

# 空间遥感器动力学环境计算机仿真

杨洪波

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

**摘要** 论述了空间遥感器动力学环境计算机仿真的目的和内容,讨论了动力学环境对遥感器的影响,探讨了在冲击、过载、低频振动、随机振动等环境计算机仿真分析方法。

**关键词** 冲击 过载 低频振动 随机振动

## 1 引言

在航空航天领域,我国将会发射和发展各类大型复杂的空间遥感器,它在有效载荷中占有很重要的位置。从国内外的经验来看,航天器及有效载荷的动力学特性分析和试验工作,在总体设计中起着极其重要的作用。空间遥感器作为运载火箭的有效载荷在发射、飞行以及再入过程中要经历动力学环境的作用,如:冲击、过载和振动,这些动力学环境,通过运载工具与遥感器的连接环节作用在遥感器上,然后动态传递,逐级作用于各个分系统级和组件级的结构上,并可能导致结构破坏,设备的性能下降,故障或失效。遥感器各结构所经受的动力学环境的性质及量级取决于结构的减振特性、运载工具的飞行参数及自身的结构特点。

研究和考虑空间遥感器的动力学环境,估价动力学载荷的性质和量级是空间遥感器设计的重要前提,也是地面环境模拟实验的重要依据。传统上将地面的模拟实验作为事后评价设备设计指标好坏的重要手段,一旦经验证设计失败或不合理,就会造成研制成本的提高和研制周期的延长。随着计算机技术和CAD技术的飞速发展,已完全可以在计算机上模拟仿真这些动力学环境及其作用效果,从而达到在产品的方案设计阶段复现环境,暴露产品结构组件设计存在的缺陷和隐患,考察遥感器经受动力学环境的能力,提高产品的可靠性。目前,CAD技术中的工程分析方法已成为航空航天产品设计的重要手段。

## 2 动力学环境仿真目的和内容

为了保证遥感器各分系统和组件能够承受可能遇到的各种环境载荷而能正常工作,除了

要对传感器的精心设计和制造装调外,进行充分的动力学环境的模拟仿真分析和动力学环境试验是不可缺少的。动力学环境的模拟仿真主要目的是:

- 验证传感器结构设计方案的正确性,考核结构是否能承受可能遇到的动力学环境。
- 动力学环境预示。通过对传感器结构建立数学模型,计算预示传感器对动力学环境的响应。
- 暴露传感器在材料、元器件选择和制造装配过程中可能隐藏的缺陷,减少它的早期失效率,提高安全可靠。
- 有效地指导动力学环境试验。由于试验产生的“疲劳”会影响到传感器的使用寿命,甚至不能工作。事先对输入激励的幅值和作用效果进行安全性评价,可有效地预防航空航天产品的环境实验过程中出现的问题。

动力学环境的模拟仿真的内容主要有如下几项:

- 建立传感器动力学模型,确定环境扰动形式及函数表达,响应的限定指标;
- 模态分析:求解传感器各阶自然频率、振型,分析薄弱环节;
- 响应求解:求传感器在环境扰动下(冲击、过载、低频振动及随动振动等工况)应力、位移、加速度及功率谱密度响应;
- 优化设计:根据产品设计要求确定目标函数,设计变量及状态变量,进行优化设计选优。

### 3 动力学环境模拟

#### 3.1 冲击环境

冲击是指一个结构系统所受到的瞬态载荷,也可以看成是能量从外界传递到一个结构系统的短暂过程。在这种载荷的作用下,该系统的位移、速度和加速度发生突然的变化。传感器所经受的冲击主要是运载工具在发射过程中各种火工装置工作时产生的。例如:舱体与火箭分离、舱体间分离过程中所用的火工装置,如爆炸螺栓、分离螺帽、拔销器、绳索切割器和炸药等。这些火工装置工作时由于能量高速释放而产生爆炸冲击,其特点是高幅值的震荡波形,持续时间很短。

冲击环境一般采用两种方法模拟仿真,一种是在时域  $t$  内,采用冲击波形,主要是半正弦波,它相当于模拟撞击式冲击实验环境。另一种是在频域  $f$  内,采用高频震荡波形,主要是以  $g(f)$  幅频特性的冲击谱形式描述,这种方法比较合理,已越来越受到重视。

两种冲击实验条件可描述为:

a) 简单的冲击实验条件

冲击加速度: 50g

冲击波形: 近似半波正弦;

作用方向:  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$

持续时间:  $T = 0.008s$ ;

作用位置: 按惯性力作用整个相机

b) 冲击谱实验条件

冲击谱实验条件见表 1。

Table 1 Transient load spectrum

freq. (Hz)	100~ 500	500~ 3000
transient amp.	6db/oct	800g
load direction	X、Y、Z	
load position	inertial load	

评价结构耐冲击能力,一般考察冲击载荷作用在结构系统上的效果,即用结构系统对冲击载荷的冲击响应谱来描述。产品是否因疲劳引起破坏,可通过是否存在剩余谱来判断。由于谱线包括的冲击效果,情况比较复杂,在计算机工程仿真计算中,通过确定在冲击作用期间,系统中各个部件所产生的最大主应力值与该部件材料的最大许用应力值比较来确定产品是否被破坏,从而确定其安全可靠。

一般来说,冲击环境对于遥感器结构影响不很严重,但对脆性材料如玻璃,石英晶体等光学器件可能会造成损坏,必须给予重视。

### 3.2 过载环境

过载(也称加速度环境工况)是遥感器在发射过程中经受的又一重要的动力学环境。它主要由运载火箭工作时产生。

在发射阶段,由于火箭发动机的推力使遥感器获得加速度,该加速度随着燃料不断消耗和飞行器质量减少而不断增加,是一个近似的稳态,根据牛顿第二定律,

$$F(t) = m(t)a(t)$$

$F(t)$  —— 火箭发动机推力矢量

$m(t)$  —— 飞行器质量(包括遥感器)

$a(t)$  —— 飞行器的加速度矢量

$F$ 、 $m$  和  $a$  都随时间而变化,这是准稳态的加速度,遥感器主要经受沿发动机推力方向(纵向)作用。此外在发射过程中由于发动机点火或关机,火箭级间分离、逃逸等,使遥感器受到的推力及加速度产生突变,引起瞬态加速度,激起整个飞行器及遥感器的弯曲变形而使遥感器受到垂直推力(侧向)的振动加速度相应,其数值比纵向加速度小得多。

评价过载环境的工况效果,主要是考察遥感器结构是否引起破坏或失稳。它包括:由于结构永久变形或破坏,而使设备损坏或无法正常工作;光学性能下降;传动装置失灵等。过载载荷按逃逸救生状态工作组件不破坏的鉴定级实验条件:

纵向(Y)加速度: 16g

侧向(X,Z)加速度: 5g

加载速率: 1g/s

保持时间: 2 min

作用位置: 按惯性力作用整个相机

### 3.3 振动环境

#### 3.3.1 低频正弦振动

低频正弦振动的激励主要来自运载火箭发动机不稳定燃烧而产生的推力脉动变化,旋转设备的不平衡转动,液体运载火箭所特有的飞行器结构与液体推进剂,贮箱及供应系统在燃烧

室压力和推动脉动变化下, 相互作用而产生的纵向自激振动, 即通常所说的 PO GO 振动。正弦激励主要是低频正弦振动, 其频率范围大致为 4~ 100Hz。其振动载荷谱如表 2 所示:

Table 2 low frequency sine vibration load spectrum

freq (Hz)	4~ 10	10~ 20	20~ 70	70~ 100
amp.	6 0 mm	2 4g	6 0g	4 0g
load direction	launch direction			
load position	base of remote sensor			

### 3.3.2 随机振动

卫星所经受的随机激励主要是一种声致振动, 主要来自两方面, 一是起飞排气噪声, 另外是运载火箭跨声速飞行及高速飞行时引起的气动噪声, 其频率范围大致为 10~ 2000Hz。随机振动的激励信号是随机波, 在任一时刻, 同时存在着各种可能的频率, 振动的幅度也是不确定的, 这样就不能采用正弦振动分析计算方法解决这类问题。随机振动的环境描述是以随机振动功率谱密度(PSD)作为激励, 作用于遥感器的基础。载荷功率谱密度 PSD 如表 3 所示

Table 3 Power spectrum density

freq (Hz)	10~ 150	150~ 500	500~ 2000
PSD	3db/oct	0 07g <sup>2</sup> /Hz	- 12db/oct
total RMS acce	6 41 g m s		
load direction	launch direction		
load position	base of remote sensor		

### 3.3.3 振动环境效应

科学界曾对发射过的多颗飞行器做过统计, 在发生的发射事故中, 有 30% ~ 60% 是由于发射飞行过程中的振动环境所引起的。振动环境对飞行器及其组件的振动激励常常导致飞行器及其有效载荷结构的破坏, 如裂缝乃至断裂和破碎; 结构紧固件的松动; 机械卡塞和光学系统的失调等。

## 4 遥感器动力学环境仿真方法

### 4.1 动力学有限元模型构造

将遥感器作为一个系统建立整机的有限元模型, 根据动态分析设计要求, 动力学模型要遵循能量守恒原则, 即作到分析模型与实际结构保持刚度等效、质量等效及阻尼等效。力学模型的简化和单元的选择与网格划分要保证刚度不损失, 满足计算精度的要求, 质量分布要合理。阻尼矩阵的建立比较困难, 需要经过试验测试来修正。

### 4.2 模态分析

模态分析主要是考查遥感器的动态刚度, 测量结构动态刚度的主要指标是结构的自然频率  $F_n$  和相关振型。自然频率  $F_n$  与振型是结构固有的品质, 与外界载荷无关, 一般主要关心的是遥感器前几阶自然频率及相应振型。遥感器结构的自然频率与结构刚度及质量有如下关系。

$$F_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{M}}$$

式中,  $F_n$  为遥感器的自然频率

$K$  为结构刚度

$M$  为结构质量

上式中可以看出, 当遥感器结构型式、质量及边界条件一定时  $F_n$  值越高, 其结构的动态刚度越高。各阶模态振型, 对动态分析设计来说是非常重要的, 通过观察振型的动态仿真, 可以直观地了解到结构的薄弱环节。通过将遥感器各阶模态振型与工作平台各阶模态振型的比较, 可避免振动耦合, 产生振荡。根据各阶模态振型, 可有效地指导模态试验, 如选择激振点的位置, 保证激励出所关心的各阶模态。选择响应测点的位置和数量, 使测点能表征所关心的各阶模态的主要特征。衡量动态刚度是否满足设计要求, 主要看基频的大小。一般遥感器自身的基频至少 3 倍于外界环境干扰频率。

### 4.3 响应求解

模态分析实际上只是求了动态方程的通解, 并未考虑环境的影响作用。而遥感器是否满足刚度指标要求, 特别是发射运载过程中的强度要求, 必须按照实际环境载荷工况进行响应求解加以检验。

#### 4.3.1 冲击响应

在冲击响应求解中, 一般将受到的冲击加速度  $g(t)$  或  $g(f)$  以某一波形施加在遥感器的基础上, 然后利用有限元分析方法, 计算出遥感器在冲击作用期间的最大应力分布及最大应力所发生的部位, 从而确定遥感器在冲击环境的安全系数。另外通过求解其冲击响应谱(包括位移、速度、加速度冲击响应谱)来确定冲击作用期间的初始谱和冲击停止作用后的剩余谱, 主要观察是否存在剩余谱。如剩余谱存在, 说明系统会因疲劳而发生破坏。

#### 4.3.2 过载响应

在遥感器整机过载响应求解中, 一般采用静载荷计算和阶跃函数的动态响应计算。

- 静载荷计算。这种处理方法是将遥感器承受的纵向和侧向的加速度按体积力付于有限元力学模型, 计算出应力分布, 从而考核遥感器结构在模拟的稳态加速度惯性载荷下的强度和刚度。这种方法虽不能真实再现加速度产生的惯性载荷, 但问题处理比较简单, 花费机时少。

- 阶跃函数的动态响应计算。这种处理方法是将遥感器承受的纵向和侧向的加速度作为时间  $t$  的阶跃函数, 通过计算可得到其位移、速度、加速度的响应。在经过保持时间  $t$  后, 当系统达到稳定后, 考察结构强度, 即是否有损坏和局部屈服现象, 从计算结果来看, 比较遥感器的应力响应是否大于屈服极限或许用应力。考察结构刚度, 即通过计算的数据或响应曲线来确定残余变形值是否满足设计要求。

#### 4.3.3 低频正弦振动响应

估算遥感器承受该环境的能力, 主要是通过计算在任一时刻, 在一固定的频率和幅值的振动作用下, 用遥感器各部件最大应力响应分布来确定抗振动的安全系数。另外根据加速度响应来确定下凹控制极限, 以确保遥感器的安全性。一般要求加速度响应幅值的放大倍率小于 10 是安全的。

#### 4.3.4 随机振动响应

随机振动响应,一方面可通过在 PSD 作用下的应力分布来判断遥感器的抗载能力,另一方面可通过计算 PSD 响应的统计均方根值  $G_{\text{RMS}}$  来衡量随机振动的剧烈程度。 $G_{\text{RMS}}$  不仅体现输入或输出的 PSD 的能量幅值,而且显示出频次最多的振动峰值的大小。 $G_{\text{RMS}}$  可由 PSD 频谱曲线包围的总面积开方求得:

$$G_{\text{RMS}} = \sqrt{A_{12} + A_{23} + A_{34}}$$

为评价在随机振动环境下,遥感器是否被破坏或产生残余变形,将遥感器输出的 PSD 响应的  $G_{\text{out}}$  与输入的 PSD 的  $G_{\text{in}}$  作比较。根据  $3\sigma$  原则,当  $G_{\text{out}}/G_{\text{in}} < 3$  时,遥感器是安全可靠的。

## 5 结束语

利用计算机 CAD/CAE 技术对空间各类航天航空用的遥感器进行空间动力学环境仿真,越来越引起人们的重视,它是近年来不断发展的动力学环境预示的重要方法,它不仅科学、合理地指导产品的设计,提高产品的设计质量和可靠性,而且对动力学环境试验的预示和补充有较高的实用价值。随着计算机应用技术的不断提高和完善,这种方法必将对我国航空航天产品的设计发挥重要作用。

### 参 考 文 献

- 1 卢钊 光学仪器结构动态分析方法探讨 北京: 光学精密工程, 1997(6): 49~ 53
- 2 柯受权 卫星环境工程和模拟试验(下) 北京: 宇航出版社, 1996: 23~ 211
- 3 朱兰春 强度环境试验设备与仪器仪表 北京: 宇航出版社, 1989: 138~ 182

## The Dynamic Environment Simulation of Space Remote Sensor

YANG Hong-Bo

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

### Abstract

The goal and content of computer dynamic environment simulation of space remote sensor are stated in this paper. The effect of dynamic environment on remote sensor is discussed. The computer simulation method is carried out by transient, overload, low frequency vibration and random vibration environment etc.

**Key words:** Transient, Overload, Low frequency vibration, Random vibration

**杨洪波** 男 1963 年 9 月生, 1991 年毕业于中科院长春光机所研究生部光学仪器专业(硕士)。副研究员。现从事光仪 CAD/CAE/CAM 的应用、开发工作。曾参与完成多项大型工程课题的 CAD/CAE 任务及软件开发工作。主要研究方向: 机电一体化, 系统动力学工程分析及仿真。