

引用格式: LI Weiyan, LÜ Qunbo, LIU Yangyang, et al. Thermal Characteristics Analysis and Verification of Primary Supporting Structure for Spaceborne Camera Based on Low Volume SiC/Al Primary Mirror Frame[J]. Acta Photonica Sinica, 2021, 50(4):0412001

李伟艳, 吕群波, 刘扬阳, 等. 基于低体分 SiC/Al 主镜框的空间相机主支撑结构热特性分析与验证[J]. 光子学报, 2021, 50(4): 0412001

基于低体分 SiC/Al 主镜框的空间相机主支撑 结构热特性分析与验证

李伟艳^{1,2}, 吕群波^{1,2,3}, 刘扬阳^{1,2,3}, 谭政^{1,2}, 王建威^{1,2}, 赵娜^{1,2,3}, 裴琳琳^{1,2},
孙建颖^{1,2}, 陈鑫雯^{1,2}

(1 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094)

(2 中国科学院计算光学成像技术重点实验室, 北京 100094)

(3 中国科学院大学, 北京 100094)

摘要: 基于微小卫星平台对高分辨相机的重量约束, 以高分微纳卫星 CX6-02 数字超分辨相机研制为例, 提出一种基于低体分 SiC/Al 主镜框的空间相机主支撑的结构形式, 并开展主镜框一体拓扑优化设计分析和试验验证。Zernike 多项式计算及光机热集成仿真结果验证了低体分 SiC/Al 主镜框作为空间相机主支撑结构的有效性。热光试验数据及在轨成像结果表明, 兼具主支撑功能的低体分 SiC/Al 主镜框的空间相机试验数据与仿真数据基本吻合, 且性能稳定, 可为未来采用低体分 SiC/Al 主镜框作为主支撑的航天相机轻量化设计和研制提供理论与技术参考。

关键词: 微纳卫星; 空间相机; 低体分 SiC/Al; 主镜框; 主支撑; 拓扑优化; 光机热集成仿真

中图分类号: O439

文献标识码: A

doi: 10.3788/gzxb20215004.0412001

Thermal Characteristics Analysis and Verification of Primary Supporting Structure for Spaceborne Camera Based on Low Volume SiC/Al Primary Mirror Frame

LI Weiyan^{1,2}, LÜ Qunbo^{1,2,3}, LIU Yangyang^{1,2,3}, TAN Zheng^{1,2}, WANG Jianwei^{1,2},
ZHAO Na^{1,2,3}, PEI Linlin^{1,2}, SUN Jianying^{1,2}, CHEN Xinwen^{1,2}

(1 Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

(2 Key Laboratory of Computational Optical Imagine Technology, CAS, Beijing 100094, China)

(3 University of the Chinese Academy of Science, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the weight constraint of micro-satellite platform on high resolution camera, taking the digital super-resolution camera of high-resolution micro-nano satellite (CX6-02) as an example, the integrated camera topology optimization design and experimental verification are carried out with primary mirror frame is taken as the primary supporting structure. The Zernike polynomial calculation and opto-mechanical thermal integration simulation are carried out, the results show that the low-volume SiC/Al primary mirror frame is effective as the supporting structure of the spaceborne camera. The thermo-optic

基金项目: 国家自然科学基金(No.61635002)

第一作者: 李伟艳(1981—), 女, 工程师, 博士研究生, 主要研究方向为工程光学。Email: liwy@aircas.ac.cn

导师(通讯作者): 吕群波(1979—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为光谱成像技术。Email: lvqb@aircas.ac.cn

收稿日期: 2020-09-24; 录用日期: 2020-12-08

<http://www.photon.ac.cn>

data and on-orbit imaging results show that the experimental data of the spaceborne camera with the main supporting function of the low-volume SiC/Al primary mirror frame is consistent with the simulation data, and the performance is stable. It can provide a reference for the lightweight design and development of spaceborne cameras based on low-volume SiC/Al in the future.

Key words: Micro-nano satellite; Spaceborne Camera; Low volume SiC/Al; Primary mirror frame; Primary supporting structure; Topology optimization; Thermal/structural/optical integrated

OCIS Codes: 120.4640; 120.6810; 110.2960; 110.4850

0 引言

光学遥感成像是航天遥感成像探测的必需手段,随着应用需求的不断提升和光学成像技术的飞速发展,光学遥感成像的分辨率已经由米级提升到亚米级,使得相机的重量、体积急剧增加,给平台和运载带来很大的挑战^[1-5]。为了降低重量体积,国际上普遍采用各种新型高分辨率成像方法、新型航天复合材料、新型结构形式等,来保证高分辨率相机的可靠性和稳定性,同时大幅缩减重量体积,为基于微小卫星平台实现高分辨率光学遥感成像奠定坚实的基础^[6-9]。在材料应用方面,高体分铝基碳化硅(SiC/Al)作为新型航天复合材料具有高比强度和比刚度、低密度、高导热性等优点,在保证相机性能的前提下,有效降低相机的重量,近年来应用于高分辨航天光学相机,但是高体分SiC/Al密度仍然偏高,对于以重量为强约束的微小卫星平台来说依然无法满足需求;在结构形式方面,目前的空间相机通常采用独立主支撑结构作为其他部组件以及卫星的安装基准,具有高可靠性优点,但是会增加相机的尺寸和重量,不利于轻量化设计^[10-14]。因此,基于特殊复合材料的新型相机结构形式将成为未来空间相机的发展方向。

在目前的空间高分辨率相机中,基于RC结构的同轴反射光学系统最常见,而薄壁式主支撑结构是一种适用于此类光学结构的常用支撑形式,本文基于该类型光机结构,从轻量化设计入手,以高分微纳卫星CX6-02数字超分辨相机为例,采用结构一体化拓扑优化设计方法,提出并实现以低体分SiC/Al材料作为主镜框,同时兼具相机主支撑的一体化结构,简化传统薄壁式主支撑结构形式,大幅缩减体积重量。通过Zernike多项式拟合以及光机热仿真,对比分析主镜框承受热载时的主镜均方根(Root Mean Square, RMS)值以及相机的调制传递函数(Modulation Transfer Function, MTF)值,明确所提结构和材料的有效性。最后,结合CX6-02卫星数字超分辨相机的研制,开展了整机的热光以及在轨成像验证,以证明低体分SiC/Al主镜框作为空间相机主支撑结构的可靠性。

1 空间相机主支撑结构分析

在航天遥感成像探测领域,空间光学相机的应用最为广泛,所采用的光学系统包括同轴透射结构、同轴反射结构以及离轴反射结构,其中,同轴RC结构是高分辨率空间相机中应用最多,技术也最成熟的一种光学结构形式。微小卫星平台技术对载荷的体积重量约束非常严格,基于同轴RC结构的空间相机轻量化设计是满足约束的必由之路。

通常情况下,选择整机质量中占比最大的光机结构进行轻量化处理,能更大程度地降低整机的重量,而对于RC光学系统来说,实现系统轻小型化的关键之一是相机的主支撑结构,空间相机支撑结构是光学组件、焦面组件、卫星平台和其他零部件的安装基准,其形式和材料的选择决定着空间相机的尺寸和重量,同时也决定着相机的整体性能。目前,RC光学系统的主支撑结构主要有支撑杆式、桁架式、薄壁式等几种形式^[15],结构示意如图1所示,其基本特性包括:

1) 支撑杆式主支撑结构的质量轻、形式简单,易于装调和检测,适用于轻量化程度高的同轴空间相机主支撑结构,通常采用3杆式或4杆式支撑,杆式主支撑结构要求支撑杆具有很高的一致性,加工精度严格,且额外的温度控制和杂散光扼制结构加大了结构的复杂程度。

2) 桁架式支撑结构的特点是比刚度高、装配灵活、具有很强的可设计性,普遍适用同轴以及离轴空间相机,但结构设计复杂,对于小口径相机并不适用。

3) 薄壁筒式主支撑结构刚度高、整体结构稳定性好、方便检测和装调且利于温度控制和杂散光的抑制,一般用于对结构稳定性要求很高,而对重量控制较为宽松的支撑结构中,尤其适用于中小口径光学相机。

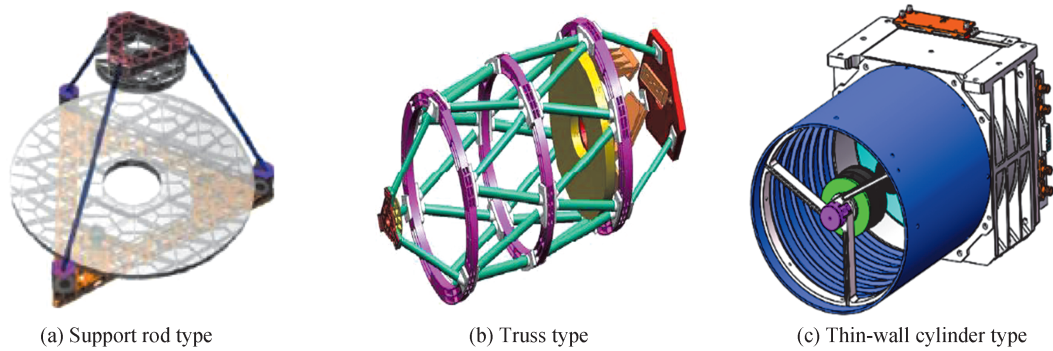


图1 空间相机常用主支撑结构示意图

Fig. 1 Supporting structures used for spaceborne camera

由于薄壁筒式主支撑结构具有良好的温控与杂散光抑制性能,在空间光学相机中的应用比较常见^[15],但是传统的结构形式往往注重稳定性而忽略轻量化,随着新型材料的出现,研究基于新型材料的新型结构形式,既保持稳定性,同时实现轻量化,是此类结构形式空间相机需要解决的主要问题。

本文针对薄壁筒式主支撑结构空间光学相机轻量化需求,以CX6-02卫星数字超分辨相机为例,光学结构示意如图2所示,开展基于低体分主支撑结构轻量化研究和验证,相机设计参数如表1。根据表1的相机基本参数以及器件选型,相机系统焦距达到1 650 mm,有效口径达到300 mm,当采用常规的光机材料和薄壁筒式主支撑结构形式时,实现表1要求的尺寸和重量难度大,必须采用新的设计思路。

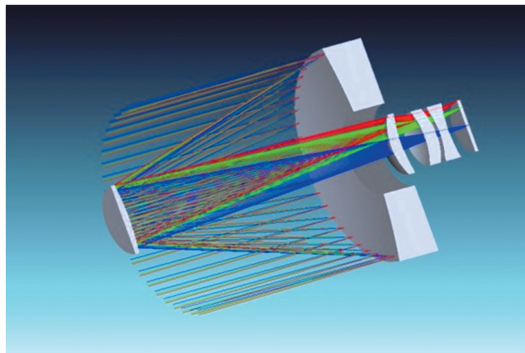


图2 用于验证的光学结构示意图

Fig. 2 Optical structure used for verification

表1 用于验证的光学相机基本参数

Table 1 Spaceborne camera parameters used for verification

Type	Index
Orbit height/km	700
Width/km	≥ 20
Original spatial-resolution/m	2.8
Processed spatial-resolution/m	1.4
Spectral range/nm	450~900
Primary size/mm	300
Weight/kg	≤ 23
Space size/mm	$\leq \phi 400 \times 900$

2 空间相机主支撑结构材料选择分析

在进行空间相机结构设计时,为了实现轻小化目的,首先要开展主支撑结构的材料选择,选择的材料特性直接影响着系统的光学性能、结构和热稳定性。为了保证相机结构刚度和力热性能,材料的选择应重点

考虑其刚度和热稳定性的满足度,并根据相机的成像性能及未来运行环境要求,综合分析两者之间的关系,保证系统在实现轻量化的同时,其光机性能达到最佳状态。

空间相机的结构稳定性主要由材料刚度决定,但是在实际工况下,系统的动态响应也会受到密度的影响,从结构稳定性和轻量化角度考虑,相机的主支撑结构应具有高的弹性模量和低密度值,因此采用比刚度来衡量材料的力学性能,比刚度定义为材料的弹性模量与密度的比值 E/ρ ,值越大刚度越高,可以作为空间相机材料的初始选择方法;此外,材料的热稳定性主要考虑导热系数和热膨胀系数两个物理量,它们决定着系统的热传递以及热弹性性能,尤其在空间相机的工程实践中,高的导热系数和较低的膨胀系数可以减小热梯度,缩小材料达到热平衡的时间。材料的热稳定性可以采用导热系数与热膨胀系数的比值 λ/α 来衡量,值越大热稳定性越好。

选取了四种常用于空间相机的结构材料,属性参数如表2所示,选择主支撑材料首先要满足结构稳定性要求,即满足比刚度要求,然后考虑热性能需求以及综合品质因数 $(E/\rho)(\lambda/\alpha)^{[16]}$,通过比较分析最终确定主支撑结构材料。

表2 空间相机常用材料属性
Table 2 Material properties for spaceborne camera

Material	Density ρ /($\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)	Elastic modulus E /Gpa	Thermal conductivity λ /($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}$)	Coefficient of Thermal expansion/ ($\times 10^{-6}\text{C}^{-1}$)
Al	2.78	70	120	22.7
TC4	4.44	114	6.8	9.2
15%SiC/Al	2.84	97	140	17
4J32	8.1	141	13.9	0.65

根据表2中每个材料的特性,分别计算其比刚度 E/ρ 与热稳定性 λ/α 值,即可得到四种材料的综合品质因数,具体数值如表3所示。

表3 材料品质因数
Table 3 Material Performance factors

Material	Specific stiffness E/ρ	Thermal stability λ/α	Performance factors $(E/\rho)(\lambda/\alpha)$
Al	25.2	5.3	133.6
TC4	25.7	0.7	18
15%SiC/Al	34.2	8.2	280.4
4J32	17.4	21.4	372.4

从表3可以看出,比刚度值15%SiC/Al最大,TC4次之,4J32最小,虽然综合品质因数中4J32最大,但是比刚度较低,且密度高,在轻量化以及力学稳定性指标的约束下,无法达到要求,Al合金比刚度值与TC4相近,但弹性模量相对较小,并不符合主支撑结构高刚度的要求,综合对比TC4与15%SiC/Al热特性以及综合品质因数,可知15%SiC/Al具有优良的比刚度,尤其导热性能良好,力学与热性能均有突出的优势,综合分析最终确定采用低体分SiC/Al作为主镜框主支撑材料。

3 主支撑轻量化拓扑优化建模分析

传统的薄壁筒式主支撑结构通常采用独立支撑结构设计,内连主次镜等独立光学组件,外接探测器等功能性组件,主镜通常采用独立的主镜框支撑,然后安装于薄壁主支撑结构中,该形式结构稳定性高,但主要缺点是重量较重,从轻量化角度考虑,对主支撑结构形式进行了优化设计,直接采用主镜框作为主支撑结构,主镜框除了用于固定 $\Phi 300$ 主镜外,后部采用框架式方形突出法兰支撑探测器组件、前端与碳纤维筒连接支撑次镜组件,同时作为与卫星平台安装连接基准。

进行主镜框初步结构设计,在满足相机力学稳定性要求下,局部留有热控实施位置,为了提高强度和刚度,在关键部位采用加强筋,圆周以及后背留有点胶孔,待主镜安装调节完毕,可点胶辅助支撑,初步结构设计示意如图3所示。

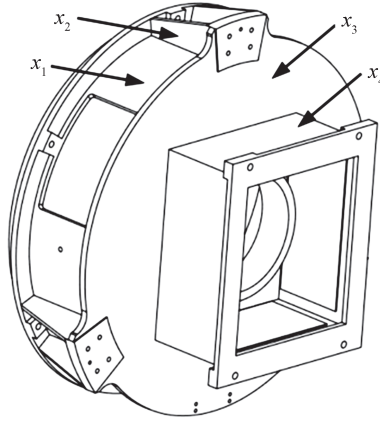


图3 主镜框主支撑结构三维图

Fig. 3 Three-dimensional structure of primary mirror frame

基于满足相机力学稳定性以及各功能条件下的主镜框主支撑初步结构方案,采用变密度拓扑优化方法^[17-18]进行轻量化分析,首先对模型进行有限元网格划分,以有限元模型设计空间为域,设计变量变为域内各个单元相对密度,设计变量的取值范围为 $[0,1]$,常用的一种关系模型为

$$E_i = X^p E_0 \quad (1)$$

式中, E_i 为转换后的弹性模量, E_0 为材料原始弹性模量, X 为相对密度, p 为惩罚因子,取值为3。

优化求解后,单元密度趋向于0或1两个极端,单元密度趋向于1的单元比较重要,应该保留,单元密度趋向于0的单元则对结构性能影响较小,轻量化中可以去除,通过多次迭代求解,得到材料最少且符合其他设计变量要求的结果,实现轻量化目的。

结构优化设计需先确定优化的三要素具体数值,包括设计变量、目标函数和约束条件。对于主镜框的拓扑优化设计,以质量为设计目标,以壁厚和筋厚为设计变量,以频率为约束条件,在保证最终结构刚度的前提下,质量最轻,由此建立有限元离散体的拓扑优化模型为

$$\text{Find: } \mathbf{X} = (x_1, x_2, x_3, x_4)^T \quad (2)$$

$$\text{Minimize: } C(\mathbf{X}) = M_{\text{ass}} \quad (3)$$

$$\text{Subject to: } \begin{cases} 4 \leq x_1 \leq 8 \\ 2 \leq x_2 \leq 8 \\ 1 \leq x_3 \leq 2 \\ 2 \leq x_4 \leq 8 \\ f_0 - f_1 \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中, x 为设计变量, x_1 为圆周壁厚, x_2 为筋厚, x_3 为后背厚度, x_4 为后部方形支撑的壁厚,如图3所示, M_{ass} 为主镜框质量, f_0 为优化前初始低阶频率, f_1 为优化后低阶频率。

经过计算处理得到主镜框的优化结果如图4所示。依据计算得到的优化模型,充分考虑加工工艺等其他因素,确定 x_1 的优化值为6, x_2 的优化值为4, x_3 的优化值为1, x_4 的优化值为6,根据计算可知,在满足刚度以及轻量化要求的前提下,优化后的主镜框质量减小了30%,最终优化后的主镜框结构设计形式如图5所示。

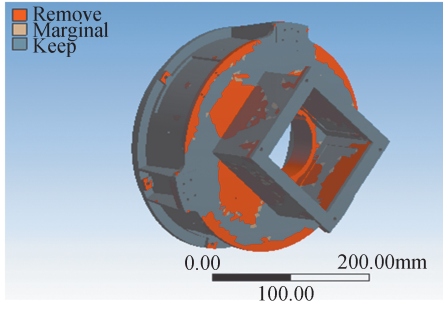


图4 主镜框拓扑优化图

Fig. 4 Topology optimization of primary mirror frame

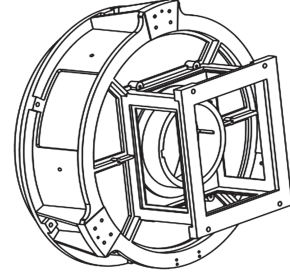


图5 优化后主镜框结构

Fig. 5 Optimized primary mirror frame

4 空间相机光机热仿真分析

优化后的主镜框虽然满足作为主支撑结构所需要的刚度和轻量化要求,但是作为支撑主镜的主镜框,且又通过主镜框对主镜进行热控,其热性能对主镜有着重要影响,进而影响最终的成像质量,需要对其进行热仿真分析。根据光学设计要求,相机在空间实际工作环境下,需要通过主镜框贴敷加热片方式对主镜以及相机进行主动热控,温控范围为 $21 \pm 1^\circ\text{C}$ 。针对优化后的主镜框结构,通过Zernike多项式计算以及光机热集成仿真方法,分别分析基于低体分SiC/Al和基于TC4材料主镜框的热性能对于成像质量的影响,验证所采用材料和优化结构的热稳定性。

由于主镜框热特性对成像质量的影响主要表现为主镜面型RMS值的变化,要分析主镜的RMS变化,首先要得到光学表面变形值,变形通常包含离焦、偏心、倾斜以及面畸变4种形式,其中,前3种主要由结构变形造成,通常被称为刚体位移,而面畸变主要由光学元件内部应力造成,一旦装调完成,其内部再次产生的应力多为热应力。当采用有限元分析方法进行仿真分析时,得到的光学表面节点位移是4种变形综合作用的结果,因此,需要去除刚体位移,并利用最小二乘法求解面畸变,然后采用Zernike多项式拟合,求解出主镜的RMS值^[19-20]。具体求解步骤为:

1) 求解每个节点的表面畸变 $(\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z)$ 值

设有限元中主镜表面光学节点原始坐标为 (x, y, z) ,变形后坐标为 (x', y', z') ,平移量为 (a, b, c) ,倾斜后造成的坐标旋转为 $(\theta_x, \theta_y, \theta_z)$,表面畸变为 $(\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z)$,则满足关系式为

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\theta_z & \theta_y & a \\ \theta_z & 1 & -\theta_x & b \\ -\theta_y & \theta_x & 1 & c \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

对于面型上的每个节点 (x', y', z') 满足

$$\begin{cases} \epsilon_{xi} = x'_i - x_i + \theta_z \times y_i - \theta_y \times z_i - a \\ \epsilon_{yi} = y'_i - y_i + \theta_x \times z_i - \theta_z \times x_i - b \\ \epsilon_{zi} = z'_i - z_i + \theta_y \times x_i - \theta_x \times y_i - c \end{cases} \quad (6)$$

式中, ϵ_{xi} 、 ϵ_{yi} 、 ϵ_{zi} 为每个节点的面畸变。应用最小二乘法求解式(6)中的变量,可得

$$D_i = \sum_{i=1}^n (\epsilon_{xi}^2 + \epsilon_{yi}^2 + \epsilon_{zi}^2) \quad (7)$$

为求得刚体位移,需要建立目标函数,并对未知变量求导使其等于零,可得

$$\frac{\partial D_i}{\partial \theta_x} = \frac{\partial D_i}{\partial \theta_y} = \frac{\partial D_i}{\partial \theta_z} = \frac{\partial D_i}{\partial a} = \frac{\partial D_i}{\partial b} = \frac{\partial D_i}{\partial c} = 0 \quad (8)$$

将有限元分析得到的数据代入式(8),可以计算得到每个点的畸变量 $(\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z)$ 。

2) 求解光学系统的Zernike系数,并进行Zernike多项式拟合

原始坐标点数据归一化后得到的径向坐标为 (x_i, y_i) ,轴向畸变量 ϵ_{zi} ,可得

$$\epsilon_{zi} = \sum_{j=1}^m \lambda_j Z_j(x_i, y_i) \quad (9)$$

式中, $Z_j(x_i, y_i)$ 表示每个节点处 Zernike 项的值, λ_j 为 Zernike 系数, 将所有数据代入, 可得

$$Z\lambda = \epsilon \quad (10)$$

式中, Z 是 $m \times n$ 的系数矩阵, λ 为待求解 Zernike 系数向量, ϵ 为 ϵ_{zi} 构成的向量, 由于 $m > n$, 所以式(10)为超定方程, 不存在确定解, 只有满足式(11)约束的最优解, 即

$$\|\Delta\|^2 = \min \|Z\lambda - \epsilon\|^2 \quad (11)$$

求解此方程时, 可以将系数矩阵 Z 分解为一个正交矩阵和一个上三角矩阵 R 的乘积, 采用 Householder 典型正交方法变换后可得上三角矩阵形式为

$$Z_n = QZ = H_n H_{n-1} \cdots H_1 Z = \begin{pmatrix} R \\ O \end{pmatrix} \quad (12)$$

在式(10)等式两边同时左乘 Householder 矩阵 Q , 设

$$Q\epsilon = \begin{pmatrix} c_{n-1} \\ d_{m-n \times 1} \end{pmatrix} \quad (13)$$

结合式(11)可得

$$Q\Delta = \begin{pmatrix} R \\ O \end{pmatrix} \lambda - Q\epsilon = \begin{pmatrix} R \\ O \end{pmatrix} \lambda - \begin{pmatrix} c \\ d \end{pmatrix} \quad (14)$$

$$\|\Delta\|^2 = \min (\|R\lambda - c\|^2 - \|d\|^2) \quad (15)$$

利用最小二乘法直接求解 $R\lambda = c$, 即可求得 Zernike 系数, 带入光学设计软件 Zemax 中, 即可得到镜面的 RMS 值。

根据光学设计要求, 为了保证最终的成像质量, 主镜镜面面形 $RMS < \lambda/50$ ($\lambda = 632.8 \text{ nm}$)。当主镜框组件施加 $21^\circ\text{C} \pm 1^\circ\text{C}$ 热载时, 分别计算得到主镜框为 TC4 材料和 SiC/Al 材料时主镜面形 RMS 值, 对应的主镜面形形变图 6~7 所示。

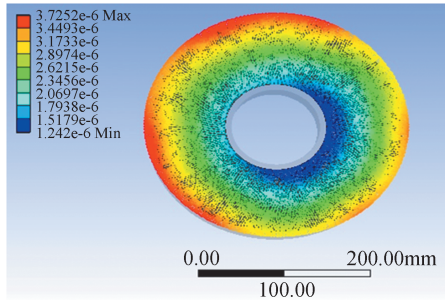


图6 主镜变形图(基于TC4主镜框)

Fig.6 Primary mirror deformation (TC4 primary frame)

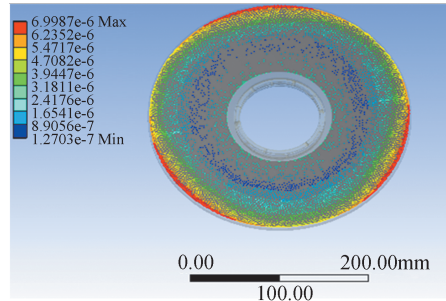


图7 主镜变形图(基于SiC/Al主镜框)

Fig.7 Primary mirror deformation (SiC/Al primary frame)

从图6和图7可以看出, 当主镜框材料为 TC4 时, 主镜面形变化最大值为 6.9987 nm , 通过 Zernike 拟合得到 RMS 值为 4.2 nm , 当主镜框材料为低体分 SiC/Al 时, 主镜面形变化最大值为 3.752 nm , 通过 Zernike 拟合得到 RMS 值为 2.57 nm , 虽然 TC4 主镜框的主镜面型变化较大, 但仍在允许范围以内。

上述分析仅仅是理想情况下的仿真计算结果, 对于实际工作于空间环境中的相机来说, 主支撑结构所受到的热载既来源于内部的热控系统, 同时也来源于外部的空间环境, 对实际工况下的主支撑结构热性能进行仿真分析, 当主镜框为 TC4 材料时, 分析结果如图8所示, 主镜框温度整体有 10°C 的温度梯度; 当主镜框为 SiC/Al 材料时, 分析结果如图9所示, 主镜框温度整体温度梯度在 2°C 左右。

由图8和图9可知, 实际工况下, 两种不同材料主镜框的温度梯度值存在比较大的差异, 该差异反映了主镜的温度梯度差异, 由于主镜温度梯度差异与主镜面型和成像质量直接相关, 利用式(5)~(15)提取主镜

面型数据,并带入Zemax软件,得到的整机MTF如图10与图11所示。

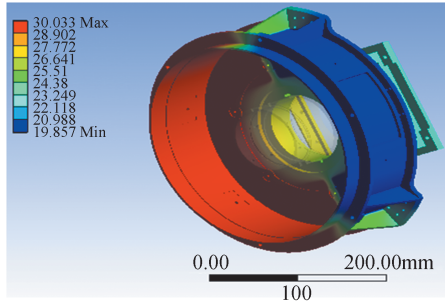


图8 TC4主镜框温度

Fig.8 TC4 primary mirror frame temperature

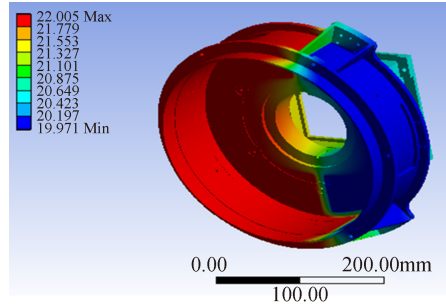


图9 SiC/Al主镜框温度

Fig.9 SiC/Al primary mirror frame temperature

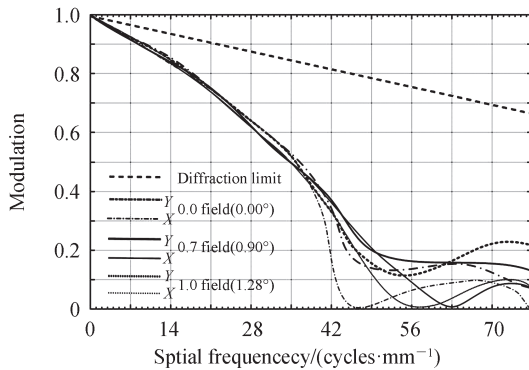


图10 相机MTF(基于TC4主镜框)

Fig.10 Camera MTF (TC4 primary mirror frame)

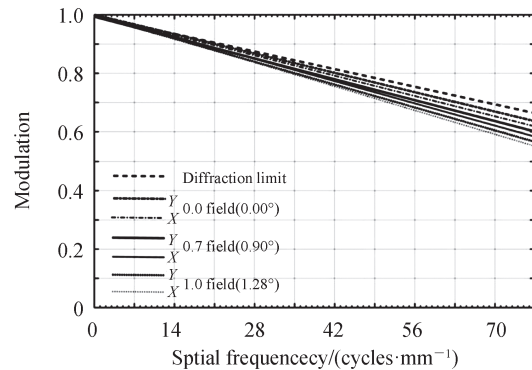


图11 相机MTF(基于SiC/Al主镜框)

Fig.11 Camera MTF (SiC/Al primary mirror frame)

由仿真结果可以看出,当主镜框材料为TC4时,实际工况下相机的MTF完全不符合光学成像要求,而选择SiC/Al作为主镜框材料时,实际工况下相机MTF值稍有变化,仍满足成像要求。

5 试验验证与在轨成像

完成光机热仿真分析后,为了验证设计和仿真分析的有效性,利用研制的相机在模拟空间环境下进行了热光试验,主要测试整机的热光学特性,相机温控温度设置为 $21\pm 1^{\circ}\text{C}$,测试整体温度对成像的影响,由于测温点位置以及星上资源限制,只能在主镜框贴敷3个测温点,通过测量主镜框的局部温度,间接反映主镜的温度状况,并通过光学指标测试相机在模拟空间环境下的成像效果,主镜框测温点如图12所示,试验现场如图13所示。

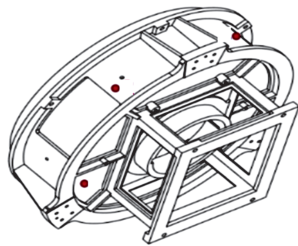


图12 主镜框测温点示意图

Fig.12 Position of main frame temperature measuring point

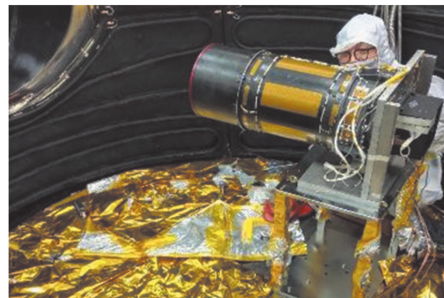


图13 空间相机热光试验

Fig.13 Spaceborne camera thermo-optic experiment

试验过程中获得主镜框的 11 组测温数据,如表 4 所示,最大温差在 1℃以内,由于真空罐无法完全模拟与仿真分析一致的真实的空间环境,同时测温点也无法反映整个主镜框最大温度差异,因此试验测量数据与仿真数据之间稍有不同。试验过程中,对成像分辨率进行测试,采用的分辨率测试靶标为标准的 A4 靶标,根据指标要求应分辨 9 号线对,图 14 为相机装调后在室温环境下获得的分辨率靶标成像结果,可以清晰分辨 14 号线对,通过刃边靶标计算其 MTF 值为 0.128,图 15 为热光试验过程中获得的分辨率靶标成像结果,仍然可以分辨 14 号线对,通过刃边靶标计算其 MTF 值为 0.119,比较可发现,虽然热光试验过程中光学成像指标稍有变化,但仍然满足成像要求,可间接反映设计和仿真结果的有效性。

表 4 热光试验主镜框温度数据

Table 4 Temperature data of primary mirror frame thermo-optic experiment

Measuring point 1	Measuring point 2	Measuring point 3	Average temperature/℃
22.0	21.8	22.2	22.0
21.9	21.6	22.1	21.9
21.8	21.6	22.0	21.8
21.6	21.4	21.9	21.6
21.6	21.4	21.8	21.6
21.1	20.9	21.2	21.1
21.1	20.9	21.3	21.1
21.1	21.0	21.3	21.1
21.3	21.1	21.4	21.3
21.3	21.1	21.5	21.3
21.5	21.3	21.6	21.5

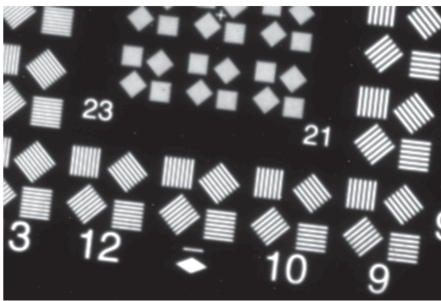


图 14 相机装调后靶标成像
Fig. 14 Target image of camera assembled

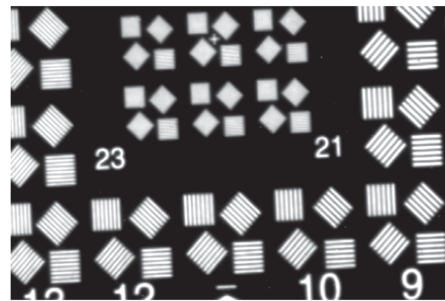


图 15 相机热光试验靶标成像
Fig. 15 Target image of thermo-optic experiment

研制的相机经过地面力热试验后,于 2016 年 12 月搭载发射入轨,经在轨测试,在空间环境、成像像移、大气扰动等因素综合影响下,相机获取的原始图像动态 MTF 值为 0.04,经地面处理后的图像 MTF 达到 0.1,图 16 为相机在轨获得的罗马地区原始图像,像质清晰,满足最终的成像要求,说明相机在实际的空间环境中性能稳定,间接验证了设计和分析的有效性。

6 结论

本文从高分辨率空间相机重量占比较大的主支撑结构入手,基于传统薄壁筒式主支撑结构形式,在材料和结构两方面进行优化,开展相机轻量化设计、仿真和验证,对比分析了不同材料的特性,基于此,以 CX6-02 卫星数字超分辨相机为例,通过拓扑优化设计方法实现了基于主镜框的主支撑结构设计,通过光机热集成仿真分析,对比分析了相同支撑结构下,所选择材料及传统材料的热特性对最终成像的影响。仿真分析结果可以看出,基于低体分 SiC/Al 材料导热系数大,可以快速实现较均匀的热分布,从而实现较好的成像效果,相比较而言,基于 TC4 材料的导热系数小,在实际工况下无法实现对主镜的均匀热控,导致成像像

质急剧下降。最终通过实际的热光试验和在轨成像结果验证了所选择材料和所设计结构的有效性,可为未来空间相机的轻量化设计和实现提供参考。

参考文献

- [1] HAN Changyuan. Study on optical system of high resolution space camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(11): 2164-2172.
韩昌元. 高分辨力空间相机的光学系统研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2164-2172.
- [2] CHEN Yonghe, CHEN Hongda, FU Yutian. Optical design of small-sized camera in visible for micro-satellite[J]. Infrared and Laser Engineering. 2015, 44(7):2087-2092.
陈永和, 陈洪达, 傅雨田. 适用于微小卫星平台的小型可见光相机设计[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(7): 2087-2092.
- [3] HUNT W H. Aluminum metal matrix composites today [J]. Materials Science Forum, 2000, 331: 71-84.
- [4] TAN Jinguo. Research on circumjacent support structure of minitype reflector in space camera[D]. Beijing:University of the Chinese Academy of Science, 2017.
谭进国. 空间相机小型反射镜周边支撑结构研究[D]. 北京:中国科学院大学, 2017.
- [5] HIROSHI S B. ASTRO-F mission [J]. SPIE, 2014, 4850 (2003): 162-169.
- [6] LV Daojun. Research on SiC/Al Composite Machining Technology [J]. Electro-Mechanical Engineering, 2011, 27(5): 29-30.
吕道骏. 铝基碳化硅复合材料加工技术发展研究[J]. 电子机械工程, 2011, 27(5): 29-30.
- [7] LAMARD J L, GAUDIN-DELRIEU C, VALENTINI D, et al. Design of the high resolution optical instrument for the PLEIADES HR earth observation satellites [C]. Proceeding of the Fifth International Conference on Space Optics, Toulouse, France:ICSO, 2004: 149-156.
- [8] GAO Minghui, ZHANG Jun, LI Jinglin, et al. Feasibility analysis of high volume fraction SiC/Al mirror application in space optics[J]. Infrared and Laser Engineering. 2012, 41(7): 1803-1807.
高明辉, 张军, 李景林, 等. 高体份 SiC/Al 反射镜在空间光学应用可行性的分析[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(7): 1803-1807.
- [9] CUI Yan, LI Lifu, LI Jinglin, et al. Study on high volume fraction SiC/Al composites for space-based optomechanical structure applications[J]. Optics and Precision Engineering, 2007, 15 (8): 1175-1180.
崔岩, 李丽富, 李景林, 等. 高体份 SiC/Al 复合材料作为空间光机结构件的应用研究[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1175-1180.
- [10] CHENG Zhifeng, ZHANG Bao, CUI Yan, et al. Application of high volume fraction SiC/Al composites to unmanned airborne photoelectric platforms[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(11): 2820-2827.
程志峰, 张葆, 崔岩, 等. 高体份 SiC/Al 复合材料在无人机载光电稳定平台中的应用[J]. 光学精密工程, 2009, 17(11): 2820-2827.
- [11] LI Chang, HE Xin, CUI Yan. Design and topology optimization of space camera frame fabricated by high volume fraction SiC/Al composite material[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(8): 2526-2531.
李畅, 何欣, 刘强. 高体份 SiC/Al 复合材料空间相机框架的拓扑优化设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(8): 2526-2531.
- [12] LI Xiang, ZHANG Lizhong, JIANG Huilin. Design of primary mirror and support structure of spaceborne laser communication terminal by the use of high-volume fraction SiC/Al[J]. Infrared and Laser Engineering. 2017, 46(12): 1218003
李响, 张立中, 姜会林. 星载激光通信载荷高体份 SiC/Al 主镜及支撑结构设计[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(12): 1218003.
- [13] CHENG Siyang, CAO Qi, BAO Jianxun, et al. Research and development of medium / high volume fraction SiCp/ Al composites[J]. Chinese Optics, 2019, 12(5): 1064-1075.
程思扬, 曹琪, 包建勋, 等. 中高体积分数的 SiCp/ Al 复合材料研究进展[J]. 中国光学, 2019, 12(5): 1064-1075.
- [14] QI Guang, WANG Shuxin, LI Jinglin. Design of high volume fraction SiC / Al composite mirror in space remote sensor [J]. Chinese Optics, 2015, 8(1): 99-106.
齐光, 王书新, 李景林. 空间遥感器高体份 SiC/Al 复合材料反射镜组件设计[J]. 中国光学, 2015, 8(1): 99-106.
- [15] WANG Tailei, ZHANG Lei, JIA Xuezhi, et al. Optimized design of integrated ultra-light main supporting structure for micro-nano remote-sensing camera[J]. Acta Optica Sinica, 2019, 39(7): 0728009.
王泰雷, 张雷, 贾学志, 等. 微纳遥感相机一体式超轻主支撑结构优化设计[J]. Acta Optica Sinica, 2019, 39(7): 0728009.
- [16] REN Jianyue, CHEN Changzheng, HE Bin, et al. Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(12): 2537-2543.
任建岳, 陈长征, 何斌, 等. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12): 2537-2543.

- [17] BENDSOE M P, KIKUCHI N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1998, 71: 197-224
- [18] SHI Yincheng, YAN Huaide, GONG Peng, et al. Topology optimization design method for supporting structures of optical reflective mirrors based on zernike coefficient optimization mode[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(6):0622001.
施胤成, 闫怀德, 宫鹏, 等. 基于 Zernike 系数优化模型的光学反射镜支撑结构拓扑优化设计方法[J]. *光子学报*, 2020, 49(6):0622001.
- [19] XIAO Yang, XU Wendong, ZHAO Chengqiang. Integrated simulation of opto-mechanical system [J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(7): 0722002.
肖阳, 徐文东, 赵成强. 光机系统的一体化仿真分析.[J]. *光学学报*, 2016, 36(7): 0722002.
- [20] YANG Jiawen, HUANG Qiaolin, HAN Youmin. Application and simulation in fitting optical surface with Zernike polynomial [J]. *Spacecr Aftrecovery&Remote Sensing*, 2010, 31(5): 49-55.
杨佳文, 黄巧林, 韩友民. Zernike 多项式在拟合光学表面面形中的应用及仿真[J]. *航天返回与遥感*, 2010, 31(5): 49-55.