

一次卫星微振动情况的地面测量试验

雷军刚, 赵 伟, 程玉峰

(兰州物理研究所, 甘肃 兰州 730000)

摘 要: 介绍了 2006 年国内一次卫星微振动地面测量试验的情况, 包括测量目的、设备、测点布置以及典型测量结果等, 并对卫星某些关键位置的微振动振幅进行了分析。

关键词: 微振动; 测量; 数据分析

中图分类号: V448.25

文献标识码: A

文章编号: 1006-7086(2008)02-0095-04

A MICRO- VIBRATION MERSUREMENT OF ONE SATELLITE ON THE GROUND

LEI Jun- gang, ZHAO Wei, CHENG Yu- feng

(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The paper has described a micro- vibration measuremnet of one satellite on the ground, which was performed in 2006. The experiment purpose, equipment, measurement position and typical results are introduced in detail, futher more, analyses of micro- vibration amplitude in some important position is offered.

Key words: micro- vibration; measurement; data analyses

1 引 言

虽然航天器在轨运行时处于失重状态, 但航天器自身及其有效载荷动作会引起微小振动, 振动的来源主要包括推进器工作、结构机构动作、人员活动等, 其振动频率在 0.01~300.00 Hz, 振动幅度为 10^{-5} ~ $10^{-2}g_0$ 量级。这种微振动是航天器微加速度扰动的主要部分, 可分为振动加速度和瞬态加速度。

航天器的微振动带来两类问题: 一是各种活动部件之间及其与航天器整体的结构响应耦合问题, 例如转动部件的转动频率与整星共振频率耦合时, 可能导致转动失灵; 二是对微振动敏感的有效载荷的性能或科学试验的结果受到影响, 例如光学相机由于微小角振动导致分辨率的下降。

对航天器微振动情况进行地面测量, 可以及早评估航天器的微振动情况, 防止上述问题的出现。当然, 由于重力、背景噪声以及试验设备的影响, 所得到的数据与在轨情况存在一定差异, 但作为一种代价小、易于早期实施的评估手段, 地面微振动测量仍然有其重要意义^[1]。

2006 年 11 月兰州物理研究所空间微重力技术研究室与东方红卫星公司合作, 对某卫星进行了整星微振动测量地面试验。试验目的是为了获得在地面条件下卫星某些关键位置 (星敏感器、动量轮等附近) 在星上运动部件运动时的微振动振幅, 为有定位精度要求的部、组件提供背景参数。试验得到了卫星上 9 个位置的微振动数据, 并分析得到了这些位置的振幅。

2 试验情况

本次微振动测量试验所使用的测量装置包括石英挠性加速度计、信号调理电路、恒流源 (可选) 以及数据

收稿日期: 2008-03-12.

作者简介: 雷军刚 (1974-), 男, 甘肃省宁县人, 高级工程师, 从事空间微重力及微振动测量技术研究。

采集设备等,其电路原理如图 1 所示。其中恒流源只在卫星 X 向(即铅垂方向)或非水平方向的测点配置,用以使石英挠性加速度计的摆片克服 $1g_0$ 重力加速度在该测量方向的分量。

测量装置包括 9 个测量通道,量程均为 $\pm 250\text{ mg}$ (克服重力加速度分量后),不确定度优于 0.12 mg ($0.01\sim 300.00\text{ Hz}$, RMS)。数据采集设备量化宽度 16 bits,采样频率 $1\,024\text{ Hz}$,量化不确定度优于 $7\text{ }\mu\text{g}$ ($0.01\sim 300.00\text{ Hz}$, RMS)。该测量装置用重力场倾角法进行标定,标定时不设恒流源。

各测点的位置和测量方向设置见表 1。

表 1 微振动测量试验测点

序号	测点	测点位置	测量方向
1	A1	星敏 A 安装支架	垂直于星体 X 轴(平行于星敏 A 的 X 轴方向)
2	A2	星敏 A 安装支架	与星体 X 轴夹角 127.8° (平行于星敏 A 的 Z 轴方向)
3	A3	星敏 A 安装支架	与星体 X 轴夹角 37.8° (平行于星敏 A 的 Y 轴方向)
4	A4	星敏 B 安装支架	垂直于星体 X 轴(平行于星敏 B 的 X 轴方向)
5	A5	星敏 B 安装支架	与星体 X 轴夹角 52.28° (平行于星敏 B 的 Z 轴方向)
6	A6	星敏 B 安装支架	与星体 X 轴夹角 142.28° (平行于星敏 B 的 Y 轴方向)
7	A11	S 动量轮支架	与星体 X 轴夹角 76.5°
8	A12	X 动量安装板附近	垂直于星体 X 轴
9	A14	Z 动量安装板附近	垂直于星体 Z 轴

试验分 2 种工作状况进行:工况 1 为卫星不加电情况下的背景噪声测量;工况 2 为卫星处于正常轨道运行模式时的微振动情况。

图 2 为工况 1 的各测点时域加速度波形,图 3 为工况 2 时典型测点的加速度频域曲线图,可以看出在 7.5 Hz 和 110.0 Hz 附近呈现明显尖峰。

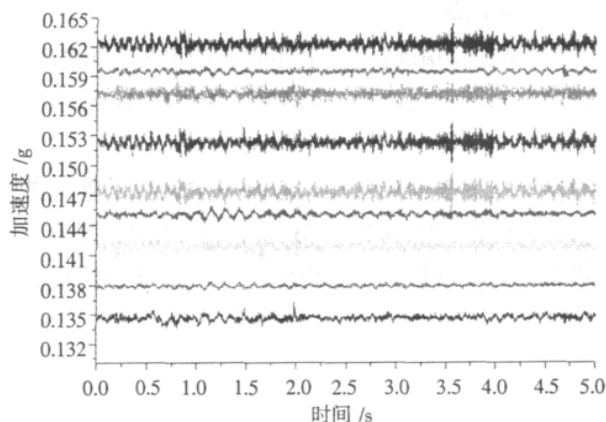


图2 工况 1 时各测点时域加速度波形图

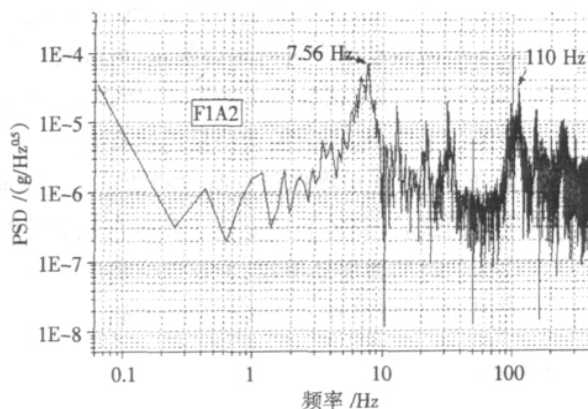


图3 典型测点加速度频域图

图 4、图 5 分别为工况 2 时的测点 A1 加速度时频域曲线,可以看出在 7.56 Hz 附近呈现明显尖峰,在 100.00 Hz 后呈上升趋势。

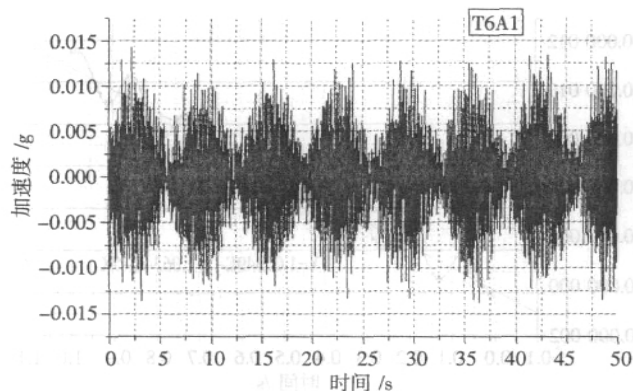


图4 测点 A1 加速度时域图

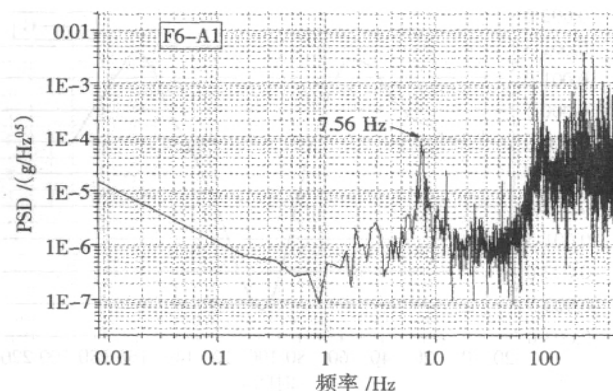


图5 测点 A1 加速度频域图

3 数据分析

本次试验的目的是取得各测点位置的振幅,因此需要将各测点的时域数据进行二次积分,积分过程中需要消除测量装置的零偏和漂移。测量装置的零位偏移主要是由于加速度计的安装角度误差和恒流源参数设置造成,漂移主要是由于加速度计安装角度的微小变化以及其自身的低频率漂移造成。

使用数据分析软件 Origin70 Enterprise Edition, 结合人工处理进行了数据分析。以下将分析过程以测点 A1 数据为例说明。

将全过程数据求统计平均值,得到测量装置的零位输出(图6中0.235 g附近的浅色直线),将所有数据减去零位输出值,得到扣除主要零偏的时域数据。

图6数据减去零位输出值后积分得到的速度曲线见图7。从图7可以看到速度曲线整体呈勺状,说明测量数据中存在低频率 低于 0.005 Hz 漂移。对图7数据进行二次拟合,将得到的曲线(图7浅色曲线)作为漂移曲线。将图7数据减去漂移曲线后得到图8的速度曲线。

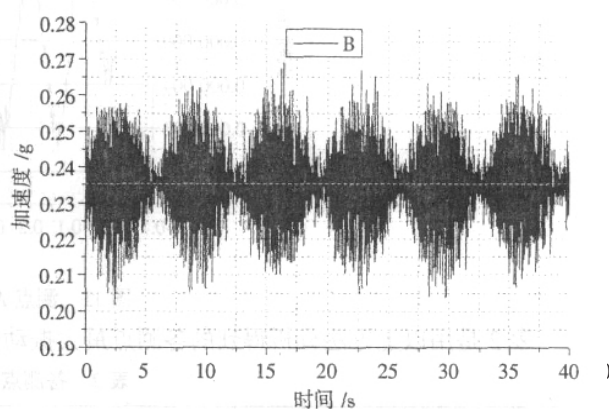


图6 加速度波形(图中浅色线为零偏线)

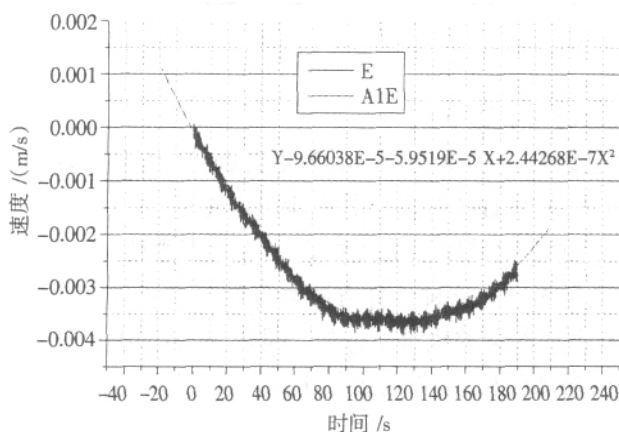


图7 扣除漂移前的速度曲线

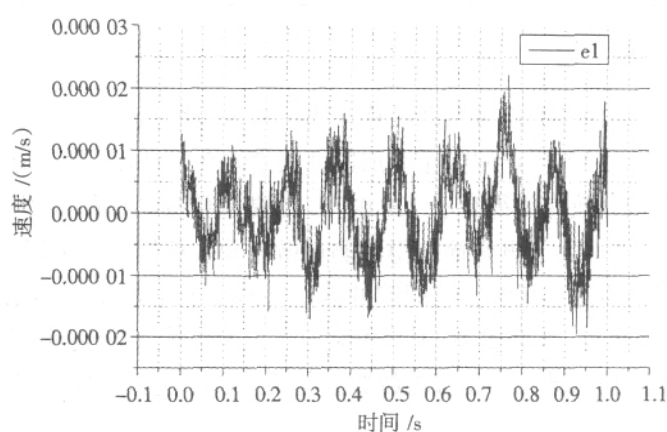


图8 扣除漂移后的速度曲线

对图8数据再次积分得到图9的位移曲线,可以看到图9中仍然存在量级较大的低频变化,主要是因为图8数据中存在残留漂移情况(图7二次拟合剩余)。

取图9起始段1 s内的数据形成图10,可看到频率约 7.50 Hz 的明显波动,与图3中的 7.56 Hz 的尖峰是一致的,这是实际测量到的卫星微振动位移情况。

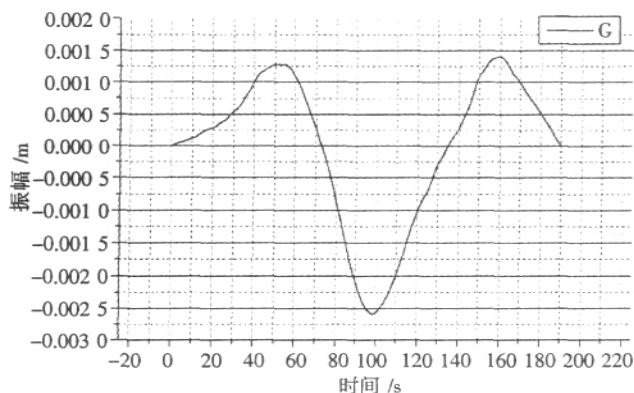


图 9 位移曲线

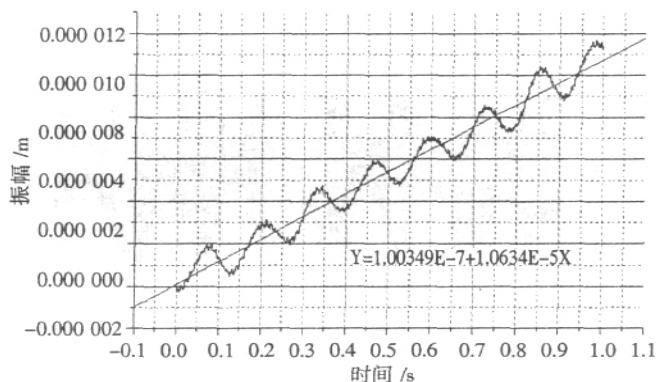


图 10 起始段 1s 内的位移曲线

对图 10 再次拟合, 扣除残留的漂移, 得到最终的微振动位移曲线图 11。从图 11 可以得到 A1 测点的微振动位移幅度小于 $1.20 \mu\text{m}$ 。

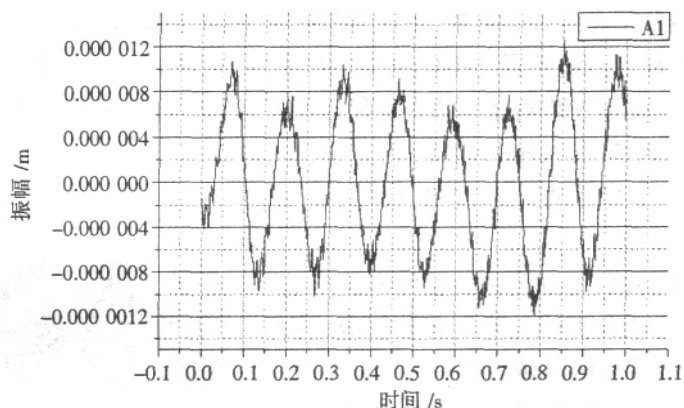


图 11 测点 A1 微振动位移曲线

表 2 是用以上方法分析得到的各测点最大振动位移幅度。

表 2 各测点最大振动位移振幅

测 点	A1	A2	A3	A4	A5	A6	A11	A12	A14
振幅 / μm	1.20	0.70	0.60	0.85	0.55	0.15	0.85	0.70	0.75

4 结 论

- (1) 各测点微振动位移振幅在微米量级, 其中 A1 测点最大, 为 $1.20 \mu\text{m}$ 。
- (2) 各测点的微振动加速度频谱均在 7.56 Hz 附近有明显谱峰, 在 100.00 Hz 后有上升趋势。但位移的二次积分效应使得高于 100.00 Hz 的高频微振动位移振幅远小于 7.56 Hz 的振幅, 其影响可以忽略。
- (3) 为了更好地获得各测点微振动位移振幅, 在计算过程中多次采用了曲线拟合以获取零漂值, 以尽量消除测量装置和方法引起的偏差, 但对于此类微小量级的测量而言, 这种计算方法本身就带来了较大的误差。另外, 地面重力、卫星安装方式以及电缆布置等诸多因素造成的误差也难于分析。因此, 地面微振动试验测量到的微振动位移振幅数据并不能用于进行准确的卫星微振动分析, 但作为评估手段, 则是十分有用的。

参考文献:

- [1] MORIO TOYOSHIMA, TAKASHI JONO, NOBUHIRO TAKAHASHI, et al. TRANSFER FUNCTIONS OF MICROVIBRATIONAL DISTURBANCES ON A SATELLITE[C]. Keizo Nakagawa, and Katsuyoshi Arai OICETS Project Team, National Space Development Agency of Japan 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki, 305-8505 Japan, 2003.