

文章编号 1004-924X(1999)06-0042-06

遥感相机对空间动力学干扰源的响应分析

王 俊 卢 铿 王家骥

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

摘 要 航天相机在空间运行过程中,受到许多动力学干扰源的作用,这些干扰源如何影响相机的成象质量是一个倍受关注问题,而透彻分析动力学干扰源并掌握相机光学系统在动力学干扰源作用下的响应是解决这一问题的前提。本文对空间动力学干扰源进行了详细分析,建立了飞船和相机系统的有限元模型,计算相机及其光学系统在空间动力学干扰源作用下的响应。

关键词 遥感相机 动力学干扰源 响应

中图分类号 TB852.1, TP391.72 文献标识码 A

1 引 言

随着科技的进步,航空航天技术的迅猛发展,航天相机能够达到非常高的地面静态分辨率。但是,当宇宙飞船和相机沿轨道飞行时,相机拍摄目标时的分辨率不仅由相机光学系统本身结构来确定,而且受到其运行环境的干扰,使航天相机拍摄的照片根本达不到地面设计的分辨率。

相机搭载在宇宙飞船上,飞船的姿态变化速率会影响成象质量,同时,相机光学系统的结构参数的变化或光学元件的振动也会影响成象质量。空间动力学环境不同于地面环境主要有以下几点:

(1) 从重力环境到微重力环境的变化:

地面装调环境有重力的存在,空间环境属于微重力环境,结构从重力环境到微重力环境存在一个重力释放过程,结构将发生变形。同时,结构间的摩擦力变小,使得阻尼变小,此时系统处于自由状态,对外界干扰变得相当敏感。

(2) 热环境的变化:

飞船在轨道的运行,由于轨道高度较高,没有空气介质,所以受太阳辐射和不受太阳辐射时环境温度差别较大,热环境变化剧烈,地面环境下装调的系统将发生变化,而且,由于热环境的剧烈变化,还会相应的产生结构的低频振动。

(3) 动力干扰源的作用:

当飞船在空间运行时,各个子系统都要进行工作,由于飞船系统在空间处于自由状态,有些飞船子系统的工作会形成空间动力干扰源,而此时飞船对干扰源的响应非常敏感,所以非常微小的激励,便能引起飞船的响应。在空间环境下,由于系统的阻尼比地面状态小,所以响应的衰减时间长。

对于上述(1)、(2)两点阐述的问题,是有规律可寻的,而且能够作到在结构设计过程中给以考虑,并采取相应措施进行补偿。国内在动力干扰源对成像质量的影响方面,目前只局限于对某些干扰源的单项分析研究,而且分析的并不深入,特别是没有对所有的空间动力干扰源进行有机的综合,很难得出对空间动力干扰源影响成像质量的综合评价。文献[1]根据动量矩守恒原理,将飞船及其附件作为刚体,讨论了太阳帆板调姿、动量轮的动不平衡等造成的姿态振动,进而讨论了姿态角的变化对成像质量的影响;文献[2]假设飞船本体为刚体,飞船只有刚体位移,即只有动能而没有变形能,太阳帆板作为挠性体,只存在弯曲振动,进而分析了太阳帆板的振动对成像质量的影响。这些分析方法对于分辨率较高的光学系统来说不一定能满足要求。

本文分析了飞船在空间运行时的活动附件可能产生的干扰,定量地确定了干扰力矩的大小以及作用位置、作用时刻和作用方向,并对这些干扰源进行综合,计算飞船相机及其光学元件在这些干扰源作用下的响应。

2 对空间动力学干扰源的讨论

飞船上有许多能够运转的部件,当飞船在空间环境下运行,这些部件都要保持工作,由于工作特性的需要或制造、装配误差,这些部件必然存在不平稳运转现象,所以导致了对飞船和相机的动力学干扰。

2.1 火箭调姿引起的干扰

轨道舱可有多台调姿发动机,分别对飞船的俯仰、偏航和横滚进行调整。轨道舱的发动机没有变轨的作用,所以推力都比较小。发动机开始工作的时刻和工作时间,需要由姿态控制系统对当前飞船姿态进行测量再与所要求的姿态相比较,若当前姿态不满足要求,而实际三轴姿态偏离

要求姿态较小时,控制系统发出指令使飞轮的转速变化以对姿态进行调整,当三轴姿态与要求的姿态相差较大时,控制系统发出指令来使发动机开始工作。调姿系统发动机的工作方式属于间断式,即以脉冲激励的形式作用于飞船。在 t 时间内,每台发动机产生的动量矩变化为:

$$M_i t = P L t \quad (1)$$

M 表示调姿力矩, P 为一台发动机的推力, L 为发动机推力作用力臂。当有 n 台发动机工作时,总动量矩变化是参与工作的发动机产生动量矩变化的向量和。

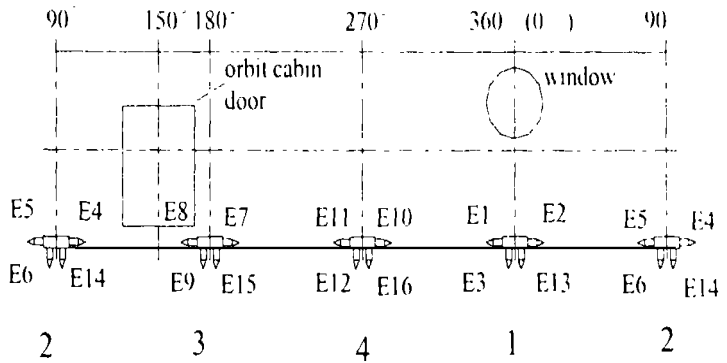


Fig. 1 The layout of engines of orbit cabin

2.2 动量轮的动不平衡分析

由于加工、装调精度的限制,动量轮的质量分布或多或少的存在不平衡现象,也就是整个动量轮质心与转轴有一个偏差,这样造成动量轮的非零惯性积,因而产生了以飞轮转速为频率的正弦扰动力矩^[1]。动量轮动不平衡对飞船系统的影响主要取决于动量轮的质量、偏心量以及动量轮的转速。本文考虑最恶劣的情况,把所有动量轮的干扰力矩叠加在一起分析。

对于以 x 轴为旋转轴线的动量轮(见图 2), O 点为动量轮的简化中心, A 点为其质心位置。由于偏心质量的存在, 惯性轮对于 x 、 y 轴的惯性积 $I_{yx} = m y_i x_i$, 对于 x 、 z 轴的惯性积 $I_{zx} =$

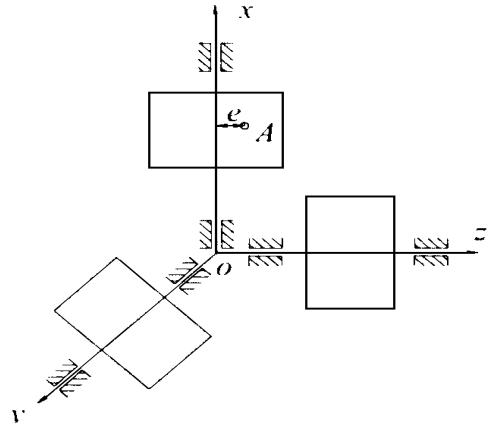


Fig.2 The schematic plan of momentum wheels

以及对 x 轴的转动惯量 $I_x = m i e^2$ 不为零,因而可计算出惯性力系对 O 点的主矩。

同理可得到以 y 轴、 z 轴为转轴的动量轮的偏心质量对 O 点的主矩^[3]。

$$\mathbf{T}_{roll} = \begin{bmatrix} 0 \\ -I_{zx}\omega^2 \\ I_{yx}\omega^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{T}_{pitch} = \begin{bmatrix} I_{zy}\omega^2 \\ 0 \\ -I_{xy}\omega^2 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{T}_{yaw} = \begin{bmatrix} -I_{yz}\omega^2 \\ I_{xz}\omega^2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中, \mathbf{T}_{roll} 、 \mathbf{T}_{pitch} 、 \mathbf{T}_{yaw} 分别为以 x 、 y 、 z 为转轴的动量轮的偏心在三轴方向产生的转矩。若设飞船绕 x 轴转动为横滚、绕 y 轴的转动为俯仰、绕 z 轴的转动为偏航, 将这三组动量轮对三轴产生的转矩进行代数求和, 则可得到动量轮偏心而产生的横滚、俯仰、偏航转矩。

由于动量轮是保持连续转动的, 而以上的讨论都是在某一时刻的静止状态进行的。为能体现整个转动过程产生的干扰转矩, 需要进行坐标变换, 将扰动转矩转换到时变坐标系中。根据坐标变换矩阵^[4]:

$$\mathbf{A}_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\omega t & -\sin\omega t \\ 0 & \sin\omega t & \cos\omega t \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_y = \begin{bmatrix} \cos\omega t & 0 & \sin\omega t \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\omega t & 0 & \cos\omega t \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} \cos\omega t & -\sin\omega t & 0 \\ \sin\omega t & \cos\omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 \mathbf{A}_x 、 \mathbf{A}_y 、 \mathbf{A}_z 分别为矢量绕 x 轴、 y 轴、 z 轴旋转的作用矩阵。

$$\mathbf{T}_{roll} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega^2 \sqrt{I_{yx}^2 + I_{zx}^2 \cos\omega t} \\ \omega^2 \sqrt{I_{yx}^2 + I_{zx}^2 \cos\omega t} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{T}_{pitch} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega^2 \sqrt{I_{xy}^2 + I_{zy}^2 \cos\omega t} \\ 0 \\ \omega^2 \sqrt{I_{xy}^2 + I_{zy}^2 \cos\omega t} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{yaw} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega^2 \sqrt{I_{xz}^2 + I_{yz}^2 \cos\omega t} \\ \omega^2 \sqrt{I_{xz}^2 + I_{yz}^2 \cos\omega t} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中: $I_{yx}^2 + I_{zx}^2$, $I_{xy}^2 + I_{zy}^2$, $I_{xz}^2 + I_{yz}^2$ 为动不平衡度, 若每个动量轮的动不平衡度相同,

综合(2)式和(3)式, 得到: 则总干扰矩为:

$$\mathbf{T}^{total} = \begin{bmatrix} \omega^2 \frac{I_{xz}^2 + I_{yz}^2 \cos \omega t + \omega^2}{I_{xy}^2 + I_{zy}^2 \cos \omega t} \\ \omega^2 \frac{I_{yx}^2 + I_{zx}^2 \cos \omega t + \omega^2}{I_{xz}^2 + I_{yz}^2 \cos \omega t} \\ \omega^2 \frac{I_{xy}^2 + I_{zy}^2 \cos \omega t + \omega^2}{I_{yx}^2 + I_{zx}^2 \cos \omega t} \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.3 动量轮轴承偏心导致的干扰

若动量轮轴承存在偏心距 e , 也会产生动量轮的振动问题, 计算过程中可将该偏心距与动量轮的质量偏心距合成计算。

2.4 动量轮调姿导致的动量矩的变化

设在 Δt 时间内, 动量轮转速由 ω 变化到 ω , 可求得动量轮的角加速度为 $\epsilon_{\omega} = \frac{\omega - \omega}{\Delta t}$, 则相应的动量矩变化为 $\Delta M_w = I_w \epsilon_{\omega}$ 。根据动量矩守恒定律, $\Delta M_w = -\Delta M_{sc}$, 飞船此时要受到一个与 ΔM_w 大小相等、方向相反的动量矩的作用, 作用时刻与作用时间与动量轮的变速时刻与时间相同。

2.5 太阳帆板的调姿产生的干扰

为了保证飞船的足够能量供应, 太阳帆板必须时刻跟踪太阳, 使太阳帆板始终朝向太阳的方向。太阳帆板的驱动机构一般都采用步进电机, 实现阶越式的调姿。为了使太阳帆板调姿平缓以避免产生较大的调姿扰动, 步进电机要采用细分控制。设太阳帆板的转动惯量为 I_s , 最大输出转矩为 M_{max} , 摩擦转矩为 M_f , 则步进电机的输出力矩为 $M_0 = M_{max} - M_f$, 太阳帆板的角加速度为 $\epsilon_{s1} = M_0 / I_s$ 。太阳帆板调姿产生的动量矩变化为 $\Delta M_{s1} = I_s \epsilon_{s1}$ 。

太阳帆板的减速阶段, 也有角加速度的产生:

若太阳帆板的一次调姿时间为 t_1 秒, 则在一次调姿后, 太阳帆板的转速达到 $\omega = \epsilon_{s1} t_1$, 太阳帆板调姿结束后, 在某一瞬间内, 转速从 ω 降至 0。设减速时间为 t_2 , 则太阳帆板的角加速度为 $\epsilon_{s2} = \frac{-\omega}{t_2}$, $\Delta M_{s2} = I_s \epsilon_{s2}$ 。太阳帆板的减速时间一定小于其加速时间, 所以, 减速度的大小大于加速度的大小, 因而减速产生的动量矩变化也要大于加速时产生的动量矩变化。从作用过程来看, 加速过程产生的动量矩变化导致飞船的反方向扭动并可能产生振动, 但进入减速过程后, 产生的动量矩变化方向与加速过程相反, 对飞船的运动有抑制作用。同时也由于减速过程的复杂性而难以确定, 所以本文仅探讨由于太阳帆板的加速过程产生的动量矩的变化对飞船的影响。

2.6 太阳帆板的振动对飞船的干扰

在太阳帆板调姿的瞬间, 由于动量矩的变化, 使得太阳帆板和飞船同时受到一个大小相等、方向相反的力矩的作用。由于飞船的刚度比太阳帆板的结构刚度高的多, 所以在激励作用下, 太阳帆板以较低的频率振动, 而飞船以较高的频率振动, 这些振动都将影响飞船的姿态, 进而影响相机的成像质量。

2.7 宇航员移动、空调等其他因素的干扰

飞船在运行过程中, 还要受到宇航员的运动、空调、旋转天线等其他因素的干扰, 这些干扰因素随机性更强, 很难进行定量描述。但从国外类似航天器的分析结果表明, 这些因素对整个

系统的影响较小,而且在相机拍照时,可以要求宇航员不能走动、空调关闭等,所以这些因素可忽略不计。

3 动力干扰源对系统激励的综合分析

飞船在轨道运行时,受到干扰源作用后,遵循动量矩守恒和能量守恒定律。

动量守恒的意义在于当没有外力作用时,整个系统的动量保持不变。也就是说,当系统的一部分发生动量变化时,系统的另一部分的动量也必然发生变化,且两部分的动量变化大小相等、方向相反。动量守恒定律是考虑的质点系的动力学问题,只考虑了系统的刚体运动。

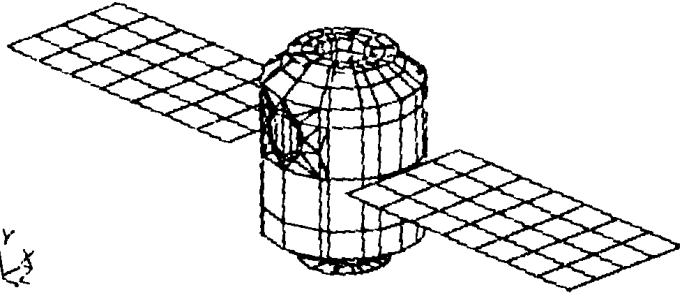


Fig. 3 The finite element model of spacecraft

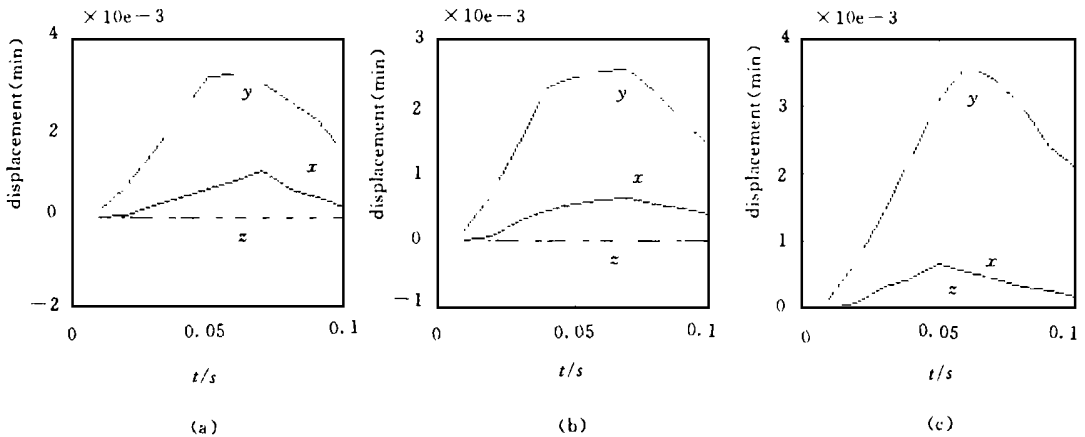


Fig. 4 The displacement of model 1, 2, 3 Vs time

(a): node 1; (b): node 2; (c): node 3

无约束状态下的系统受到空间动力干扰源的激励后,结构将发生刚体位移和弹性变形,用于使结构发生刚体位移及弹性变形的能量应遵循能量守恒的原则。所发生的刚体位移吸收一部分动能,其余能量用于结构的弹性变形。由于空间微重力环境且无空气的存在,使得刚体以一定的速度保持运动,直到有其他干扰力矩作用为止。而用于产生结构弹性变形的能量,将在动能、弹性变形能、热能之间转化。在空间环境中,结构间摩擦力显著减小,转化成的热能也较少,所以,能量的守恒主要体现在弹性变形能与动能之间的转化。

对于飞船这样一个复杂、庞大的系统来说,应该用动量守恒与能量守恒相结合的原则。根据这一原则,建立系统的有限元模型(如图3所示),然后根据第二节分析,将干扰源作用于有限元模型,计算光学系统的响应。本文以相机次镜为例,给出了光学系统响应结果(如图4所示)。图中,(a)代表镜面圆心点的三个位移分量,(b)是次镜光轴上的另外一点的三个位移分

量, 这两点的位移体现了次镜的倾斜、离轴和离焦量; (c) 代表了次镜镜面边缘上一点的三个位移分量, 通过 (a) 和 (c) 可以计算出次镜绕光轴的旋转。

4 结 论

本文对遥感相机所处的空间环境进行了讨论, 对可能存在空间动力学干扰源进行了详细的分析, 并主要讨论了调姿火箭的工作、动量轮的动不平衡及其轴承的偏心、太阳帆板的调姿及其振动等产生的干扰。利用有限元分析软件建立了飞船及相机光学系统的有限元模型, 根据空间动力学干扰源的作用位置、大小、方向, 对有限元模型施加载荷, 然后计算自由状态下的有限元模型的响应, 并利用相机次镜阐述了光学系统响应的求解方法, 为进一步进行动力学干扰源对相机成像质量的研究打下良好基础。

参 考 文 献

- 1 孙全性. 高分辨率传输型侦察卫星对姿控系统稳定性的要求. 控制工程. 1992, 19(5): 1~11
- 2 赵阳. 太阳帆板振动对星载 CCD 相机成像的影响. 中国空间科学技术, 1995, 15(2): 32~39
- 3 吉林工业大学理论力学教研室. 理论力学. 北京: 海潮出版社, 1993: 155~160
- 4 王家骥. 光学仪器总体设计. 长春光学精密机械研究所研究生教材. 1998. 78~80

Response of Remote Sensing Camera due to Dynamic Disturbance

WANG Jun, LU E, WANG Jia-Qi

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

Abstract

When a remote sensing camera is working in the space, it will be affected by a lot of dynamic disturbance. How the disturbance affects the image quality of camera is paid more attention. It is very important to analyze the disturbance clearly and to know the response of optical system and its optical element due to the disturbance. The space dynamic disturbance is studied detailed in this paper, finite element model of spacecraft and remote sensing camera is established, and the response of remote sensing camera and its optical elements due to the disturbance is calculated.

Key Words: Remote sensing camera, Dynamic disturbance, Response

王 俊 男, 1971 年生。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。