

# 星载蜂窝夹层结构天线复合材料力学性能检测

韦娟芳 冀有志 龚博安

(西安空间无线电技术研究所,西安 710000)

**文 摘** 针对卫星的发射力学环境、在轨温度环境和辐照环境要求,对常用的蜂窝夹层结构反射器天线,提出了天线复合材料的力学参数要求和检测内容,包括:胶黏剂、原材料和蜂窝夹层结构高、低性能要求和随炉试件的检测内容,同时针对蜂窝夹层板的结构特点,提出了拉拔力、刚度测试、模态测试的方法,总结了振动试验和热真空试验中常见的失效模式。由于复合材料测试与测试方法有很大的关系,因此文章也介绍了这些参数测试的标准,同时根据仿真分析结果给出了星载蜂窝夹层结构天线板-芯胶黏剂在高温、低温下要达到的剪切强度和剥离强度指标。

**关键词** 卫星,天线,复合材料,蜂窝夹层结构,力学性能,检测

## Mechanical Test for Satellite Antenna With Composite Honeycomb Sandwich Structure

Wei Juanfang Ji Youzhi Gong boan

(Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710025)

**Abstract** According to the environment of launching and temperature on orbit, this paper advances the content of mechanical performance testing for the common space honeycomb sandwich antenna reflector. The content includes parameter lists in room, hot and cold temperature for adhesive, primary material and sandwich structure. The content also includes methodologies of strength load, stiffness and modal test typically for sandwich structure, as well as the failing modes in vibration and vacuum environment test. As the testing methodologies have great influence on the testing results, the paper introduces the testing standard. According to the analysis results, the shear and striping strength parameters are defined for the adhesive film in room, cold and hot temperature.

**Key words** Satellite, Antenna, Composite material, Honeycomb sandwich structure, Mechanical performance, Testing

### 1 前言

卫星天线是星体外部的较大结构附件,一般要求其振动基频要高于整星基频,并与其他较大附件如太阳帆板的基频错开,以保证发射时具有足够的强度。同时由于火箭运载能力的限制,天线的结构质量也是一个严格限制的指标。在轨道上,天线上的温度分布会随太阳照射角度和卫星相对地球的位置角度有大幅度变化,需要用线胀系数很小的材料来保证反射面的变形在电性能允许的范围之内。

碳纤维复合材料具有一系列优异性能,如密度低、模量高、强度高、线胀系数小以及优良的振动阻尼特性等<sup>[1]</sup>。特别是它很高的比模量值非常符合卫星天线结构材料的需要,可以提高天线的基频,同时它具有较大的阻尼系数,可以降低卫星发射时天线的振动响应,所以目前在星载天线结构中得到广泛的应用。在天线结构中,它可制成各种反射器、支撑结构件、构架和馈源塔等主要和次要承力构件。结构形式有蜂窝夹层板、蜂窝夹层曲面、层压板和杆件等,其中

收稿日期:2007-06-28

作者简介:韦娟芳,1964年出生,博士生导师,从事卫星天线结构分析与试验技术研究

C/E氧面板铝蜂窝芯夹层结构应用最为广泛。

Kevlar/E具有电磁波透过性能,且具有较高的强度和模量、线胀系数小、振动阻尼大,因此成为介质材料天线的首选材料。在卫星天线结构中,它可制成反射器、金属螺旋天线的支承体、副反射器和馈源的支架等。与金属材料相比,用 Kevlar/E做副反射器和馈源的支撑架,可以减少对电磁波的遮挡,提高天线性能。国内介质天线反射器一般采用 Kevlar/E织物面板和 Nomex 蜂窝芯夹层结构,国外已经开始用 Kevlar蜂窝取代 Nomex蜂窝,因为其介电常数更低,力学性能更好。

## 2 空间环境对复合材料力学性能要求

### 2.1 强度和刚度要求

星载复合材料天线必须具备足够的刚度以便经受住发射和在轨环境下各种载荷作用。天线作为卫星的大型柔性部件,其基频要保证星体、天线和帆板之间的振动不发生耦合。与刚度直接相关的是单向带的弯曲模量和蜂窝夹层板的弯曲刚度。星载复合材料天线必须具备足够的强度,以保证在各种载荷和环境下,结构各部件不发生破坏。蜂窝夹层结构的失效模式包括纤维断裂、面板分层、预埋件的拔出、蜂窝失稳、加强片开胶。与强度直接相关的有单向带的拉压强度、层间剪切强度、蜂窝板的平拉强度、平压强度以及剪切强度等。根据各种失效模式,通过结构有限元分析可以得到对原材料、单向带(织物)、蜂窝面板、蜂窝夹层结构的强度和模量指标要求,这些指标要求成为检验原材料和蜂窝夹层结构是否满足要求的依据。

### 2.2 胶接性能和抗热冲击疲劳性能

对于胶黏剂,要测试胶膜在天线工作温度范围内的胶接性能,以保证产品在真空热环境下的强度满足要求。同时要测试不同胶膜厚度对蜂窝的胶接爬升性能(即板-芯剥离强度)。目前同步轨道通讯卫星(DFH-4)大平台天线的最高、最低鉴定级温度为 $-180 \sim +135$ ,超出了“蜂窝夹层结构胶黏剂规范”(QJ3043—98)规定的 $-120$ 的低温极限。对高频段天线(Ku、Ka以上频段),由于反射器形面加工变形限制严格,面板和蜂窝必须采用中温固化才能满足要求,这就要求胶黏剂的高温极限使用温度从原来的 $100$ 提高到 $140 \sim 150$ 。

天线暴露于星体以外,处于冷热变化很频繁的环境

境下,如周期为 $1.5$  h的太阳同步轨道的卫星,在两年内,天线会经受近 $8000$ 次由于进出阴影引起的冷热交变;因此,在选择天线材料时,要进行热冲击疲劳试验。试验后要求材料、结构外观无变化,面板没有脱粘和分层,力学性能(弯曲和剪切刚度)基本不变。测试标准参照 GB/T 9979—1998《纤维增强塑料高低温力学试验准则》。

### 2.3 热变形性能要求

星载天线材料的选择应保证天线在轨道上不同温度范围内产生的热形变不影响天线的辐射性能,同时保证展开机构和铰链在轨道预计的温度范围内仍能到位、锁定,不会因为热变形的影响发生卡死、不到位现象。天线热变形主要取决于材料的线胀系数和结构热变形的协调性设计,因此要检测材料的线胀系数。对于蜂窝夹层结构,一般只检测面板的线胀系数。对于 Kevlar/E面板,由于面板与蜂窝之间的胶黏剂对线胀系数的影响很大,因此面板测试时要带上胶膜。对于 C/E面板,由于面板相对于胶膜的模量很大,胶膜对线胀系数的影响很小,因此面板测试时可以不带胶膜。线胀系数测试标准参照 QJB 332A—2004《刚性固体平均线胀系数测试方法》。

### 2.4 抗辐照性能

星载复合材料天线在轨道上要承受空间的电子、质子、射线、射线等辐射,辐射量的大小与轨道高度和位置有关。如某同步轨道通讯天线在轨 $15$ 年的辐射总剂量为 $3 \times 10^9$  rad(Si),而某天太阳同步轨道天线的两年辐射总剂量为 $1 \times 10^7$  rad(Si)。对没有上过天的材料,需要进行辐照试验。辐照试验的总剂量按照最坏条件下进行,辐照试验时要注意严格控制辐照剂量的速率,太快会造成材料烧蚀。 $1 \times 10^7$  rad(Si)、 $3 \times 10^9$  rad(Si)最短辐照时间分别按照 $10$  h、 $120$  h进行。试件可以做成边长 $60$  mm  $\times$   $60$  mm的方形蜂窝夹层板,从蜂窝板一个表面的上方辐射。辐照试验后要求蜂窝夹层结构无变化,面板材料无破损和烧蚀,胶接性能指标(平拉强度)下降量小于辐照前指标的 $50\%$ 。目前星载天线材料还没有可参考的辐照试验测试标准。

## 3 复合材料力学检测

复合材料生产厂家要对所用的原材料进行性能复验<sup>[2]</sup>,复验合格后方可使用。材料更换批次时,部分项目要重复检验。原材料性能测试数据见表 1,单向带和织布性能检测见表 2<sup>[2]</sup>,随炉蜂窝夹层结构板性能检测见表 3<sup>[3]</sup>。

表 1 原材料性能测试

Tab 1 Testing content for composite material

原材料	测试内容 <sup>1)</sup>	方法	备注
xx树脂	拉伸强度 * 模量 *	GB2568—1995	
耐久有孔铝蜂窝	蜂芯胶接节点强度 * /平压强度 *	GJB130.3—86	
	透气孔大小及数量	显微镜观测	
NOMEX蜂窝	透气孔大小及数量	显微镜观测	
	平压强度 *	GJB130.5—86	
xx纤维	拉伸强度、拉伸模量、断裂伸长率	GB3362—1999、GJB348—87	按标称值复验
xx预浸料 (xx织布)	0 拉伸强度、90 拉伸强度	GB3354—1999	为单向板或织物测试数据
	0 压缩模量、90 压缩强度	GB3856—1999, 织物不测压缩强度和压缩模量	按实际板面板铺层叠加
	树脂质量分数	JC/T780—1996	按标称值复验
	凝胶时间	JC/T774—1996	按标称值复验
	树脂流动性	JC/T775—1996	按标称值复验
面板与蜂窝	膜厚度、各温度胶接剪切强度	GB7124—86《胶黏剂拉伸剪切强度测定方法》	
胶黏剂	及板 - 芯剥离强度	GB 1457—88《夹层结构滚桶剥离试验方法》	

注: 1) 对于不带“\*”的项目, 每种材料, 对不同批次原料, 要重复检测; 带“\*”的不同批次, 同种材料, 只需检测一次。

表 2 单向带(织物)检测内容及方法

Tab 2 Testing content for tape prepreg ( fabric prepreg)

原材料	测试内容 <sup>1)</sup>	温度 <sup>2)</sup>			测试方法 <sup>3)</sup>
		常温	-196	+150	
纤维 树脂 单向带	层间剪切强度				GB3357—1999
	0 拉伸强度、0 拉伸模量、泊松比	×			GB3354—1999
	0 压缩强度、0 压缩模量	×			GB3856—1999
	0 弯曲强度、0 弯曲模量				GB3356—1999
	±45 面内剪切强度、面内剪切模量	×		×	GB3355—1999
	0 线胀系数、90 线胀系数				QJB332A—2004
织物 树脂	层间剪切强度				GB3357—1999
	0 弯曲强度、0 弯曲模量				GB3356—1999
	0 线胀系数、90 线胀系数				QJB332A—2004

注: 1) 带“\*”的不同批次, 同种材料, 只需检测一次; 2) 打“×”是要安排检测, 打“”是可以不安排检测; 3) 除线胀系数测试为 3 个试样外, 其余每个数据为 5 个测试试样。

表 3 随炉蜂窝夹层结构板检测内容

Tab 3 Testing content for processing control panel

原材料	测试内容	常温	辐照后	热冲击 试验后	方法
面板和 层压板	拉伸强度、拉伸弹性模量、泊松比、破坏伸长率		×		QJ971—86
	面密度		×	×	质量/面积
	压缩强度、压缩弹性模量		×		QJ1403A—2004
碳纤维夹层 结构板	弯曲刚度、剪切刚度、弯曲强度、剪切强度		×		GJB130.9—86
	厚度及面密度		×	×	GJB130.9—86
	平压强度			×	GJB130.5—86
	平拉强度			×	GJB130.4—86
织物夹层	滚筒剥离强度		×		GB1457—88

## 4 天线产品力学性能检测

### 4.1 蜂窝板预埋件拉拔力测试

星上天线蜂窝夹层结构通常利用在蜂窝板预埋或后埋金属埋件,通过埋件将蜂窝板连接成需要的结构,一些金属附件如馈源、波导、电机也是安装在埋件上,因此埋件所能承受的拉拔力是一个需要检测的指标。由于拉拔力是破坏性试验,一般是在与产品设计结构相同的含埋件的小试板上进行,一般拉拔力作用在埋件上,约束区域在埋件充胶范围 10~20 mm 以外的范围,示意图见图 1。

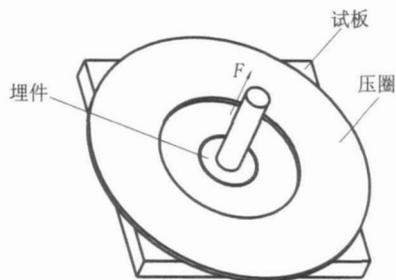


图 1 拉拔力试验示意图

Fig 1 Extension force test method

### 4.2 蜂窝板预埋件刚度测试

对于一些有特殊要求的预埋件,要测试其刚度,包括各个方向的拉压、弯曲和扭转刚度。测试方法一般采用在埋件上加载,约束区域在预埋件充胶范围 10~20 mm 以外的范围。利用反射镜多次反射将变形放大,再利用千分表测试得到。测试原理见图 2。

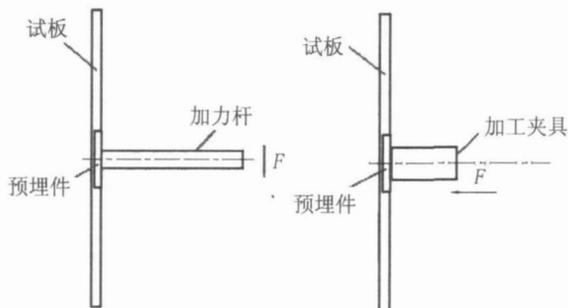


图 2 弯曲和拉压刚度试验示意图

Fig 2 Bending stiffness and extension stiffness test method

### 4.3 模态测试

星载天线产品加工完成后,一般要通过模态试验测定共振频率和振型,并利用模态测试结果修正其有限元模型,再通过修正后的有限元分析结果,复核刚度和强度。星载蜂窝夹层结构的模态试验方法,包括约束方式、激振方法、数据采集及模态识别方法等,与一般结构模态试验基本一样,但在以下方面有差别<sup>[4]</sup>。

首先,由于大尺寸蜂窝板的刚度低、蜂窝夹层的

阻尼大,造成蜂窝板的力传递性较差,因此,要进行激振点位置的选择,以保证能将微小的激振力传递到整个结构。蜂窝夹层板的蒙皮一般只有 4 层,厚度只有 0.32~0.5 mm,蜂窝芯子也不能承受集中载荷,所以激振力的作用点要选择在可以承力的部件上,如预埋件周围的固体胶上或金属预埋件上。通过对激振器随机激振、激振器正弦激振和力锤敲击等几种方式对比,发现对于大型复合材料蜂窝夹层板结构,用激振器产生随机信号的激振方法具有频率范围宽、对产品无损伤等优点,为最佳激振方法。由于力锤激振时对结构的表面会有轻微的损伤,因此若用力锤激振点,应选择不会影响天线力学和电学性能的位置。

其次,对于大型蜂窝结构,测量传感器测点的位置应尽量密集,应能够覆盖整个结构。测量传感器若采用加速度传感器,当结构存在柔性连接件时,测点的位置要靠近传力路径上的连接件,否则柔性件的刚度和装配间隙等因素会造成测量传感器只测试到一些局部模态,无法测试到结构主模态。通过对比,发现对于用压电陶瓷(PZT)应变片代替加速度传感器,测得的模态频率没有区别,但模态振型图更加清晰准确。原因是压电片测量的是蒙皮的应变,比加速度更能代表测点处的受力变形状态。

### 4.4 环境试验考核

卫星天线产品要通过正弦振动、随机振动或噪声试验考察其是否满足发射时的强度要求,再通过热真空试验验证其胶接性能、透气性能和抗热应力性能,有些天线还要求在真空热环境下测试展开性能和热变形性能。

表 4 为一典型的星上天线的正弦振动试验条件,振动试验中常见的有加强片开裂、预埋件附近蜂窝失稳、面板拉压断裂和预埋件拔出等失效模式。

表 4 天线沿发射方向的鉴定正弦振动试验条件

Tab 4 Sine vibration test example for antenna along launching direction

频率范围 /Hz	鉴定级	扫描速率
5~10	9.93 mm (O - P)	
10~30	10 g	鉴定级: 2 oct/min
30~100	5.0 g	

热真空试验中主要考核蜂窝板的透气性以及面板、预埋件及胶黏剂的匹配性,常见失效模式有蒙皮开胶、脱粘、面板分层和泡沫裂。由于线胀系数的不同,用高模量碳纤维加工的蜂窝板,在进行热真空试验低温时,在金属预埋件集中的区域,有时会发生面板的多处鼓起、撕裂和剥离现象。通过理论分析,证

明失效原因与金属预埋件附近用于固定预埋件的泡沫胶的线胀系数与碳纤维层合面板差别较大,引起面板在低温下承受来自泡沫胶的压缩力,在胶结有微小缺陷的部位,面板发生了皱折和失稳<sup>[5]</sup>,图3为失效照片。这可以通过增加面板厚度和在面板和埋件中间加过渡层的方式解决。

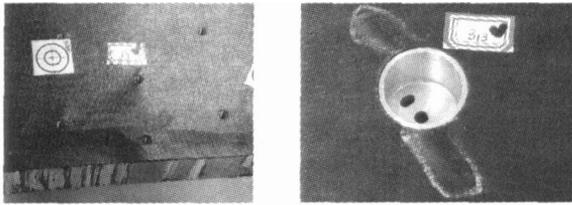


图3 金属预埋件周围区域的失效照片

Fig 3 Bulking failure mode around metal inserts

## 5 结论

(编辑 任涛)

(上接第3页)

13 Chandrasekhar P, Zay B J et al Large switchable electrochromism in the visible through far-infrared insulating polymer devices *Adv. Funct. Mater.*, 2002; 12(2): 95 ~ 99

14 Chandrasekhar P. Far-IR transparency and dynamic infrared signature control with novel conducting polymer systems *SPIE*, 2528: 169 ~ 180

15 Chandrasekhar P, Zay B J et al Conducting polymer (CP) infrared electrochromics in spacecraft thermal control and military applications *Synthetic Metals*, 2003; 135 ~ 136: 23 ~ 24

16 Chandrasekhar P, Birur G C, Stevens P. Far infrared electrochromism in unique conducting polymer systems *Synthetic Metals*, 2001; V119: 293 ~ 294

17 Osiander R, Champion J L, Darrin M A et al MEMS shutters for spacecraft thermal control, *AIAA - 2002 - 5766*

18 Shimazaki K, Ohnishi A, Nagasaka Y. Development of spectral selective multilayer film for a variable emittance device and its radiation properties measurements *International Journal of*

根据工程实际情况,对星载蜂窝夹层结构天线复合材料力学性能检测的内容及方法进行了总结,以供相关设计工艺和测试人员参考。

## 参考文献

1 赵渠森主编. 先进复合材料手册. 北京:机械工业出版社

2 陈祥宝主编. 聚合物基复合材料手册. 北京:化学工业出版社, 2004

3 中国航空研究院主编. 复合材料结构设计手册. 北京:航空工业出版社, 2001

4 韦娟芳. 空间4~10米可展开天线的动力耦合分析及实验技术研究. 浙江大学博士学位论文, 2002

5 Wei Juanfang, Song Yanping, Gao Ba. Space composite antenna bulking failure mode analysis and test. In: 56<sup>th</sup> international astronomical congress (IAF), Fukuoka, Japan, 2005

*Thermophysics*, 2003; 24(3): 757 ~ 769

19 Tachikawa S, Ohnishi A. Development of a variable emittance radiator based on a perovskite manganese oxide, *AIAA - 2002 - 3017*

20 Shimakawa S, Yosshitake T, Kubo Y et al A variable emittance radiator based on a metal-insulator transition of (La, Sr)MnO<sub>3</sub> thin films *Applied Physics Letters*, 2002; 80(25): 4 864 ~ 4 866

21 Jiang X et al Development of La<sub>1-x</sub>Sr<sub>x</sub>MnO<sub>3</sub> thermochromic coating for smart spacecraft thermal radiator application. In: 10<sup>th</sup> ISMSE & the 8<sup>th</sup> ICPMSE, Collioure, France, 2006

22 Tachikawa S, Shimazaki K, Ohnishi A et al Smart radiation device based on a perovskite manganese oxide. In: 9<sup>th</sup> ISMSE, Noordwijk, Netherlands, 2003

23 吴春华, 邱家稳. 锰酸镧掺杂可变发射率热控器件研究进展. *真空与低温*, 2005; (4): 194 ~ 196

(编辑 吴坚)