接杆件的交点处.

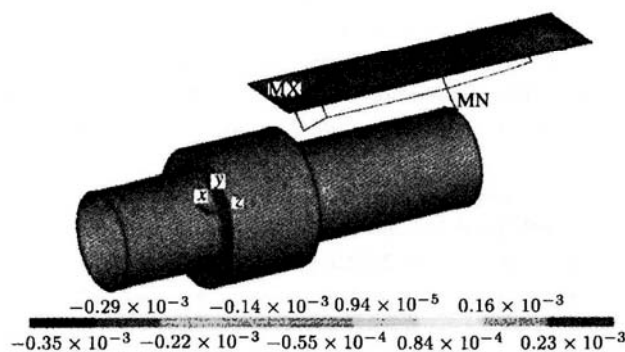
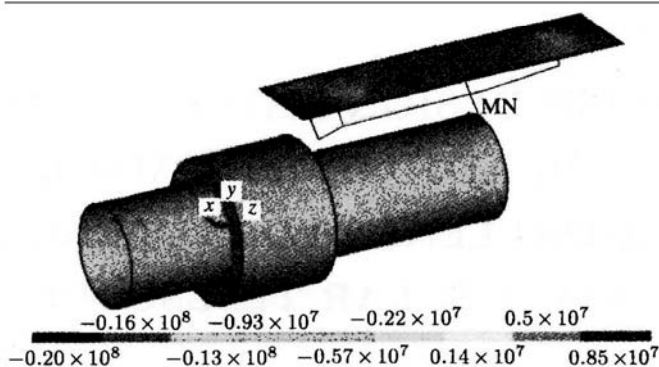
图 6 结构绕 x 轴转角

Fig.6 Rotation angle of structure under outer action

图 7 结构沿 z 方向的应力分布Fig.7 The stress distribution in z direction of structure

5 小结

本文给出了空间太阳望远镜成像镜调焦机构改进设计方案, 机构各构件在材料选择时考虑空间环境的影响, 给出了材料选择原则和方案. 分析了改进模型在发射荷载下的受力, 其中考虑了直线轴承和内筒之间的接触约束关系, 分析结果表明机构改进形式重量轻, 强度高, 尺寸合理, 强度和刚度都满足要求.

以后需要根据改进方案加工实物模型并做相应的环模实验.

参 考 文 献

- [1] Mark S Lake, James E Phelps, Jack E Dyer, David A Caudle, Anthony Tam. A deployable primary mirror for space telescope. *SPIE*, 1999, **3 785**:14—25

- [2] Jacobson D N, Max Nein, Larry Craig, Greg Schunk, John Rakoczy, Dick Cloyd. Design of a large lightweight space telescope optical system for the next generation space telescope. *SPIE*, 1998, **3 356**:74—88
- [3] Jack J Triolo, James B Heaney, Georg Hass. Coating in space environment. *SPIE*, 1977, **121**:46—66
- [4] Xie Lanchang. Design of exact instrument mechanism. Hangzhou: Zhejiang University Press, 1997. in Chinese (解兰昌. 精密仪器仪表结构设计. 杭州: 浙江大学出版社, 1997)
- [5] Gong Zhenbang. Mechanism design of robot. Beijing: Electronic industries Press, 1995. in Chinese (龚振邦. 机器人机械设计. 北京: 电子工业出版社, 1995)
- [6] Stockman H S. Next generation space telescope. Visiting a time when galaxies were young, Space telescope science institute. The Association of Universities for Research in Astronomy, Inc., 1997
- [7] Edward J Haug. Computer aided kinematics and dynamics of mechanical systems. Boston: Allyn and Bacon, 1989
- [8] Franklyn M. Branley. Space telescope. New York: Crowell, 1985
- [9] Yoder Paul R Jr. Opto-mechanical systems design. New York and Basel: Marcel Dekker Inc, 1986
- [10] Wattenbach R, Moritz K. Astronomical shuttle pallet satellite. *Acta Astron.*, 1997, **40**(10):723—732
- [11] Able J F. Structures by Stefan J. Medwadowski. *J. Intern. Ass. Shell Spa. Struc.*, 2000, **41**(134):137—146
- [12] Thijs de Graauw. Space infraed/submm telescopes: Past and Future. *Adv. Space Res.*, 2000, **25**(11):2 145—2 157
- [13] Tamer M Wasfy, Ahmed K Noor. Multibody dynamic simulation of the next generation space telescope using finite elements and fuzzy sets. *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.*, 2000, **190**:803—824

MODIFIED DESIGN AND STRUCTURAL ANALYSIS FOR ADJUSTMENT MECHANISM OF THE IMAGING LENS'S FOCAL LENGTH OF A SPACE SOLAR TELESCOPE

YUE Jianru GUAN Fuling YANG Yulong

(College of Civil Engineering and Architecture, Zhejiang University, Hangzhou 310027)

Abstract

Based on the previous work, a modified model of adjustment mechanism of the imaging lens's focal length of a space solar telescope is designed. Analysis on the environment and contact influence of the modified model are also presented in the paper. The design principle is illustrated in the article. The movement of the image lens is controlled by the step motor and screw. According to the result of the contact analysis, the modified mechanism is workable.

Key words Space solar telescope, Adjustment mechanism of the imaging lens, Space environment, Contact analysis