

航天相机等效试验模型的研制

王 俊 卢 镔 王家骥

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

李力强

(长春水利水电高等专科学校 长春 130012)

摘 要 为了检验空间遥感相机的动力学特性,需要对相机与飞船进行动力学耦合试验。为了确保相机的试验安全性,拟首先采用相机的试验模型进行动力学耦合试验,这就带来了相机试验模型的设计问题。通过对空间遥感相机的力学分析,提出了对相机试验模型的力学特性要求。利用 UnigraphicII 软件实现了模型与原型的质量等效,并通过分析相机几何参数对相机与飞船耦合模态的灵敏度,采用经典理论解析分析法和固有频率优化法,实现了对试验模型与原型的刚度等效,使得试验模型与飞船的耦合振动和相机与飞船的耦合振动相似。该试验模型的成功研制方法,将对类似的动力学耦合试验起到一定的参考作用。

关键词 航天相机 等效模型 耦合试验 有限元法

中图分类号 V445.8 文献标识码 A

1 引 言

在空间遥感相机的研制过程中,力学环境试验是必不可少的。通过试验,可以检验相机的强度、刚度等各项力学性能指标,检验设计参数和工程分析模型的正确程度,还能检验相机与飞船连接的过渡段的力学性能和连接方式的合理性,研究相机、飞船、过渡段的机械阻抗状态,考核相机与飞船耦合共振发生的可能性,发现工程设计、加工制造、装配及材料等存在的问题。力学试验的有些工况是比较恶劣的,比如低频正弦扫描、随机振动等。相机作为一个精密的光学仪器,对环境比较敏感,况且其造价昂贵,所以在与飞船的轨道舱进行动力学耦合试验时,为提高试验的可靠性,拟首先采用相机的模拟试验模型进行试验^[1],检验相机与飞船的耦合振动情况是否对相机产生破坏性的影响,及相机与飞船的过渡段的强度和刚度能否满足相机的要求,在确保相机试验的安全性后进行相机的动力学试验。

相机与飞船的连接关系相当于飞船是一个大的弹性基体,相机是一个具有一定刚度的有

效质量单元,通过飞船与相机的过渡段,基体与质量单元连接在一起,其中过渡段又可以看作是一个弹性元件,具有一定的质量、刚度和阻尼(相机-过渡段-飞船系统的简化力学模型见图1)。整个飞船在发射运载及工作过程中受到的冲击、过载和其他振动工况的作用,并通过过渡段传递到相机。通过质量-弹簧-阻尼系统的动力学分析可知,相机与飞船是否有耦合共振的发生,决定于飞船、相机的质量、刚度、阻尼和过渡段的机械阻抗。采用试验模型进行动力学耦合试验时,为使试验模型与飞船的动力学耦合试验能够为相机与飞船的耦合试验提供有价值的数 据,必须对试验模型进行有效的研制。根据相似理论,试验模型的结构尺寸、拓扑关系、刚度、质量、质量分布、阻尼等必须能够等效地模拟相机结构。在此条件下得到的耦合试验结果能与真实相机进行耦合试验的结果基本一致,能够对真实相机的试验起到指导作用。

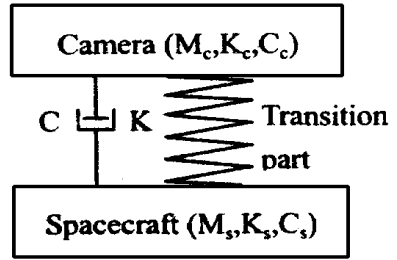


Fig. 1 Camera-spacecraft simplified mechanical model

2 试验模型的结构设计

整个相机是一个相当复杂、庞大的系统,零件总数超过 1000 件,所用材料几十种。而对试验模型的要求是在保证反映真实相机的力学特性的前提下尽量降低成本,这就要求试验模型尽量简化,其中包括结构简化、所用材料简化。结构简化要求试验模型的零件数目少,材料简化要求试验模型尽量采用廉价、常用的材料。实际研制中,我们只用了铸铝一种材料。

对于动力学分析,结构的动力学基本方程为^[2]:

$$M\ddot{X} + C\dot{X} + KX = 0 \quad (1)$$

式中 M 、 K 、 C 分别代表结构的质量矩阵、刚度矩阵和阻尼矩阵。由(1)可知,表征一个结构动力学特性的最基本的参数是质量、阻尼、刚度,而其自然频率、振型是反映结构动力学特性的具体体现,若使得自然频率、固有振型及外界激励条件下的系统响应等效,试验模型与原型的运动微分方程中的质量矩阵、刚度矩阵、阻尼矩阵和载荷矢量必须分别等效,也就是力学等效。设计试验模型时,在保证上述等效的前提下,必须满足以下几点约束条件:(1)与支撑结构的接口尺寸要保持与原型一致;(2)外形尺寸与原型相似;(3)制造工艺性良好。

2.1 试验模型的质量等效

根据相机的结构,将相机分成几个部分,进行了各部分质量及质心位置的计算。同样,对试验模型也分为与相机相应的几部分,包括校正镜室组件、次镜组件、中筒组件、主镜室组件、机身组件和供片收片组件。用 Unigraphic 软件进行了实体模型的建立,使得试验模型各部分的质量及质心位置与相机的相应部分一致。在此基础上建立有限元模型,进而初步分析试验模型与飞船的耦合振动情况。

2.2 试验模型的动态刚度等效

初步的结构形式确定后,进而进行试验模型的动态刚度的设计。由于结构的动态刚度可由在保证质量矩阵一致前提下的结构模态来表征,所以本文用结构的自然频率和固有振型来评价刚度的等效。分析过程中,采用解析分析法和频率优化法使模型与飞船和原型与飞船的耦合

振动的各阶频率及振型相似。

2.2.1 灵敏度分析

为寻求影响试验模型动态刚度的几何参数的影响因子, 首先进行灵敏度分析。特征值和特征向量对几何参数的一阶灵敏度分别为^[3]:

$$\left. \begin{aligned} s_{\omega} &= \frac{\partial \omega}{\partial p} \approx \frac{\Delta \omega}{\Delta p} \\ S_{\Phi} &= \frac{\partial \Phi}{\partial p} \approx \frac{\Delta \Phi}{\Delta p} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 S_{ω} 和 S_{Φ} 分别代表各几何参数对结构自然频率及振型的灵敏度; p 代表结构几何参数; ω 和 Φ 分别表示结构的自然频率和振型。本文首先根据结构具体形式, 提出影响各阶频率及振型的几何参数, 然后分别对各几何参数相对于特征值和特征向量的灵敏度进行计算, 并将灵敏度最大的几何参数列于表 1 中。结构修改原则是首先考虑灵敏度系数最大的几何参数进行修改。

Table 1 The eigenvalue, eigenvector and sensitivity of coupling vibration of spacecraft and camera

mode	eigenvalue F_n (Hz)	eigenvector	design variable with higher sensitivity
1	9.1	spacecraft oscillates in X-Y plane	mass and X coordinate of mass center of the camera
2	9.2	spacecraft sways in Y-Z plane	mass and Z coordinate of mass center of camera
3	38.3	camera and its support sways in X-Y plane	shell thickness of middle tube, primary mirror room and camera body
4	53.5	spacecraft and camera vibrate equidirectionally along Y axis	mass and mass center of the camera
5	56.7	spacecraft rotates about axis Y to-and-fro	mass and X coordinate of mass center of the camera
6	68.3	camera and its support sways in Y-Z plane	mass and Z coordinate of mass center of the camera
7	94.3	secondary mirror rotates about its principle axis to-and-fro	mass of secondary mirror, width and thickness of support plate of secondary mirror
8	107.2	space craft and camera vibrate inversely along Y axis	mass and mass center of the camera
9	121.4	film transport sways and space craft rotates about axis Y to-and-fro in same direction	shell thickness of image surface reference plate, ball radius of ball bearing
10	138.4	film transport sways and spacecraft rotates about axis Y to-and-fro in inverse direction	shell thickness of image surface reference plate, ball radius of ball bearing

在灵敏度分析中, 未包括飞船的结构参数及相机与飞船过渡段的几何参数对相机与飞船

耦合振动模式的灵敏度,这是因为在试验模型的研制过程中,所采用的边界条件必须与相机所采用的边界条件一致,也就是不允许对飞船的结构参数及相机与飞船过渡段的几何参数进行修改,否则在边界条件不一致的情况下进行分析将失去意义。所以,表1中仅给出了相机本身的结构参数对耦合振动的灵敏度。

由于2.1中已经保证质量分布及质心位置一致,所以对试验模型与飞船耦合振动的初步有限元分析中,除第3、7、9和10阶以外各阶模态已基本和相机与飞船耦合振动的相应模态一致。

2.2.2 解析分析法

对于第7阶次镜绕光轴往返转动模态,主要受到次镜质量及次镜支撑肋宽度、厚度的影响(次镜结构示意图见图2)。由图2可知,次镜的三条支撑肋可看作矩形薄板,次镜相当于集中质量,次镜绕光轴的往返转动实际相当于具有集中质量的矩形薄板的横向弯曲振动,所以本文采用解析分析法:

在各种不同的边界条件下,可以得到一个形式基本相似的固有频率公式^[4]:

$$\omega_m = \frac{\lambda^2 m n}{a^2} \overline{D / (eh)} \quad (3)$$

不同边界条件,频率系数 λ_{mn} 形式不同,其与固有频率阶次 (m, n) 及长宽比 a/b 有关。

令原型的固有频率为 ω_{mP}

$$\omega_{mP} = \frac{\lambda_{mP}^2}{a_P^2} \overline{D_P / (\rho_P h_P)} \quad (4)$$

模型的固有频率为 ω_{mM}

$$\omega_{mM} = \frac{\lambda_{mM}^2}{a_M^2} \overline{D_M / (\rho_M h_M)} \quad (5)$$

模型与原型的频率关系为:

$$\frac{\omega_{mM}}{\omega_{mP}} = \frac{\lambda_{mM}^2}{\lambda_{mP}^2} \frac{a_P^2}{a_M^2} \frac{D_M}{D_P} \frac{\rho_P}{\rho_M} \frac{h_P}{h_M} \quad (6)$$

为使问题简化,本文讨论的模型与原型的 a/b 保持不变,对于模型与原型的同一阶频率系数有 $\lambda_{mM}^2 = \lambda_{mP}^2$, (6)式将变成如下形式:

$$\frac{\omega_{mM}}{\omega_{mP}} = \frac{a_P^2}{a_M^2} \frac{D_M}{D_P} \frac{\rho_P}{\rho_M} \frac{h_P}{h_M} \quad (7)$$

将抗弯刚度 $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ 代入(7)式中得到:

$$\frac{\omega_{mM}}{\omega_{mP}} = \frac{a_P^2}{a_M^2} \frac{E_M h_M^2}{E_P h_P^2} \frac{1 - \nu_P^2}{1 - \nu_M^2} \frac{\rho_P}{\rho_M} \quad (8)$$

若要求 $\frac{\omega_{mM}}{\omega_{mP}} = 1$,在结构材料不同时,可方便的利用式(8)并考虑到各几何参数的灵敏度对结构进行修改。经过计算分析后,使得第7阶模态满足了要求(见表2)。

2.2.3 目标函数优化法

对于第3、9、10阶模态,用经典的理论分析较困难,本文采用了目标函数优化法^[5-6]。

优化目标函数: $\Delta f = f_{\text{试验件}} - f_{\text{相机}} \Rightarrow 0, \Delta \Phi = \Phi_{\text{试验件}} - \Phi_{\text{相机}} \Rightarrow 0;$

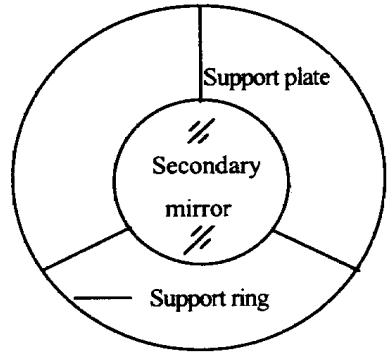


Fig. 2 Structure of the secondary mirror

设计变量: $P_{\min} \quad p \quad p_{\max}$ 其中 p 为结构几何参数, 包括像面基板厚度、中筒壁厚、主镜室壳体厚度、机身壁厚和机身内外筒间轴承滚珠直径;

状态变量: $mass_{\text{相机}} - mass_{\text{试验件}} \Rightarrow 0, mass_{\text{center}}_{\text{相机}} - mass_{\text{center}}_{\text{试验件}} \Rightarrow 0$ 。

优化求解是应用 Patran 有限元分析软件的优化模块来完成的, 这一优化过程基于灵敏度分析确定优先修改的设计变量, 通过目标函数的梯度分析, 确定搜索方向及搜索步长, 进行迭代优化求解。优化结果为: 像面基板厚度为非均匀分布, 各部分厚度如图 3 所示, 厚度单位为 mm(原结构为加肋板); 内外筒间轴承滚珠直径 10mm; 中筒为均匀壁厚圆筒, 壁厚 10mm(原结构为加肋圆柱筒); 主镜室和机身都为均匀壁厚, 且壁厚为 15mm(原结构为具有加强肋的圆柱筒)。

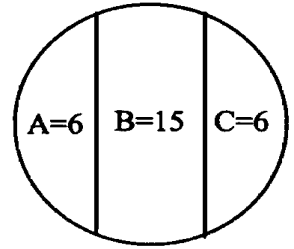


Fig. 3 Optimization result of image surface reference plate

对刚度设计完成后的模型进行有限元分析, 得到试验模型与飞船的耦合振动的各阶模态, 并和相机与飞船耦合振动的各阶模态进行对比, 结果列于表 2 中。

Table 2 Spacecraft and test model coupling vibration vs. spacecraft and camera coupling vibration

mode	spacecraft and camera	spacecraft and model	error
	F_n (Hz)	F_n (Hz)	
1	9.1	9.28	1.94%
2	9.2	9.36	1.71%
3	38.3	48.51	21.0%
4	53.5	54.99	2.71%
5	56.7	57.31	1.06%
6	68.3	66.96	2.00%
7	94.3	94.5	0.21%
8	107.2	112.6	4.46%
9	121.4	124.8	2.72%
10	138.4	148.3	6.68%

由表 2 可见, 第三阶模态误差较大, 这是由于相机原型中的某些内部结构的动态刚度稍低于该阶模态的动态刚度, 从而较早的诱发了该阶模态的发生。而试验模型中的结构比较简单, 且内部结构的刚度都比较高, 对该阶模态没有诱发的因素。

通过上两个阶段的分析, 基本上保证了试验模型与相机原型的质量、质量分布及刚度的等效, 同时也保证了模型与原型边界条件和外部载荷的一致性。

3 结 论

通过精确的质量特性计算, 试验模型的质量、质心位置及质量分布与相机原型的对应项基本一致。对比试验模型与轨道舱耦合共振和相机与轨道舱耦合共振的各阶模态, 主要受试验模型的质量、质心位置及质量分布影响的各阶模态经初步的结构设计便可满足动力学等效的要求; 利用灵敏度分析、经典理论解析分析和目标函数优化方法进行刚度设计, 得到的试验模型

除第三阶以外的各阶模态极为相似,说明了用试验模型进行与轨道舱的动力学耦合试验的代表性,为相机与轨道舱的动力学耦合试验提供有力的指导作用;同时,试验模型的研制,证明了所采用的理论分析方法及具体实施方法的正确性,为以后的同类试验提供了有效的理论及实践依据,并将对简化试验、提高试验的安全可靠性具有一定的参考价值。

参 考 文 献

- 1 徐 挺. 相似方法及其应用. 北京:机械工业出版社, 1995. 1~14
- 2 王 彬. 振动分析及应用. 北京:海潮出版社, 1992. 135~202
- 3 陈塑寰. 结构振动分析的矩阵摄动理论. 重庆:重庆出版社, 1989. 87~93
- 4 曹志远. 板壳振动理论. 北京:中国铁道出版社, 1989. 32~59
- 5 宋天霞. 大型复杂结构优化设计计算. 武汉:华中理工大学出版社, 1989. 23~66
- 6 Ma Zheng-Dong. Topological Optimization Technique for Free Vibration Problems. Journal of Applied Mechanics, 1995, 62: 147~154

A Study on Equivalent Test Model of a Space Camera

WANG Jun, LU E, WANG Jia-Qi

(Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

Abstract

In order to verify the dynamics characteristic of a space remote sensing camera, spacecraft and camera dynamics coupling test is needed. To improve the reliability of the camera, a coupling test should be carried out with a test model instead of the camera. So a test model of camera must be studied at first. Dynamics analysis of the space remote sensing camera was carried out at first, and then the demand for dynamics characteristics of the camera's test model was put forward. The mass equivalence between test model and camera is realized with UnigraphicsII software in this paper. Based on the sensitivity analysis of structural parameters of camera with respect to each mode of spacecraft and camera coupling system, stiffness equivalence was realized with classical theoretical analysis and natural frequency optimization. The dynamics coupling test between spacecraft and test model was similar to the test between spacecraft and camera. The method to develop a test model applied in this paper will be a reference to some other dynamics coupling test.

Key words: Space camera, Equivalent model, Coupling test, Finite element method

王 俊 男,中国科学院长春光学精密机械研究所博士研究生。1994年毕业于吉林工业大学汽车与拖拉机专业,1997年获得吉林工业大学工学硕士学位,1997年考入中国科学院长春光学精密机械研究所攻读博士学位。