

空间光学遥感器主镜柔性支撑的参数化设计

胡佳宁^{1,2} 董吉洪¹ 周平伟¹

¹中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033

²中国科学院大学, 北京 100049

摘要 为提高设计效率提出了一种空间光学遥感器柔性支撑参数化设计方法。分析了温度变化、装配误差两种工况下对柔性支撑形变的需求。并根据折衷规划理论设置柔性支撑的优化函数,以某空间光学遥感器主镜所用柔性支撑为例给出柔性支撑参数化设计的详细设计过程。经过参数化设计,主镜柔性支撑基频达到 88.8 Hz,温度变化 4 °C,镜面的均方根(RMS)达到 5.3 nm,0.1 mm 装配误差下的镜面 RMS 达到 12.9 nm,光轴水平 1 g 重力镜面 RMS 达到 5.0 nm。柔性支撑的性能显著提高并且所有设计满足指标。同时设计过程实现了计算机自动化设计,大大减少了人力投入,缩减了设计周期。

关键词 遥感; 柔性支撑; 参数化设计; 折衷规划理论

中图分类号 TH122 **文献标识码** A

doi: 10.3788/AOS201636.1128001

Parametric Design of Flexure Supporting for Optical Space Remote Sensor Primary Mirror

Hu Jianing^{1,2} Dong Jihong¹ Zhou Pingwei¹

¹Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China

²University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

Abstract A parametric design method for flexure supporting of the optical space remote sensor is presented to raise the design efficiency. The demands of flexure supporting deformation in the cases of temperature changes and assembly error are analyzed separately. The compromise programming method is used to establish optimal function of flexure supporting. Taking the flexure supporting used in the primary mirror of optical space remote sensor as example, the parametric design is provided in detail. After parametric design, the fundamental frequency of the flexure supporting is 88.8 Hz, the root mean square (RMS) of the mirror surface is 5.3 nm, when the temperature rise 4 °C. The RMS is 12.9 nm when the assembly error is 0.1 mm, the RMS is 5.0 nm when 1 g gravity worked. The performance of flexure supporting significantly develops and all the design meets the targets. Computer automation design is applied during the design process, which greatly reduces the investment of human beings and the cycle of design at the same time.

Key words remote sensing; flexure supporting; parametric design; compromise programming method

OCIS codes 280.4788; 120.4880; 120.6085

1 引言

随着人类对宇宙探索的不断深入,航天遥感器的口径越来越大,从而对支撑的稳定性提出了更高的要求。当外部环境温度发生变化或静力载荷影响时,镜面面形会发生显著变化,精度下降。为了释放受外界温

收稿日期: 2016-05-11; **收到修改稿日期:** 2016-06-12

基金项目: 国家自然科学基金(60507003)

作者简介: 胡佳宁(1991—),女,硕士研究生,主要从事主动光学面形校正方面的研究。

E-mail: tranquillityhjn@163.com

导师简介: 董吉洪(1972—),男,研究员,硕士生导师,主要从事机电一体化设计、空间光学遥感器光机总体设计方面的研究。E-mail: dongjihong2002@sohu.com(通信联系人)

度变化和装配误差产生的应力和力矩^[1],保持成像所要求的面形精度,航天遥感器支撑结构中需要配置柔性支撑。

柔性支撑是经过一体化设计和加工并利用材料弹性变形来实现预期运动的具有一定形状的特殊运动副^[2]。柔性支撑具有体积小、无机械摩擦、无间隙和灵敏度高优点,广泛应用到需要小角位移和高精度转动的场合^[3]。柔性支撑设计涉及多个学科,设计过程复杂,往往需要投入大量的时间和人力。早期的柔性支撑设计往往倾向于试凑法,很大程度上依赖于设计者的灵感和经验;近 20 年来,更多的研究者普遍采用了基于拓扑结构的系统化分析及设计方法,如刚体替换法、连续法等^[4-6],这些方法虽然已经应用于多个领域柔性机构的设计中,但是仍然存在精度难以保证、设计过程复杂、设计周期长等缺点。

参数化设计,也称为尺寸驱动,是通过改动图形的某一部分或某几部分的尺寸,或者修改已经定义好的参数,自动完成对图形中相关部分的改动,从而实现驱动^[7]。参数化设计是计算机辅助设计(CAD)的重要分支,工程设计实现参数化运行后,设计人员就可以不再关心设计的具体过程,从而集中主要精力去创意,因此极大地提高了设计效率,缩短了设计周期。目前主流的计算机辅助设计软件都支持参数化设计。

本文将参数化设计思想应用于柔性支撑的设计之中,从工程实际的角度对柔性支撑的自由度需求进行分析,保证柔性支撑满足工程需求。根据折衷规划理论设置柔性支撑的优化函数,将多目标优化问题转化为单一目标优化问题。通过对 UG 的二次开发,建立了柔性支撑的参数化模型,并利用 iSIGHT 对 UG、HYPERMESH、ANSYS、MATLAB 进行集成,搭建链路实现柔性支撑的参数化设计和自动化设计,从而大大减少了柔性支撑设计的时间及人力投入。

2 工程需求分析

在航天遥感器中,柔性支撑的主要作用是当主镜组件受到温度变化、装配误差影响时,通过自身的柔性使主镜与支撑解耦,从而释放附加力和力矩,维持面形精度。由于航天遥感器工作在太空中,温度梯度大,且镜体材料与支撑的热特性不同,镜面面形对温度的敏感性高^[8]。受温度变化影响时,镜体将产生膨胀(收缩),由于主镜口径远大于厚度,所以这种镜体变化以径向为主。为适应镜体的这种变化,理想柔性支撑变形将如图 1(a)实线所示;航天遥感器主镜背部采用多点支撑,当存在装配误差致使被动支撑长度不一致时,理想柔性支撑变形将如图 1(b)实线所示。

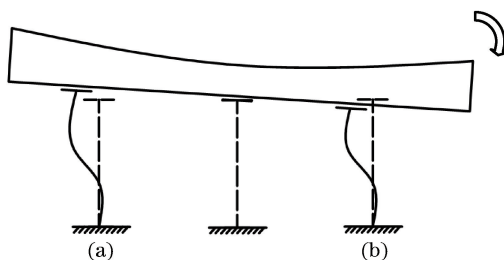


图 1 工程需求分析。(a)主镜受温度影响发生膨胀(收缩);(b)主镜受装配误差影响发生旋转

Fig. 1 Analysis of engineering requirement. (a) Primary mirror expand (shrink) when the temperature changes; (b) primary mirror rotate when assembly error occurs

从图 1 可以看出,当主镜膨胀和位置变化时,柔性支撑需要利用自身柔性完成一定形变来吸收绝大多数能量以保持面形精度。柔性支撑柔性越大所适应的附加应力和力矩就越大。但是柔性越大,主镜组件的基频就越小,在运输和发射过程中越可能产生共振^[9]。根据上述分析,主镜组件由装配误差、温度变化引起的镜面均方根(RMS)值和基频可以作为柔性支撑性能好坏的评价标准。由于许多航天遥感器在检测时往往存在光轴水平的工况,重力对于镜面面形也会有一定要求,因此重力作用下的镜面 RMS 也应作为约束响应,其值应越小越好。

3 参数化设计的优化函数

柔性支撑的参数化设计为多目标优化问题,优化目标基频与镜面 RMS 是相互冲突的,基频的改善可能引起其镜面 RMS 的降低,即基频和镜面 RMS 同时达到最优一般是不可能的。并且基频与镜面 RMS 的度量方式不同,因此需要合理设置优化函数,将多目标优化问题转化为单一目标优化问题,并进行归一化处理。

采用折衷规划化理论进行优化函数的设置,任意函数的最大值都可以转化为负函数的最小值,因此所有的多目标优化问题都可以表示为

$$\begin{cases} \text{find } x = (x_1, x_2, x_3, \dots, x_m) \\ \min f_i(x), i = 1, 2, 3, \dots, n \\ \text{s.t. } x \in X \end{cases}, \quad (1)$$

式中 x 为优化变量, m 为优化变量的数目, $f_i(x)$ 为第 i 个子目标函数, $n (n \geq 2, n \in N)$ 为目标函数总数, X 为优化变量的约束集合。若目标函数理想解分别为 $y^{\min} = \{y_1^{\min}, y_2^{\min}, y_3^{\min}, \dots, y_n^{\min}\}$, 那么多目标优化问题的折衷解即为与理想解距离最小的向量^[10]。此时多目标优化问题便转化为单一目标优化问题,目标函数可以表示为

$$\min_{x=(x_1, x_2, x_3, \dots, x_m)} F(x) = \left\{ \left\{ \sum_{i=1}^k \lambda_i^p [f_i(x) - y_i^{\min}]^p \right\}^{\frac{1}{p}} \right\}, \quad (2)$$

式中 λ_i 为第 i 个目标的权重, p 为距离指数, p 的取值不同,函数的意义也不同。

- 1) 当 $p=1$ 时,目标函数为与理想解距离的和;
- 2) 当 $1 < p < \infty$ 时,目标函数为与理想解的加权几何距离;特别地,当 $p=2$ 时,目标函数为欧几里得距离;
- 3) 当 $p=\infty$ 时,目标函数为切比雪夫距离,即为最大加权距离。

当各个子目标函数具有不同的度量时,可以将距离转化为相对距离,使各个目标之间具有可比性。至此,原多目标优化问题即转化为单一目标优化问题:

$$\begin{cases} \text{find } x \\ \min_{x=(x_1, x_2, x_3, \dots, x_m)} F(x) = \left\{ \left\{ \sum_{i=1}^n \lambda_i^p \left[\frac{f_i(x) - y_i^{\min}}{y_i^{\max} - y_i^{\min}} \right]^p \right\}^{\frac{1}{p}} \right\}, i = 1, 2, 3, \dots, n \\ \text{s.t. } x \in X \end{cases}, \quad (3)$$

式中 y_i^{\max} 为各目标在约束条件下的最大值。

利用折衷规划理论,柔性支撑参数化设计的数学模型可以描述为

$$\begin{cases} \text{find } x \\ \min_{x=(x_1, x_2, x_3, \dots, x_m)} F(x) = \left\{ \lambda_t^2 \left[\frac{R_t(x) - R_t^{\min}}{R_t^{\max} - R_t^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left\{ \lambda_g^2 \left[\frac{R_g(x) - R_g^{\min}}{R_g^{\max} - R_g^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \\ \left\{ \lambda_d^2 \left[\frac{R_d(x) - R_d^{\min}}{R_d^{\max} - R_d^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left\{ \lambda_f^2 \left[\frac{f^{\max} - f(x)}{f^{\max} - f^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \\ \text{s.t. } x \in X \end{cases}, \quad (4)$$

式中 $R_t(x)$ 为温度变化引起的镜面 RMS, $R_g(x)$ 为重力作用引起的镜面 RMS, $R_d(x)$ 为制造和装配误差引起的镜面 RMS, f 为主镜基频, R^{\min} 为各工况下镜面 RMS 的最小值, R^{\max} 为各工况下镜面 RMS 的最大值, f^{\min} 为约束条件下基频的最小值, f^{\max} 为约束条件下基频的最大值, λ 为各个优化子目标的权重。

4 柔性支撑的参数化设计

将参数化设计思想运用于柔性支撑的设计之中,一旦柔性支撑的拓扑结构与装配方式确定,柔性支撑的各部分尺寸及位置关系都可以作为参数化设计的变量或者约束。所提出的参数化设计方法主要分为实验设计和优化设计两部分,其中优化设计又包括尺寸优化和位置优化。实验设计主要用于确定较好的初始优化尺寸,优化设计用于确定最佳结构尺寸。

根据上述分析对某航天遥感器主镜柔性支撑进行参数化设计。该航天遥感器主镜采用 SiC 材料,口径

1.5 m,背部支撑方式采用三点支撑。要求主镜组件满足表 1 所示性能指标,柔性支撑的初始拓扑结构如图 2 所示。

表 1 柔性支撑设计指标
Table 1 Design indexes of flexure supporting

Fundamental frequency /Hz	RMS of 1 g gravity with horizontal optical axis /nm	RMS of 0.1 mm assembly error /nm	RMS of 4 °C temperature changes /nm
80	6	15	6

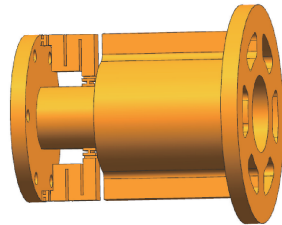


图 2 柔性支撑初始拓扑结构
Fig. 2 Initial topological structure of flexure supporting

后续分析都将以此柔性支撑为例。首先对初始模型进行有限元分析,综合目前的装调水平以强制位移 0.1 mm 模拟装配误差;航天遥感器在轨运行时温控系统可将温差控制在 0.5 °C 以内,若温控系统失控,温差约为 3 °C,留取一定的设计余量,以温升 4 °C 模拟温度变化;在主镜径向施加 1 g 重力,以此来模拟检测时光轴水平的工况。初始柔性支撑结构性能:基频为 53.8 Hz,重力作用下的镜面 RMS 为 19.6 nm,0.1 mm 装配误差引起的镜面 RMS 为 8.7 nm,温度变化 4 °C 引起的镜面 RMS 为 6.6 nm。在该初始结构下,柔性支撑适应装配误差的能力比较好,但是对温度和重力较敏感,且基频较低,需要通过进一步优化设计来提高。

根据上述分析,此柔性支撑机构可以看作悬臂梁,梁的柔性由柔性支撑中的臂长、臂宽和臂厚决定。因此将柔性支撑的尺寸参数定义为柔性支撑臂的宽度和长度以及柔性支撑臂的厚度。参数化模型及具体参数,如图 3 和表 2 所示。

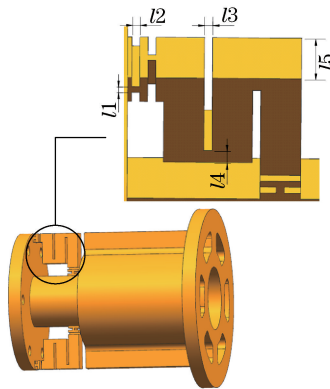


图 3 柔性支撑参数化模型
Fig. 3 Parametric model of flexure supporting

表 2 柔性支撑参数
Table 2 Parameters of flexure supporting

Parameter	Initial value /mm	Variation range /mm
l_1	2	1~4
l_2	2	1~3
l_3	2	1~5
l_4	4	3~10
l_5	15	12~20

通过 iSIGHT 建立 UG、HYPERMESH、ANSYS、MATLAB 参数化设计链路,为缩短设计周期用 48 核

工作站进行并行设计,设计流程图如图 4 所示。

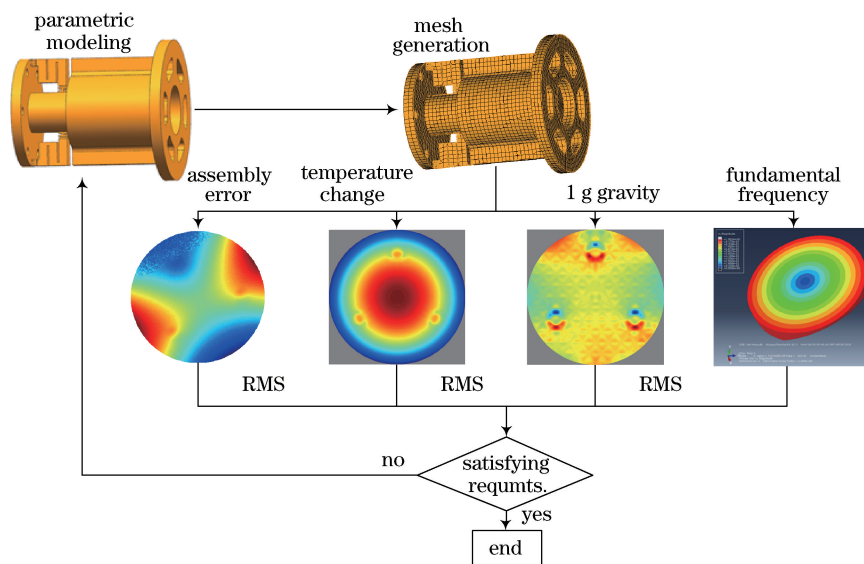


图 4 参数化设计流程图

Fig. 4 Flow chart of parametric design

为了得到较好的初始优化尺寸,采用实验设计的方法。以表 2 中的参数为实验因子,装配误差引起的镜面 RMS、温度变化下的镜面 RMS、基频以及光轴水平 1 g 重力下的镜面 RMS 为响应(即目标,实验因子的衡量标准)对柔性支撑各部分尺寸进行组合。重力引起的面形误差跟柔性支撑与镜面连接位置有很大关系,因此实验设计所设置的重力相关指标只是用于限制面形在可调整的范围内,此处设置重力作用下的镜面 RMS 在 20 nm 以内。重力最终指标的实现将通过位置优化来完成。进行 100 次实验设计,得到 100 组数据,以(5)式为评价函数,得到最优解为:基频为 77.0 Hz,重力作用下的镜面 RMS 为 19.0 nm,0.1 mm 装配误差引起的镜面 RMS 为 11.6 nm,温度变化 4 °C 引起的镜面 RMS 为 6.8 nm。从以上数据可以看出,相比初始情况,基频和重力变化下的面形有一定程度的提高,并且装配误差引起的镜面 RMS 和温度变化引起的镜面 RMS 均在指标范围内。这也克服了以往柔性支撑设计方法参数确定困难,模型难以工程化的缺点。

$$F(x) = \left\{ 0.17^2 \left[\frac{R_t(x) - R_t^{\min}}{R_t^{\max} - R_t^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left\{ 0.28^2 \left[\frac{R_g(x) - R_g^{\min}}{R_g^{\max} - R_g^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left\{ 0.24^2 \left[\frac{R_d(x) - R_d^{\min}}{R_d^{\max} - R_d^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} + \left\{ 0.31^2 \left[\frac{f^{\max} - f(x)}{f^{\max} - f^{\min}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (5)$$

在实验设计所得的较好初始尺寸基础上,对柔性支撑尺寸参数进行优化设计。柔性支撑的优化设计包括尺寸优化和位置优化。航天遥感器地面进行检测时,往往处于光轴水平 1 g 重力状态,重力引起的面形变化应尽量减小。由于主镜中性面上各部分体积的重力矩是平衡的,中性面附近的材料对弯曲刚度的贡献很小,将支撑力施加于主镜中性面可以减少重力对于面形的影响^[11]。因此位置是重力影响面形的主要因素。然而对于轻量化镜来说,很难通过理论计算找到中性面的位置,通过计算机软件的方式虽然可以找到中性面但是计算量巨大。以往的柔性支撑优化将重力作为参数优化的响应之一,在所有参数优化完成之后再对柔性支撑进行位置优化,然而柔性支撑结构尺寸并不是影响重力工况下面形误差的关键因素。因此,提出参数化设计的优化策略将重力作为参数优化的约束,使其控制在可调整的范围内,再通过改变柔性支撑与主镜连接位置优化重力带来的面形误差,这样既可以把参数优化的重心放在其他数上,也可以在不寻找中性面的同时获得最佳的支撑效果。

基因遗传算法(GA)常用于光机系统设计中以解决轻量化和刚度的问题^[12]。优化设计采用基因遗传算法,设置种群总数为 200,交叉概率 $P_c=0.7$,变异概率 $P_m=0.05$,适应度函数如(5)式所示。优化设计分为参数优化和位置优化,参数优化主要针对受基频、装配误差和温度变化引起的面形变化。

对于凹面镜背部支撑来说,当光轴水平受重力作用,柔性支撑安装在主镜的中性面时,对面形影响最小。

最终的优化结果为:基频为 88.8 Hz,重力作用下的镜面 RMS 为 5.0 nm,0.1 mm 装配误差引起的镜面 RMS 为 12.9 nm,温度变化 4 °C 引起的镜面 RMS 为 5.3 nm。优化设计流程图如图 5 所示。

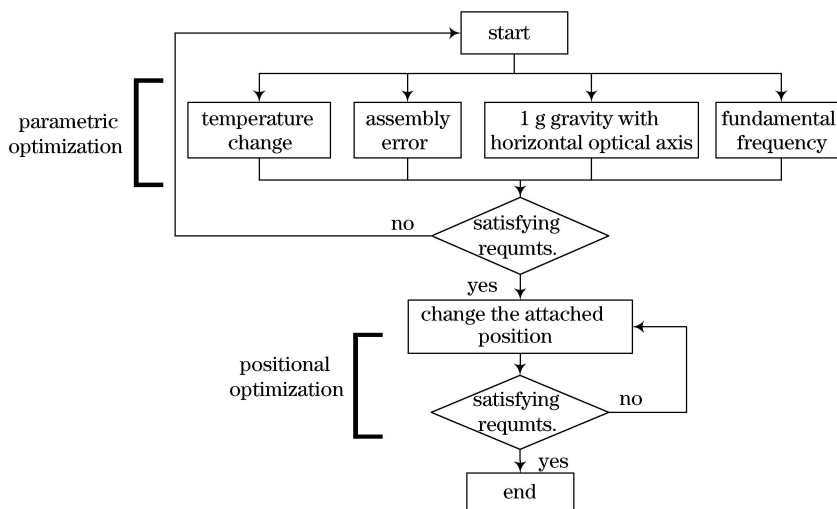


图 5 优化设计流程图

Fig. 5 Flow chart of optimal design

从优化设计结果可以看出,优化之后,在装配误差引起的镜面变形下降 1.3 nm 的情况下基频提高了 11.8 Hz,重力作用下的镜面 RMS 提高了 14.6 nm,温度变化下的面形提高了 1.5 nm。柔性支撑优化设计结果如表 3 所示,柔性支撑参数化设计结果及设计过程的对比如表 4 所示。

表 3 柔性支撑优化结果

Table 3 Optimized results of flexure supporting

Parameter	Initial value /mm	Variation range /mm	Final value /mm
l_1	2	1~4	2.8
l_2	2	1~3	1.3
l_3	2	1~5	2.5
l_4	4	3~10	8.2
l_5	15	12~20	18

表 4 柔性支撑参数化设计结果

Table 4 Results of flexure supporting parametric design

Design process	Fundamental frequency /Hz	RMS 1 g gravity with horizontal optical axis /nm	RMS of 0.1 mm assembly error /nm	RMS of 4 °C temperature changes /nm
Initial topological structure	53.8	19.6	8.7	6.6
Initial size	77.0	19.0	11.6	6.8
Final structure	88.8	5.0	12.9	5.3
Improvement	64.5%	74.5%	-48.2%	19.7%

通过参数化设计,柔性支撑的性能得到很大提高,只有装配误差引起的镜面 RMS 相比初始设计明显下降。在设计航天遥感器主镜柔性支撑时,一方面要求柔性支撑具有一定的强度和刚度以避免在运输和发射过程中的共振现象,也就是柔性支撑设计中要提高频率;另一方面要求其具有一定的柔性以适应装配误差和温度变化,也就是设计过程中要降低镜面 RMS。从表 3 中可以看出,装配误差引起的镜面 RMS 与频率呈正相关关系,也就是说提高频率和降低镜面 RMS 是一对矛盾目标。图 6 为统计 200 组优化设计数据中基频与 0.1 nm 装配误差引起的镜面 RMS 的散点图,从图中也可以明显看出这一规律。因此在柔性支撑设计中,要适当选取柔性支撑的柔性参数,以保证基频与镜面 RMS 都在允许的范围内。

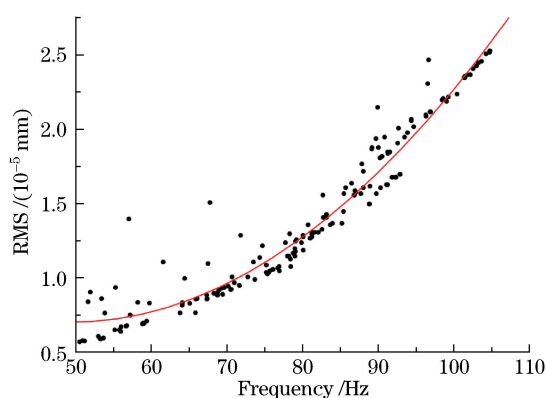


图 6 基频与装配误差引起的镜面 RMS 关系图

Fig. 6 Relationship between fundamental frequency and RMS of mirror surface caused by assembly error

5 结 论

提出了一种系统的柔性支撑优化设计方法,并以某航天遥感器所用柔性支撑为例详细介绍并论证了该方法的有效性。分析装配误差、温度变化两种工况下对柔性支撑的运动需求,利用折衷规划理论建立了优化函数。然后对 UG 二次开发,建立参数化模型,利用 iSIGHT 搭建参数设计链路,给出了柔性支撑的详细设计方法。通过实验设计选取较好的初始优化尺寸,利用多目标基因遗传算法得到优化结果为:在柔性支撑基频提高 64.5%、重力作用引起的镜面 RMS 提高 74.5%的情况下,温度变化引起的镜面 RMS 提高 19.7%,虽然装配误差引起的镜面 RMS 降低 48.2%但仍在指标允许的范围内,也分析了其降低的原因。

从设计过程和结果可以看出,所介绍的柔性支撑设计方法,设计理念新颖、设计流程简明、设计结果可靠,同时实现了计算机自动化设计,大大减少了人力投入和设计时间,顺应了现代工程设计方法的发展趋势。由于 1.5 m 主镜加工周期较长,现阶段缺乏实验与有限元分析结果的对比,相关实验验证将在后续文章中说明。但是本文有限元分析过程中的边界条件、工况、网格类型和尺寸均参考了中国科学院长春光学精密机械与物理研究所已有的设计经验,根据其已加工实物与有限元仿真结果的对比,误差可以控制在 10% 的范围以内。

参 考 文 献

- 1 Wang Zhongsu, Zhai Yan, Mei Gui, *et al.* Design of flexible support structure of reflector in space remote sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(8): 1833-1840.
王忠素, 翟岩, 梅贵, 等. 空间光学遥感器反射镜柔性支撑的设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(8): 1833-1840.
- 2 Zhao Shanshan, Bi Shusheng, Zong Guanghua, *et al.* New large-deflection flexure pivot based on curved flexure element [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(4): 8-12.
赵山杉, 毕树生, 宗光华, 等. 基于曲线柔性单元的新型大变形柔性铰链[J]. 机械工程学报, 2009, 45(4): 8-12.
- 3 Xu Hong, Guan Yingjun. Structural design of large aperture SiC mirror subassembly[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(S): 83-88.
徐宏, 关英俊. 大口径 SiC 轻量化反射镜组件的结构设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(S): 83-88.
- 4 Yu Jingjun, Pei Xu, Bi Shusheng, *et al.* State-of-arts of design method for flexure mechanisms[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(13): 2-13.
于靖军, 裴旭, 毕树生, 等. 柔性铰链机构设计方法的研究进展[J]. 机械工程学报, 2010, 46(13): 2-13.
- 5 Li Zongxuan, Chen Xue, Zhang Lei, *et al.* Design of cartwheel flexural support for a large aperture space mirror[J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(6): 0622003.
李宗轩, 陈雪, 张雷, 等. 大口径空间反射镜 cartwheel 型柔性支撑设计[J]. 光学学报, 2014, 34(6): 0622003.
- 6 Li Haixing, Ding Yalin, Zhang Hongwen. Support system study of rectangular mirror[J]. Acta Optica Sinica, 2015, 35(5): 0523002.
李海星, 丁亚林, 张洪文. 矩形反射镜结构支撑技术研究[J]. 光学学报, 2015, 35(5): 0523002.
- 7 Chen Leitao. Research and systematic realization of parametric design method of parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2004.

- 陈酌滔. 零部件参数化设计方法研究与系统实现[D]. 南京: 南京理工大学, 2004.
- 8 Wang Kejun, Dong Jihong, Xuan Ming, *et al.* The flexible structure design in the whiffletree structure[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2015, 38(4): 12-17.
王克军, 董吉洪, 宣 明, 等. Whiffletree 结构中的柔节设计[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2015, 38(4): 12-17.
- 9 Xin Hongwei, Liu Ju, Liu Lei. Support structure of primary mirror for small optical remote sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(4): 1027-1033.
辛宏伟, 刘 巨, 刘 磊. 小型光学遥感器主镜室的光机结构[J]. 光学 精密工程, 2015, 23(4): 1027-1033.
- 10 Liu Linhua, Xin Yong, Wang Wei. Multi-objective topology optimization for an off-road vehicle frame based on compromise programming[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2011, 30(3): 382-385.
刘林华, 辛 勇, 汪 伟. 基于折衷规划的车架结构多目标拓扑优化设计[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(3): 382-385.
- 11 Kihm H, Moon I K, Yang H S, *et al.* 1 m lightweight mirror design using genetic algorithm[C]. 6th International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technologies. International Society for Optics and Photonics, 2012, 8415:841514.
- 12 Michels G J, Genberg V L, Doyle K B, *et al.* Design optimization of actuator layouts of adaptive optics using a genetic algorithm[C]. Optics & Photonics 2005. International Society for Optics and Photonics, 2005, 5877: 58770L.