

聚酰亚胺薄膜与太阳翼基板粘贴技术研究

张 帆 陈绍广 王佳禹 韩继枫 肖少龙

(上海空间电源研究所,上海 200245)

摘 要 卫星在轨运行过程中,太阳翼会受到恶劣的低真空、温度等环境因素影响,为了提高太阳翼在轨运行过程中的可靠性,对聚酰亚胺薄膜与太阳翼基板的粘贴技术进行了实验研究。结果表明:对聚酰亚胺薄膜表面进行电晕处理,能够显著地提高其表面粗糙度。聚酰亚胺薄膜与硅橡胶结合力得到大大提高,聚酰亚胺薄膜与基板剥离强度达到 8.59N/cm,经过热真空及温度循环实验验证,电晕后的聚酰亚胺薄膜薄膜与基板粘贴牢固可靠,能够适应空间恶劣的环境。电晕技术为聚酰亚胺薄膜与基板的粘贴提供了一种有效的表面处理方法,可以推广至航天器其他舱外部件上使用。

关键词 聚酰亚胺薄膜,太阳翼基板,电晕,硅橡胶,表面处理

Study on bonding technology of polyimide film and solar wing substrate

Zhang Fan Chen Shaoguang Wang Jiayu Han Jifeng Xiao Shaolong

(Shanghai Institute of Space Power Source, Shanghai 200245)

Abstract During the orbit operation of the satellite, the solar wings will be affected by bad environmental factors such as low vacuum and temperature. In order to improve the reliability of the solar wing in orbit, the bonding technology of the polyimide film and the solar wing substrate was experimentally studied. Corona treatment on the surface of polyimide film can significantly improve the surface roughness. The bonding strength between polyimide film and silicone rubber was greatly improved. The peeling strength of polyimide film and substrate reached 8.59N/cm. The thermal vacuum and temperature cycling experiments showed that the polyimide film after corona was firmly and reliably adhered to the substrate and could adapt to the harsh space environment. Corona technology provided an effective surface treatment method for the bonding of polyimide film and substrate, which can be extended to other extravehicular parts of spacecraft.

Key words polyimide film, solar wing substrate, corona, silicon rubber, surface treatment

太阳翼上电池电路作为卫星在轨运行过程中的主电源,会遭受到来自空间低真空、温度等环境因素的影响^[1]。其中低轨(LEO)卫星在轨工作温度范围一般为 $-90\sim+90^{\circ}\text{C}$,高轨(MEO/GEO)卫星在轨工作温度范围一般为 $-160\sim+70^{\circ}\text{C}$,某些 MEO 卫星在上面级变轨过程中高温甚至可达 125°C ,恶劣的工作温度条件对太阳翼上的部件提出了更高的要求。

太阳翼基板一般分为刚性基板、半刚性基板和柔性基板 3 种^[2],太阳翼刚性基板采用碳纤维-铝蜂窝夹层结构,结构较为简单,工艺较为成熟,目前已广泛使用在卫星中^[3]。在太阳翼基板与太阳翼电池电路之间一般需采用绝缘材料将两者绝缘。聚酰亚胺(PI)薄膜是其主链上含有酰亚胺环状结构的高聚物,拥有优良的力学性能、电气性能、耐辐射和耐高温性能,广泛用于航天航空工业、电子电气工业等各

个领域^[4]。为了增强 PI 薄膜与太阳翼基板表面的粘附性,需对 PI 薄膜基体表面进行改性,常用的方法主要有酸碱处理、等离子体处理和离子束处理等,等离子体和离子束处理可去除 PI 薄膜表面的惰性层,效果比较好^[5],电晕是产生低温等离子体的重要方法之一^[6]。

本课题组主要对 PI 薄膜与太阳翼刚性基板(以下简称基板)粘贴技术进行了研究,通过电晕技术增强了 PI 薄膜表面的粗糙度,增强了其与基板粘贴的牢固度,使其能够适应空间环境中恶劣的低真空及温度条件,满足卫星在轨运行需求。

1 实验部分

1.1 电晕处理原理

电晕处理(corona)是一种低温($60\sim70^{\circ}\text{C}$)等离子体处理方法,在放电装置上施加高频高压(一般频

率为 10~40kHz,电压为 10~30kV)电,使其电晕放电,产生细小密集的紫蓝色火花。空气电离后产生的各种等离子在强电场的作用下,加速而冲击处理高分子制品的表面。这些等离子粒子的能量一般在几到几十电子伏特,与高分子的化学键能相近,因此,能诱发薄膜表面分子的化学键断裂而降解或重新组合,对材料表面产生刻蚀作用,增加表面粗糙度。

另外,在电晕放电过程中,空气中的氧气在高频电场中电离,产生臭氧,臭氧是一种强氧化剂,可以立即氧化薄膜的表面分子,使 PI 薄膜表面生成羟基(—OH)、羧基(—COOH)等极性含氧基团。这些含氧官能团的引入,是增加薄膜表面张力的关键所在。此外,电晕处理还有除去油污、水汽和尘垢等作用^[7],经过上述物理和化学改性后,能明显地改善 PI 薄膜表面的湿润性和附着性。电晕处理只涉及 PI 薄膜表层极浅的范围,一般只有纳米数量级^[8],不影响 PI 薄膜的力学性能。电晕原理见图 1。

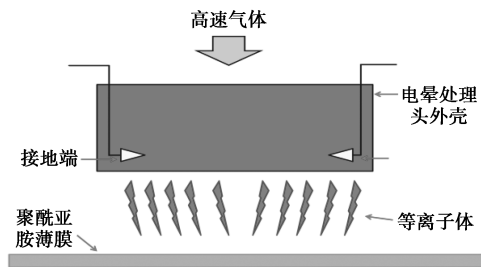


图1 电晕原理图

1.2 实验过程

1.2.1 PI 薄膜粘贴于基板上的热应力仿真分析

利用 ANSYS 软件对基板、胶层(厚度:0.1mm)

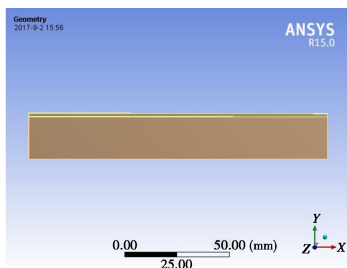


图2 实体模型图

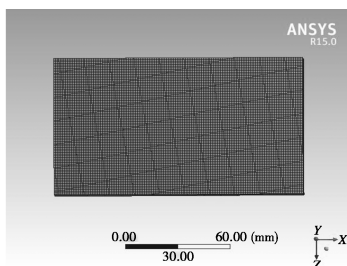


图3 有限元模型图

和 PI 薄膜(厚度 0.05mm)进行了仿真分析,建立有限元模型,如图 2 所示。网格采用实体正六面体网格,胶层和 PI 薄膜加密的方式划分网格,胶层和基板、胶层和 PI 薄膜之间采用绑定接触,划分后的网格见图 3。

热应力仿真约束条件为底面基板固定,以某 MEO 卫星太阳翼在轨运行温度条件为例,温度升高至 130℃,得到仿真结果见图 4。

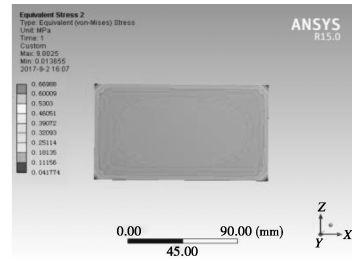


图4 胶层厚度 0.1mm 的热应力云图

在基板形变及胶层均匀的情况下,由于温度变化引起热变性不一致,受到热约束载荷而产生了应力,最大应力位置位于 PI 薄膜四周且在和 PI 薄膜胶合的表面,最大应力值约为 0.669MPa,PI 薄膜四周产生最大应力的长度约为 0.8mm,则此处 PI 薄膜剥离强度达到约 5.352N/cm。

1.2.2 PI 薄膜电晕实验

(1)PI 薄膜电晕

本实验选用 PI 薄膜(HN 型,厚度 0.05mm,美国杜邦公司)进行制作,HN 型 PI 薄膜具有高拉伸强度($\geq 130\text{MPa}$)、高断裂伸长率($\geq 35\%$)以及良好的绝缘性能,其击穿强度达到 120MV/m 及以上。

PI 薄膜电晕处理过程:将 PI 薄膜以 0.5~1cm/s 的速度通过电晕等离子火花(电压 20000V,电流 $2\pm 0.2\text{A}$ 以上),直至全部表面都经过电晕处理,电晕处理完成后其表面张力达到 $4.2\times 10^{-4}\text{N}$ 。电晕过程详见图 5。

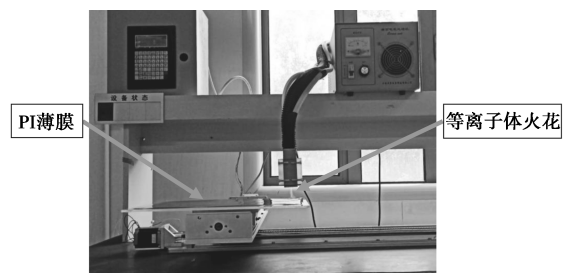


图5 电晕过程图

(2)PI 薄膜涂胶

本实验选用 GD-414C 硅橡胶(中蓝晨光化工研究设计院有限公司),其具有优良的耐高低温性能

和化学稳定性^[9-10], GD-414C 硅橡胶拉伸强度 $\geq 3.9\text{MPa}$ 、剪切强度 $\geq 1.5\text{MPa}$ 、总质量损失 $\leq 1\%$ 、可凝挥发物 $\leq 0.1\%$, GD-414C 硅橡胶非常适用于航天器产品。

涂胶过程:将经过电晕处理和未经过电晕处理的 PI 薄膜分别切割成 20mm 宽的长条状剥离试样件,分别在两种试样件表面(胶涂覆在电晕处理面)涂覆 GD-414C 硅橡胶,并用工装单方向反复刮硅橡胶至其薄而均匀,硅橡胶厚度约 0.1mm。

(3)PI 薄膜与基板粘贴

将未经过电晕处理和经过电晕处理的试样间隔一定距离粘贴在基板背面,未经过电晕处理的试样制备 3 组,经过电晕处理的试样制备 5 组,其中 2 组作为备用。使用可以覆盖住粘贴面积的压块盖在 PI 薄膜上进行施压,施压压强为 $10\sim 20\text{g}/\text{cm}^2$,按照 GD-414C 硅橡胶使用要求,硅橡胶完全固化的时间为 7d。实验样件见图 6。

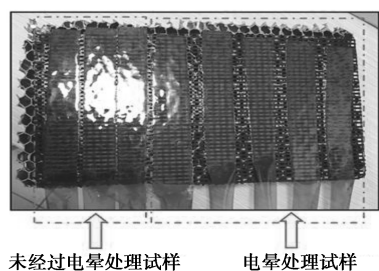


图 6 实验样件图

2 结果与讨论

2.1 剥离强度分析

为了对电晕处理的效果进行清晰对比,依据 GB/T 2790—1995《胶粘剂 180 度剥离强度试验方法》,将经过电晕处理和未经过电晕处理的 PI 薄膜剥离试样在室温条件下进行 180° 剥离强度试验。室温条件剥离强度试验详见图 7,其中,PI 带宽约 20mm;粘接长度为 $100\sim 120\text{mm}$;拉伸速率为 $100\text{mm}/\text{min}$;室温约 25°C 。



图 7 180° 剥离强度拉伸试验图

电晕处理的 3 条剥离试样的剥离力最大值、剥离强度值和平均剥离强度值见表 1。

表 1 室温条件下电晕处理试样剥离测试

样品	剥离最大拉力值/ N	剥离强度/ ($\text{N}\cdot\text{cm}^{-1}$)	平均剥离强度/ ($\text{N}\cdot\text{cm}^{-1}$)
1	29.11	9.75	8.59
2	26.38	8.57	
3	19.35	7.45	

未经过电晕处理的 3 条剥离试样的剥离力最大值、剥离强度值和平均剥离强度值见表 2。

表 2 室温条件下未经过电晕处理试样的剥离测试

样品	剥离最大拉力值/ N	剥离强度/ ($\text{N}\cdot\text{cm}^{-1}$)	平均剥离强度/ ($\text{N}\cdot\text{cm}^{-1}$)
1	15.09	4.24	4.2
2	14.14	3.12	
3	21.23	5.25	

剥离强度试验后的试样详见图 8。

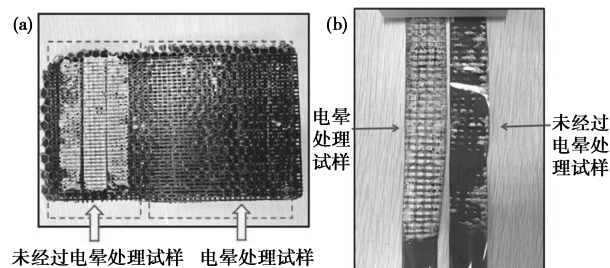


图 8 两种剥离试样对比图

[(a) 残胶遗留在基板上的状态; (b) 残胶遗留在 PI 膜上的状态]

通过室温条件下的剥离强度实验,可以得出以下结论:

(1)电晕处理的 PI 薄膜与基板的平均剥离强度达到 $8.59\text{N}/\text{cm}$,要大于未经过电晕处理的试样 ($4.2\text{N}/\text{cm}$)。这是由于电晕处理使 PI 薄膜表面的粗糙度增加,显著地增大了硅橡胶与 PI 薄膜的粘结耦合面积。结合上述热应力仿真分析结果:PI 薄膜四周最大剥离强度可达到 $5.352\text{N}/\text{cm}$,则经过电晕处理的 PI 薄膜可适应太阳翼在轨运行的温度环境,而未经过电晕处理的 PI 薄膜则存在一定风险。

(2)通过图 8 观察剥离强度试验后的试样,可以清晰地观察到电晕处理试样的硅橡胶几乎都残留在 PI 薄膜上,而未经过电晕处理试样的硅橡胶则大部分残留在基板上,这也间接证明硅橡胶与电晕处理的试样的结合力要大于未经过电晕处理的试样。

2.2 热真空/温度循环实验验证

2.2.1 热真空实验验证

首先将 PI 薄膜进行电晕处理,然后将经过电晕

处理过的PI薄膜切割成250mm×250mm的热真空试样件;接着在电晕处理过的PI薄膜表面涂覆GD-414C硅橡胶;最后将PI薄膜粘贴在基板上;PI薄膜粘贴完成后,在10~20g/cm²施压条件下固化7d。热真空实验前试样见图9。

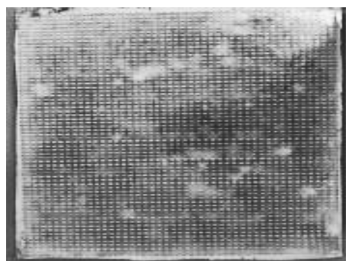


图9 热真空实验前试样状态

参考某MEO卫星太阳翼在轨运行过程中的温度条件,热真空实验条件如下所示:真空度 $\leq 1.3 \times 10^{-3}$ Pa;循环次数为3.5次;停留时间为首次循环高温端停留4h,低温端停留2h,其余循环高温端、低温端均停留2h;实验温度为第1个循环高温 $+130^{+4}_{-4}$ °C,低温 -130^{+4}_{-4} °C,其余循环为高温 $+85^{+4}_{-4}$ °C,低温 -130^{+4}_{-4} °C。

经过3.5次热真空实验后,将试样从热真空罐中取出,热真空后试样状态见图10。

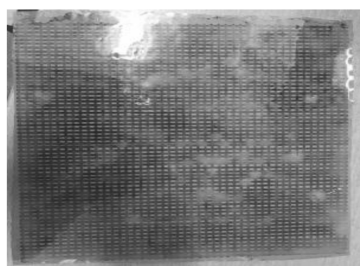


图10 热真空实验后试样状态图

由图可见,经过电晕处理的PI薄膜在经过热真空实验后,PI薄膜与基板粘贴牢固、无脱粘、无鼓泡现象,能够适应太阳翼在轨运行过程中恶劣的低真空及高低温环境。

2.2.2 温度循环实验

将上述经过热真空中考核的试样再次进行温度循环实验验证,为了验证PI薄膜与基板粘贴的可靠性,温度循环实验对最高温、最低温均进行了拉偏实验,温度循环实验条件如下:压力为常压;温度为低温 -160^{+5}_{-5} °C~高温 $+155^{+5}_{-5}$ °C;循环次数为24次;变温速率为 ≥ 10 °C/min;高温端和低温端的保温时间均为5min。

经过24次温度循环实验后,将实验件从高低温箱中取出,温度循环后实验件状态见图11。

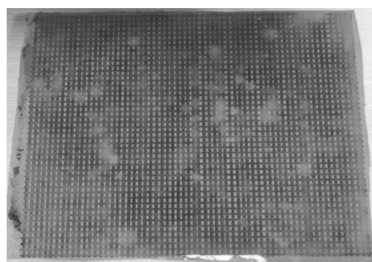


图11 温度循环实验后实验件状态图

由图可见,经过电晕处理的PI薄膜在经过温度循环实验后,PI薄膜与基板粘贴牢固、无脱粘、无鼓泡现象。考虑到温度循环实验在最高温、最低温均进行了拉偏实验,电晕处理后的PI薄膜与基板的粘贴具有高可靠性。

3 结论

通过在PI薄膜表面进行电晕处理,增加了PI薄膜表面的粗糙度,提高了GD-414C硅橡胶与PI薄膜的粘结耦合面积,经过电晕处理的PI薄膜与基板粘贴剥离强度达到8.59N/cm,远高于未经过电晕处理的PI薄膜与基板粘贴剥离强度4.2N/cm。电晕处理后的PI薄膜与基板的粘贴技术通过地面热真空及温度循环实验考核,能够适应太阳翼在轨运行过程中恶劣的低真空及高低温环境,电晕技术给卫星太阳翼提供了一种新的表面处理方法,在太阳翼上具有广泛的应用前景,也可以推广至航天器其他舱外部件上使用。

参考文献

- [1] NASA. Terrestrial environment (climatic) criteria guidelines for use in aerospace vehicle development[R]. USA: NASA, 1977.
- [2] 沃西源,涂彬,殷永霞,等.新型航天器刚性太阳能电池翼基板的平面度品质控制[J].高科技纤维与应用,2009,34(1):26-33.
- [3] 丁延卫,王晓耕,张立华,等.碳纤维/铝蜂窝太阳翼基板热变形分析[J].航天器工程,2009,18(4):44-48.
- [4] 周海军,张晓蕾,陈孝起,等.共缩聚型聚酰亚胺薄膜的制备及其性能的研究[J].化工新型材料,2017,45(4):68-72.
- [5] 慕慧峰,刘凯,李中华,等.酸碱处理条件对聚酰亚胺薄膜表面改性的影响[J].电镀与涂饰,2016,35(24):1286-1290.
- [6] 朱文苑,曾金芳,王斌,电晕方法在聚合物表面处理中的应用进展[J].化工新型材料,2008,36(7):7-8,47.
- [7] 李彦锋,陶海敏,张仲超,等.大功率塑料薄膜表面电晕处理机电源的研制[J].电子电力技术,2003,37(2):17-19.
- [8] 黄亚男.电晕处理对聚丙烯薄膜表面特征及印刷适应性影响的研究[D].合肥:合肥工业大学,2013.
- [9] 郎明伟,张丽新,何世禹,等.室温硫化硅橡胶及其在航天器上的应用[J].宇航材料工艺,2005,35(4):7-11.
- [10] 成钢,李尧.航天用RTV GD414硫化性能研究[J].真空与低温,2013,19(1):50-55.

收稿日期:2018-11-09