

doi: 10.3788/gzxb20124107.0771

空间光学遥感器主镜加工过程中疲劳寿命研究

于善猛, 刘巨, 江帆, 杨近松, 关奉伟, 崔抗

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘 要: 针对空间光学遥感器主镜镜面加工过程中, 磨盘与主镜间磨削动作往复运行引起的主镜柔性支撑结构疲劳寿命问题, 通过建立主镜组件的有限元模型, 利用 MSC. Fatigue 软件按应力-寿命 (S-N) 法对主镜组件进行了疲劳寿命分析, 确定了支撑结构的薄弱部位, 并对仿真过程进行了误差分析, 讨论了影响仿真结果的各个因素. 对比热真空试验和动力学试验前后主镜镜面面型数据, 验证了支撑结构加工、设计参量的合理性. 通过疲劳寿命仿真分析, 可以有效预示光学结构在加工过程中的疲劳情况, 为空间光学遥感器结构的设计、加工提供理论依据和参考.

关键词: 空间光学遥感器; 主镜; 疲劳仿真

中图分类号: V415.5

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2012)07-0771-5

0 引言

随着空间对地遥感技术的发展, 空间光学系统对高准确度光学元件特别是大口径光学元件的需求越来越高^[1], 目前采用的先进光学元件加工技术主要有计算机控制小工具抛光^[2]、计算机控制应力盘抛光^[3]、磁流变抛光^[4]以及离子束辅助沉积^[5]等. 中科院长春光机所为适应大口径光学元件的加工, 结合现有技术条件, 开展了多模式组合加工 (Multimode Combine Manufacturing, MCM) 技术的研究, 该技术达到国内领先水平^[6].

空间光学遥感器主镜的加工一般采用组件组合加工方法, 即在主镜轻量化工作完成后, 将其支撑结构粘接装配, 再对主镜镜面进行磨削与抛光. 在镜面加工过程中, 磨盘与主镜间磨削动作往复运行, 使主镜柔性支撑结构受到交变载荷作用, 加工过程中磨盘对镜面的载荷循环次数达到数十万次, 有可能引起结构的疲劳破坏, 因此有必要对主镜加工过程中各组件进行疲劳寿命分析.

目前国内外对于空间光学遥感器光学结构加工过程中引起的疲劳寿命问题研究甚少, 吴永前、吴时彬等利用有限元法对大型轻质镜加工过程进行静力学分析和计算, 确定了符合面形质量要求的支撑结构^[7]. 余飞、吴清文等基于随机疲劳振动理论, 对随机振动试验中主镜支撑结构的疲劳寿命进行了研究^[8]. 本文利用 MSC. Fatigue 软件按应力-寿命法

对主镜组件进行了疲劳寿命分析, 预示加工过程中结构的薄弱环节.

1 空间光学遥感器主镜组件简介

某空间光学遥感器主镜组件如图 1, 主要由主镜、背板、柔性支撑结构三部分组成. 镜体轻量化处理, 采用背部 6 点支撑结构, 主镜材料为碳化硅, 背板材料为钛合金, 柔性支撑结构包括轴套和柔节两部分: 轴套材料为殷钢, 柔节材料为碳化硅.

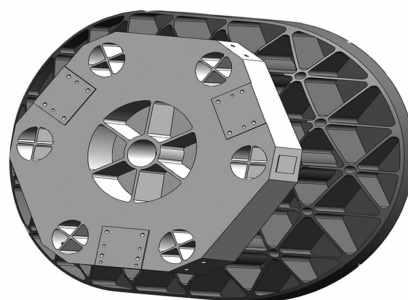


图 1 主镜三维模型简图

Fig. 1 Three dimension model of primary mirror

2 疲劳分析理论

2.1 疲劳寿命预测方法

主镜加工过程载荷循环次数大于 10^6 , 各组件要承受高周疲劳载荷, 其应变相对较小, 可以应用名义应力法来估算其疲劳寿命^[9]. 名义应力法是一种传统的全寿命估算法, 广泛应用于构件的高周疲劳分析. 这种方法对裂纹的萌生和扩展不加以明确的

基金项目: 国家高技术研究发展计划 (No. 2009AA7020107) 资助

第一作者: 于善猛 (1982-), 男, 助理研究员, 硕士, 主要研究方向为空间光学遥感器的热设计及 CAE 研究. Email: yushanmeng@163.com

收稿日期: 2011-11-01; 修回日期: 2011-12-09

区分,能够预测到有较大的损伤或破坏为止的总寿命.

名义应力法以材料的 $S-N$ 曲线为基础,对照构件疲劳危险部位的应力集中系数和名义应力,结合疲劳损伤累积理论,预测构件的疲劳寿命.利用名义应力法计算主镜组件疲劳寿命的流程如图 2.

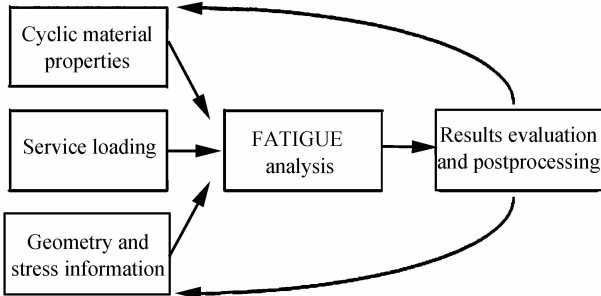


图 2 疲劳估算示意图

Fig. 2 Schematic illustration of fatigue life estimation

2.2 疲劳累积理论

按照 Miner 线性损伤累积理论,主镜组件在整个循环寿命共有 λ 个载荷谱块,假设零件在一个载荷谱块下产生的总损伤为 D_j ,即主镜组件在 K 个应力水平的 S_i 的作用下,其总损伤为

$$D_j = \sum_i^k D_i = \sum_i^k (n_i/N_i) \quad (1)$$

($i=1,2,3,\dots,k, j=1,2,3,\dots,\lambda$)

n_i 是在 S_i 作用下的循环次数,由载荷谱给出; N_i 是在 S_i 作用下循环到破坏的寿命.

总损伤

$$D = \lambda D_j = \lambda \sum_i^k (n_i/N_i) \quad (2)$$

疲劳破坏依据是

$$D = \lambda \sum_i^k (n_i/N_i) = 1 \quad (3)$$

多极循环加载条件下的线性累积损伤理论的计算公式,若每个载荷谱块的当量历程为 L ,则构件的疲劳寿命为

$$S = \lambda L = L/D(\text{km}) \quad (4)$$

利用式(4)结合材料的 $S-N$ 曲线就可以实现疲劳寿命的估算以材料或零部件的疲劳寿命.

3 结构的有限元分析

3.1 主镜组件的有限元模型

主镜组件包含主镜、柔性支撑结构、背板.为了最大程度忠实于几何模型,各构件主要采用八节点的六面体单元划分,个别拐角部分采用五面体楔形单元过度,划分完的组件模型共有节点 84 648 个、单元 44 192 个,有限元模型如图 3,各组件的材料力学属性由各自的生产厂商提供,如表 1.

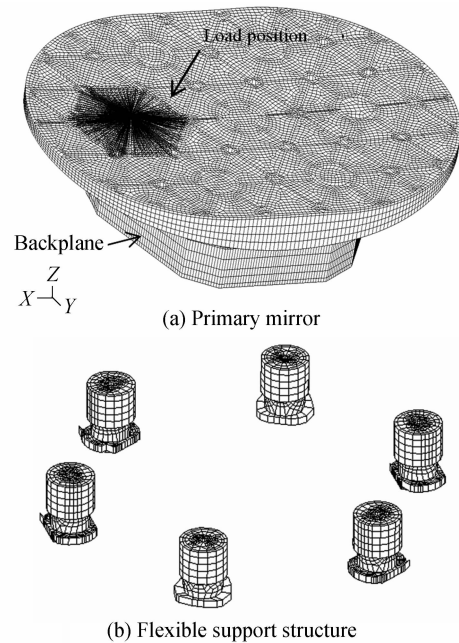


图 3 主镜组件有限元模型示意图

Fig. 3 Finite element model of primary mirror component

表 1 材料属性表

Table 1 Material table

Parts	Material	Density/ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	Elastic modulus/GPa	UTS/ MPa
Support	Invar	8.18	141	470
Backplane	Titanium	4.44	109	895
Mirror	Silicon	3.05	400	1000

3.2 应力分析

针对 MCM 技术加工过程运动模式的特点:工件旋转同时,抛光盘在工件表面特定区域以工件半径方向为基准径向运动、切向运动或者平摆动;以及主镜组件加工参量(见表 2),对主镜组件仿真过程设定约束和载荷工况.

表 2 加工条件参量表

Table 2 Manufacturing condition table

Manufacturing parameter	Value
Mass of millstone	40 kg
Diameter of millstone	$\Phi 100$ mm
Rotation velocity of primary mirror	8 rpm
Diameter of primary mirror	$\Phi 800$ mm
Pole reciprocate movement	12 rpm
Number of load cycle	5 000 000 times

约束:背板分析计算时按主镜组件上背板安装用 6 个螺钉孔全约束处理.柔性支撑结构分别与背板和主镜在对应位置直接连接.

载荷工况:磨盘作用在主镜镜面正上方,载荷包括重力、正压力和径向、切向两方向上的摩擦力.

3.3 应力响应结果

按照上述工况和约束条件,将载荷施加于有限

元模型中利用 Nastran 进行了应力分析,分析结果如图 4 所示应力响应,最大主应力部位位于柔性支撑结构的柔节处,应力值 47.3 MPa,该应力水平相对于其材料屈服强度较小,所以预估其寿命将会相对较长。

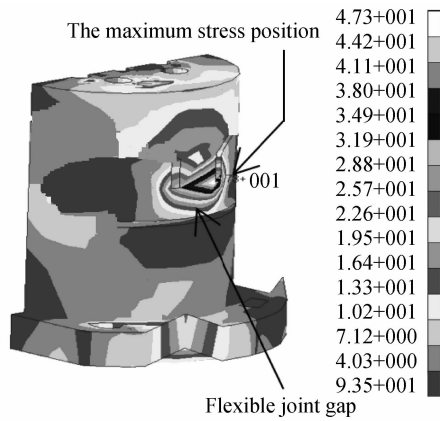


图 4 柔性支撑应力响应云图
Fig. 4 Response picture diagram of supporting structure

4 疲劳寿命计算

4.1 危险区域的确定

根据柔性支撑部位的疲劳强度的计算结果,可以看出柔性支撑的危险区域在“柔节豁口部位”,此处存在较大的交变应力,是整个主镜组件最易发生疲劳破坏的部位,因此以柔性支撑部位为重点研究对象,进行主镜组件的疲劳寿命分析。

4.2 S-N 曲线

在疲劳寿命分析过程中需要输入材料的 S-N 曲线,一般采用实际组件的试验获取 S-N 曲线.在方案的初始阶段无法对实际组件进行试验,此时需要针对实际情况对标准试样的 S-N 曲线进行修正,修正公式如下

$$S_a = \frac{\sigma_a}{K_f} \epsilon \cdot \beta \cdot C_L \quad (5)$$

式中, K_f 为缺口系数; ϵ 为尺寸系数; β 为表面敏感系数; C_L 为载荷类型因子。

在 MSC. Fatigue 软件中,利用材料库中的材料类型及材料手册中的得到的弹性模量 E 、极限拉伸强度 UTS(所用数据如表 4 所示),输入 Fatigue 中的 Pformat 得到 4J32 和 TC4 的 S-N 曲线(图 5)。曲线由 Y 轴截距 SR11、第一段曲线的斜率 b_1 、第二段曲线的斜率 b_2 、弹性模量 E 、屈服强度 σ_s (UTS)等参量构成。

疲劳寿命的分散性比较大,但符合正态分布和双参量威尔分布,因此必须进行统计分析,引入存活率(p)进行处理. P 值应该根据可靠性要求和经济性要求来综合考虑,特别对于航空、航天和原子能工

程中的某些零件,将破坏概率规定的非常低,对于空间光学传感器的柔性支撑环节,将 P 值取为 99.9%^[10]. 给 S-N 曲线一个存活率 P ,得到 P-S-N 曲线。

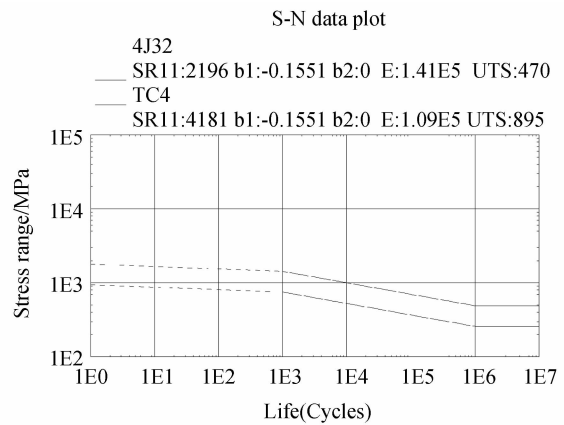


图 5 殷钢和钛合金的 S-N 曲线
Fig. 5 The S-N curve of 4J32 and TC4

4.3 载荷谱

疲劳分析的角度看,载荷谱是对构件进行疲劳寿命的计算必备条件.疲劳计算的结果是否符合事实在相当程度上与载荷谱的是符合事实有很大的关系.因此,确定载荷谱是疲劳寿命计算中最重要的问题之一^[11]. 载荷谱将反映了主镜组件结构的所承受的外部载荷,反应结构疲劳损伤的外部影响因素,是估算结构疲劳寿命的重要基础^[12]. 利用有限元软件对模型进行静力分析,得到的静力分析结果用 MSC. Fatigue,读入静力分析结果和模型后,在软件中由用户定义得到应力谱,载荷历程(如图 6)则是由实际加工情况进行定义,应力谱是通过向其输入载荷一时间历程,由软件自动计算获得。

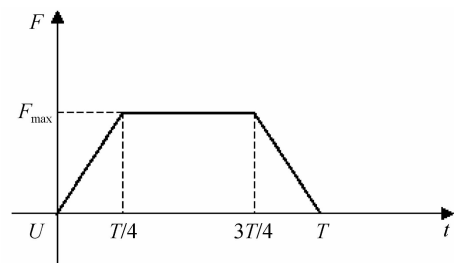


图 6 载荷的循环示意图
Fig. 6 Circulation diagram of load

4.4 疲劳寿命分析结果

按交变载荷的循环规律(图 6)对主镜组件加工过程进行疲劳损伤问题研究,时间 T 为 1 个周期.按失效概率 0.1%,计算得到各组件的疲劳寿命均报告为“cutoff”(如图 7),表明计算寿命结果在寿命曲线有效范围内,未产生疲劳破坏.但通过安全因子图(图 8)可以发现柔性支撑结构的柔节豁口部位安全因子相对较低,此处是组件加工过程中相对薄弱

的部分,此部位可考虑采取表面处理,或改变豁口构型等措施,提高此部位的可靠性。

Node	Damage	Life Repeats	Log Life	Log damage	Log Eq. M
1	0.00	1E20	20	-20	20
2	0.00	1E20	20	-20	20
3	0.00	1E20	20	-20	20
4	0.00	1E20	20	-20	20
5	0.00	1E20	20	-20	20
6	0.00	1E20	20	-20	20
7	0.00	1E20	20	-20	20
8	0.00	1E20	20	-20	20
9	0.00	1E20	20	-20	20
10	0.00	1E20	20	-20	20
11	0.00	1E20	20	-20	20
12	0.00	1E20	20	-20	20
13	0.00	1E20	20	-20	20
14	0.00	1E20	20	-20	20
15	0.00	1E20	20	-20	20
16	0.00	1E20	20	-20	20
17	0.00	1E20	20	-20	20
18	0.00	1E20	20	-20	20
19	0.00	1E20	20	-20	20
20	0.00	1E20	20	-20	20
21	0.00	1E20	20	-20	20
22	0.00	1E20	20	-20	20
23	0.00	1E20	20	-20	20
24	0.00	1E20	20	-20	20
25	0.00	1E20	20	-20	20
26	0.00	1E20	20	-20	20
27	0.00	1E20	20	-20	20
28	0.00	1E20	20	-20	20
29	0.00	1E20	20	-20	20
30	0.00	1E20	20	-20	20

图7 疲劳寿命结果报告

Fig.7 Fatigue life results report

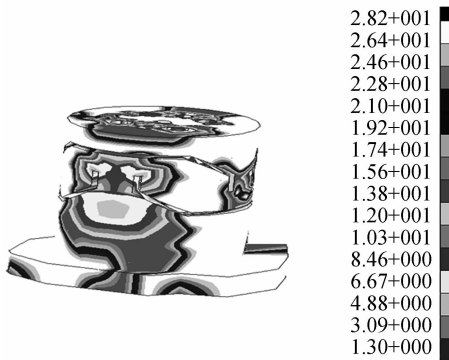


图8 安全因子图

Fig.8 Factor of safety diagram

5 试验验证

5.1 热真空试验

将加工完毕的主镜组件,置于空间环境模拟器中(如图9),进行热真空试验,环境压力: $\leq 1.3 \times 10^{-3}$ Pa;试验温度:高温 50°C ,低温 -10°C ;温度每个循环的高、低温段的温度稳定和保持时间合计都是4h;循环次数:3.5次。

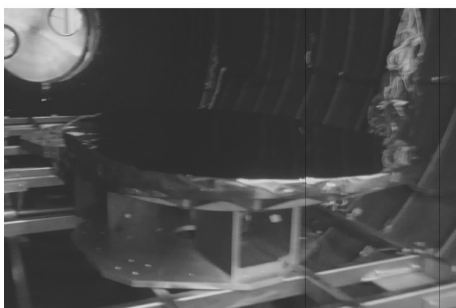


图9 主镜组件热真空试验

Fig.9 Thermal vacuum experiment of primary mirror component

利用ZYGO干涉仪对热真空试验前后反射镜面形检测,测试结果(表3)表明,试验前后主镜面形准确度变化为0.3 nm,主镜柔性支撑结构对温度变化不敏感,在空间应用环境中保持良好的热尺寸稳

定性,完全满足设计指标要求。

表3 热真空试验前后主镜面型对比

Table 3 Comparison of surface figure errors of primary mirror before and after thermal vacuum experiments

Project	RMS/nm		Change RMS/nm	Notes
	Before	After		
Thermal vacuum	14.5	14.2	-0.3	Meet the requirement

5.2 动力学试验

对主镜组件在X、Y、Z 3个方向进行了动力学振动试验,如图10。

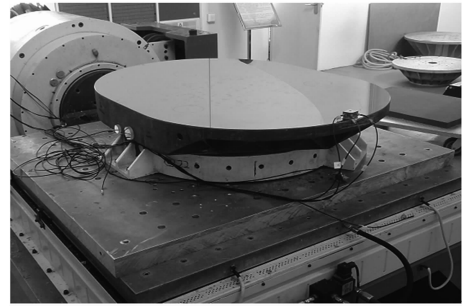


图10 主镜组件振动试验

Fig.10 Dynamic tests of primary mirror component

振动试验前后面型结果对比(如表4所示),说明主镜柔性结构满足支撑动态刚度要求,即主镜组件具有足够高的基频,在发射运载的动力学环境中不与载体发生共振而产生塑性变形和破坏。

表4 振动试验前后主镜面型检测结果对比

Table 4 Comparison of test results of primary mirror before and after vibration experiments

Project	RMS/nm		Change RMS/nm	Notes
	Before	After		
Sine	14.4	14.7	+0.3	Meet the requirement
Random	14.7	14.9	+0.2	Meet the requirement

热真空试验和动力学试验数据表明:主镜支撑结构加工设计合理,加工后未产生较大的损伤或破坏,具备空间环境适应性,满足实际工程需求。

6 误差分析

仿真分析是结构设计的重要手段,对其进行误差分析是十分必要的,仿真过程主要误差源分析如下。

6.1 约束处理及有限元模型

主镜组件背板的固定、背板与柔性支撑间均用螺钉连结,连结刚度由螺钉本身、预紧力、接触表面状态等因素决定。在仿真模型中,模拟螺钉联接用节点直接联接,而将背板的固定孔处节点的自由度全约束,这样可能使分析计算模型的约束较实物模型的约束强,应力的分布也会发生一定变化;有限元建

模过程中,对一些小的轻量化孔,倒角,小圆孔等部位做了简化处理,与实际模型也存在着误差。

6.2 材料属性及 S-N 曲线

材料属性是由生产厂商提供,其参量是在一定工艺、测试条件下测试所得,与实际加工完成后组件的材料属性存在一定的差异,需要根据实际情况进行修正;疲劳寿命分析中,最好使用实际零件的 S-N 曲线,但在初始方案设计阶段,无法对实际组件进行试验,只能利用材料的弹性模量和屈服强度得到近似的 S-N 寿命曲线,对仿真结果有一定的影响。

针对仿真过程中的各类误差源,需要设计、加工、装调环节人员的共同配合,分析仿真过程中出现的各种问题,找到计算模型与实际物理模型间差距,并予以修正。

7 结论

本文针对空间光学传感器主镜镜面加工过程中,磨盘与主镜间磨削动作往复运行引起的主镜柔性支撑结构疲劳寿命问题的具体特征,提出了适应该特点的仿真分析方法,利用 MSC. Fatigue 软件按应力-寿命(S-N)法对主镜组件进行了疲劳寿命分析,预示了主镜加工过程中组件的薄弱部位,为光学元件的加工和设计提供了参考,同时可以推广到其他光学元件加工过程的疲劳寿命分析。

参考文献

- [1] CHEN Qing-fang, LI Ying-cai, MA Zhen, *et al.* Computer-aided alignment of off-axis aspheric mirrors in null testing[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2010, **39**(12): 2220-2223.
陈钦芳,李英才,马臻,等. 离轴非球面反射镜补偿检验的计算机辅助装调技术研究[J]. *光子学报*, 2010, **39**(12): 2220-2223.
- [2] WANG Yi, NI Ying, YU Jing-chi. Computer controlled polishing technology for small aspheric lens [J]. *Optics Precision Engineering*, 2007, **15**(10): 1527-1533.
王毅,倪颖,余景池. 小型非球面数控抛光技术研究[J]. *光学精*

- 密工程, 2007, **15**(10): 1527-1533.
- [3] MARTIN H M, BURGE J H, CUERDEN B, *et al.* Manufacture of 8. 4m off-axis segments: a 1/5 scale demonstration[C]. *SPIE*, 2004, 5494-62270.
- [4] PENG Xiao-qiang, DAI Yi-fan, TANG Yu. Circulatory system for MR fluid based on gray forecast control algorithm [J]. *Optics Precision Engineering*, 2007, **15**(1): 100-105.
彭小强,戴一帆,唐宇. 基于灰色预测控制的磁流变抛光液循环控制系统[J]. *光学精密工程*, 2007, **15**(1): 100-105.
- [5] JIAO Chang-jun, LI Sheng-yi, WANG Deng-feng, *et al.* Material removal property in ion figuring process for optical components[J]. *Optics Precision Engineering*, 2007, **15**(10): 1520-1526.
焦长君,李圣怡,王登峰,等. 离子束加工光学镜面的材料去除特性[J]. *光学精密工程*, 2007, **15**(10): 1520-1526.
- [6] WANG Peng, CHEN Ya, XUAN Bin, *et al.* Polishing large aperture mirrors by manipulator [J]. *Optics Precision Engineering*, 2009, **18**(5): 1077-1085.
王朋,陈亚,宣斌,等. 大口径光学元件的机械手抛光[J]. *光学精密工程*, 2009, **18**(5): 1077-1085.
- [7] WU Yong-qian, WU Shi-bin, WU Fan, *et al.* Research on the analysis about the status of supports for the large-scale light weight mirror in processing by the means of FEM[J]. *Optics Technology*, 2001, **27**(6): 483-485.
吴永前,吴时彬,吴凡,等. 大型轻质反射镜加工支撑状态的有限元分析[J]. *光学技术*, 2001, **27**(6): 483-485.
- [8] YU Fei, WU Qing-wen, WANG Bao-shi, *et al.* Application of vibration fatigue life analysis to design of primary mirror supporting structure [J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*, 2009, **2**(6): 495-501.
余飞,吴清文,王宝石,等. 振动疲劳寿命分析在主镜支撑结构设计中的应用[J]. *中国光学与应用光学*, 2009, **2**(6): 495-501.
- [9] 石米德. 机械的有限寿命设计和试验[M]. 上海: 同济大学出版社, 1989. 1988: 40-42.
- [10] JING Peng-fei. Large-scale structure of lattice boom crawler cranes life prediction method study [D]. Master Thesis, Dalian University of technology, 2008: 72-74.
荆鹏飞. 大型履带起重机桁架臂结构寿命预测方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2008: 72-74.
- [11] 徐灏. 疲劳强度[M]. 北京: 高等教育出版社, 1988: 157-189.
- [12] 周传月, 郑红霞. MSC. Fatigue 疲劳分析应用与实例[M]. 北京: 科学出版社, 2005: 125-202.

Fatigue Study for Processing of Space Optical Remote-sensor Primary Mirror

YU Shan-meng, LIU Ju, JIANG Fan, YANG Jin-song, GUAN Feng-wei, CUI Kang

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

Abstract: During the primary mirror of space optical remote-sensor processing, grinding disc and the primary mirror moving back and forth which operation caused the flexible support structure fatigue life issue. Through the establishment of the primary mirror assembly finite element model, fatigue life of components was analyzed by MSC. Fatigue software with stress-life (S-N) method, the weak position of support structure was identified. Simulation error analysis was carried out, and factors affecting the simulation results were discussed. It is verified that the processing and design parameters of flexible support structure are rational through comparing the surface accuracy data of the primary mirror surface which collected before and after the thermal vacuum experiment and dynamic components test. The fatigue life simulation can predict the fatigue condition in the process of optical structure processing, and provide a theoretical basis for design and manufacturing.

Key words: Space optical remote-sensor; Primary mirror; Fatigue simulation