

太阳能电池多层复合结构试验及数值模拟研究

姜晓爱, 张馨运, 孙康文, 许冬冬

(北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 提出一种平流层飞艇用太阳能电池多层复合结构,以封装后的刚性太阳能电池片作为非对称蜂窝芯层的上表面,通过玻璃纤维网格布进行加强,以此对刚性太阳能电池片进行柔性化处理。对不同结构形式进行三点弯曲对比试验,验证复合结构的等效弯曲弹性模量仅为封装后的2.41%,挠度增加了38.03%,有效改善了太阳能电池片的柔性。通过对2、5和8 mm不同蜂窝芯层厚度的复合结构进行对比试验和有限元仿真,引入柔性重量变化比的概念,优选5 mm蜂窝芯层为太阳能电池多层复合结构最佳选择。

关键词: 平流层飞艇; 太阳能电池; 蜂窝芯层; 三点弯曲; 复合结构

中图分类号: TK513.5

文献标识码: A

0 引 言

平流层飞艇凭借其在民用和军事领域中的广泛应用前景,成为当前世界各国研究的焦点^[1,2]。为确保能够实现高空长期驻留,能量来源均采用在飞艇囊体表面铺设太阳能电池的方式^[3,4]。而目前得以应用的太阳能电池主要有单晶硅太阳能电池、多晶硅与非晶硅薄膜太阳能电池,其中单晶硅太阳能电池转换效率最高,技术也最为成熟,但属于刚性太阳能电池。多晶硅与非晶硅薄膜太阳能电池虽然存在一定柔性但转换效率相对较低,并且存在光致衰减现象,较长时间的强光照射会使转换效率进一步降低^[5]。平流层紫外线照射强烈,这制约着传统非晶硅薄膜太阳能电池作为平流层飞艇的长期使用电池。因此在存在较厚臭氧层和较强紫外线(紫外线强度为地面的2~3倍)影响且具有一定曲率的飞艇艇体表面,采用刚性太阳能电池柔性化处理来取代传统薄膜太阳能电池是平流层飞艇用太阳能电池的发展趋势之一。

本文提出一种太阳能电池多层复合结构,该结构以封装后单晶硅太阳能电池片为蜂窝芯层的上表面,加以玻璃纤维网格布进行增强,不仅对太阳能电池片进行一定程度的隔热,而且有效减小应力集

中,提高了太阳能电池片的整体柔性,适合平流层飞艇的应用。本文首先对太阳能电池片进行封装前、封装后及层压后的大挠度三点弯曲由试验,对比其弯曲性能;之后对不同蜂窝芯层厚的复合结构进行有限元分析和对比试验;最后根据分析结果对结构进行改进。

1 太阳能电池复合结构力学模型

1.1 太阳能电池复合结构选型

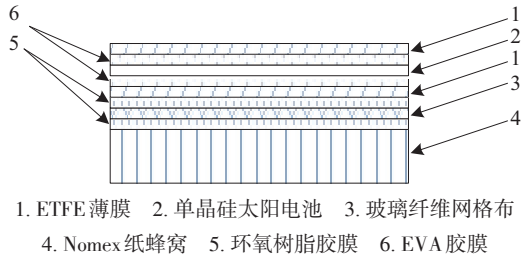
结合平流层飞艇蒙皮的特性,通过对表面封装材料、高强度纤维材料、低密度柔性隔热材料的综合应用,研制了一种可满足平流层飞艇表面铺设的太阳能电池多层复合结构。

该结构选取效率为22%的单晶硅太阳能电池片,通过ETFE表面膜与EVA胶膜进行封装,以便更好地与蜂窝芯层进行刚度匹配,改善刚性太阳能电池的受载特性。以玻璃纤维网格布作为强度增强层,主要用于多层结构使用时的承力^[6],改善了结构在弯曲时的承载特性。以环氧树脂作为胶粘剂,主要用于多层结构中各层材料的有效粘结。以蜂窝芯层作为隔热层,主要用于多层结构上下表面温差的有效控制,并可有效减少整体结构的应力集中,提高结构在弯曲时的承载特性。其结构如图1所示。

收稿日期: 2016-06-02

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51307004); 国家实验室青年总师培育基金

通信作者: 孙康文(1980—), 男, 博士、副教授, 主要从事飞行器总体方案评估及飞行器新能源(主要是太阳能光伏技术及锂电池)系统设计与应用方面的研究。sunkw100@buaa.edu.cn



1. ETFE 薄膜 2. 单晶硅太阳能电池 3. 玻璃纤维网格布
4. Nomex 纸蜂窝 5. 环氧树脂胶膜 6. EVA 胶膜
图1 太阳能电池多层复合结构
Fig.1 Multilayer composite structure of solar cells

1.2 太阳能电池片静力对比试验

该试验目的是为太阳能电池多层复合结构分析与优化提供可靠的力学性能参数,初步验证非对称蜂窝芯层结构的可靠性^[7]。采用 WDS500 万能材料试验机对层压前后的单晶硅太阳能电池片进行三点弯曲试验(见图 2),试验尺寸取 10 组试验的平均值。未封装试样尺寸 125 mm×125 mm×0.29 mm, EVA 封装后试样尺寸 125 mm×125 mm×0.49 mm, 2 mm 蜂窝芯层层压后的试样尺寸为 125 mm×125 mm×2.74 mm,试验跨度为 90 mm。

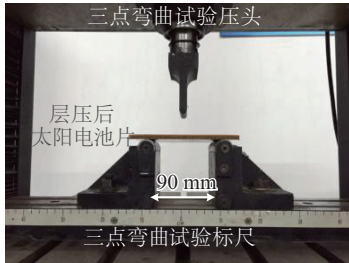


图2 层压后太阳能电池片三点弯曲试验
Fig. 2 Three-point bending test of laminated solar cells

对于太阳能电池复合结构来说,三点弯曲试验会产生较大的变形,简单的线性梁理论已经无法有效计算结构的应力,因此需利用大挠度下三点弯曲试验分析模型^[8]重新计算。

1.2.1 大变形下三点弯曲试验计算模型

在经典线性梁理论下,最大弯矩出现在梁的中点,即:

$$M_{\max} = \frac{PL}{4} \quad (1)$$

式中, P ——载荷; L ——跨度。

表面的最大应力:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max}}{I} \cdot \frac{t}{2} = \frac{6M_{\max}}{Bt^2} \quad (2)$$

式中, I ——梁结构在弯曲下的惯性矩, $\text{N} \cdot \text{m}$;

B ——梁的宽度, m , t ——梁的厚度, m 。

当变形过大时,支反力的方向、等效跨度和有效位移都会改变。大、小变形的三点弯曲试验对比如图 3 所示。

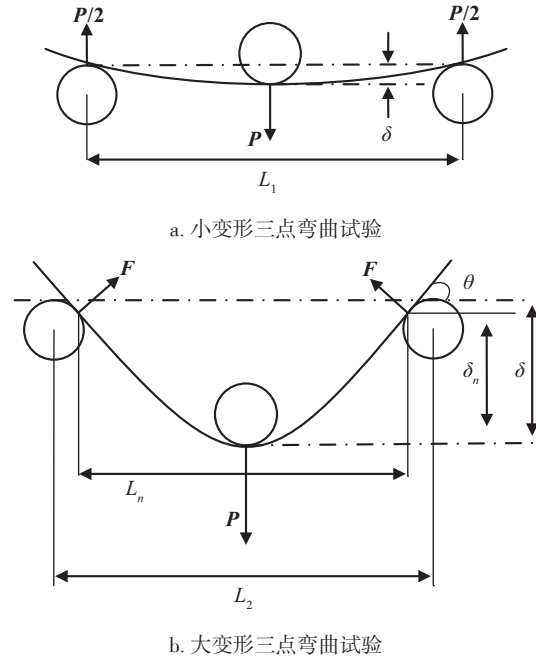


图3 大、小变形三点弯曲试验

Fig. 3 Three-point bending test of different deformation

大变形三点弯曲的支反力:

$$F = \frac{P}{2 \cos(\theta)} \quad (3)$$

为近似得到 θ 角度的大小,假定扰度的变形规律遵循线性梁理论,有:

$$y(x) = \frac{4\delta}{L_2^3} \left(\frac{3L_2}{2} x^2 - x^3 \right) \quad (4)$$

式中, δ ——简支梁中点处的挠度,则 θ 的大小可近似看作:

$$\tan(\theta) = y' \left(\frac{L_2}{2} \right) = \frac{3\delta}{L_2} \quad (5)$$

大变形三点弯曲试验压头处的力矩:

$$M_{\max} = \frac{PL_n}{4} + F \sin(\theta) \delta_n = \frac{PL_n}{4} + \frac{3P\delta_n^2}{2L_n} \quad (6)$$

其中,

$$L_n = L_2 - 2r \sin(\theta), \quad \delta_n = \delta - r(1 - \cos(\theta))$$

忽略与支撑压头间的摩擦力影响,最大等效弯曲应力可由式(1)计算得到。

1.2.2 试验对比结果与分析

经试验及结果分析后,未封装的太阳能电池片断口位置与电池片横向大约成 45° ,如图 4 所示,这是因为单晶硅太阳能电池片为脆性材料,在压头附近产生的横向弯曲正应力与切应力夹角为 90° ,产生的合力方向约为 45° 。因此可简单的认为太阳能电池片为各向同性材料。但为了减小后续多层复合结构对比试验的误差,所有试验件太阳能电池片主栅线方向均平行于支撑压头放置。

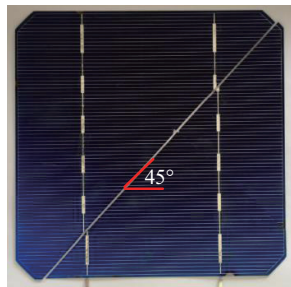


图4 太阳能电池片三点弯曲试验断口照片

Fig. 4 Fracture photograph of solar cell after three-point bending test

由于 ETFE 表面膜为各向同性材料,因此封装后的太阳能电池片力学性能整体呈各向同性,但如图 5 所示,蜂窝芯为正交异性材料,因此层压后的太阳能电池片力学性能整体呈正交异性,对其进行力学性能研究时应分别对 X 轴、 Y 轴进行分析。

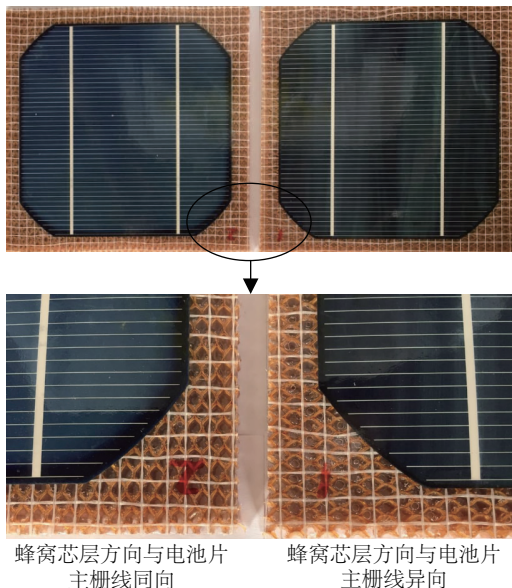


图5 蜂窝芯层不同层压方向的对比试验

Fig. 5 Contrast test of different laminated direction about honeycomb core-layer

由试验结果(见表 1)可知,封装层压后太阳能电池片的最大等效弯曲应力变小,最大弯曲应变增大,其等效弯曲弹性模量仅为封装后的 2.41%,挠度增加了 38.03%,有效改善了太阳能电池片的柔性,在一定程度上起到保护太阳能电池片的作用。

表 1 太阳能电池片三点弯曲试验结果

Table 1 Results of solar cell after three-point bending test

太阳能电池片 类型	最大等效 弯曲应力/ MPa	最大应变/ %	挠度/ mm	等效弹 性模量/ GPa
未封装	56.3	0.14	2.8	52.12
EVA 胶封装	27.45	0.79	6.1	3.48
蜂窝芯异向	1.35	1.33	6.52	0.101
蜂窝芯同向	1.22	1.46	8.42	0.084

2 太阳能电池复合结构力学性能仿真

2.1 有限元分析模型

由于太阳能电池多层复合结构的密封性,无法测得其中太阳能电池片的应力应变情况,且由于各层材料的强度不同,是否发生破坏也无法直接从试验获得,因此需采用有限元模型对整体材料结构进行分析。

有限元分析模型的建立参考试验试件的具体尺寸以及试验加载装置的实际结构。弯曲试件选取 2、5 和 8 mm 这 3 种不同蜂窝芯层厚度的太阳能电池多层复合结构进行对比,蜂窝芯层的四周比太阳能电池片宽 10 mm,以减少边界效应对实验结果的影响。试验件在加载的过程中被放置在 2 个间距为 90 mm 的支撑压头上,加载压头位于试验件上表面中心位置,试验过程中支撑压头固定,通过加载压头向下的移动对试验件进行加载,试验加载速度为 2 mm/min,支撑压头和加载压头与试验件的接触表面形状均为圆柱形,其中支撑圆柱的直径为 20 mm,加载压头的圆柱直径为 10 mm。

弯曲试件宏观结构几何模型的建立、边界条件施加以及有限元网格的划分均采用 ABAQUS/CAE 平台来进行。考虑由于加载压头和支撑压头的刚度远高于试验件,为了简化模型提高计算效率,在有限元建模过程中将其作为刚性面考虑并采用 4 节点离散刚体单元(R3D4)进行有限元网格划分。宏观试件采用 8 节点缩减积分单元(C3D8R)进行有

限元网格划分。

在试件加载过程中,试验件在弯曲载荷作用下会在中间与加载压头接触部位出现应力集中,其主要损伤也发生在该部位附件区域内,因此在进行有限元网格划分的过程中,采取局部细化的网格划分方式,对于中间的应力集中和损伤发生重点区域进行局部网格加密,而对于其他区域则通过增加节点间距的方式减少网格数量,可在有效提高有限元分析模型计算精度的同时,兼顾计算效率。有限元网格如图 6 所示。

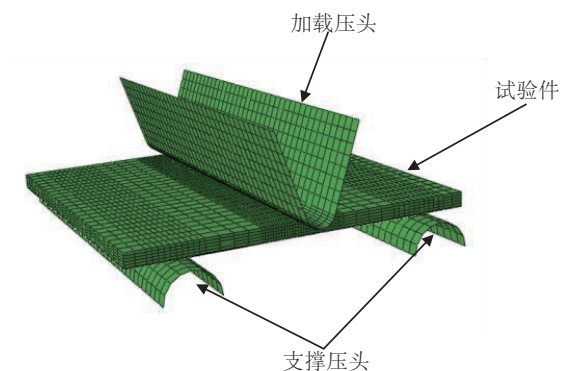


图6 太阳能电池多层复合结构弯曲试验有限元网格模型

Fig. 6 Finite element mesh model of bending test about multilayer composite structure of solar cells

分析计算过程中,2个支撑压头采用固定约束,对加载压头施加竖直向下的位移载荷,压头与试验件之间采用面-面接触方式(surface to surface contact),通过罚函数法来模拟压头与试验件之间的接触载荷,同时在接触过程中不考虑摩擦力的影响。数值模拟采用 ABAQUS/Standard 求解器进行求解。

计算中所使用的各材料的基本力学性能参数如表 2 所示^[9-11]。

表2 材料参数

Table 2 Material parameter

类型	E/GPa	泊松比 μ	厚度/mm
ETFE 表面膜	0.837	0.42	0.05
EVA 胶膜	0.655	0.3	0.2
太阳能电池片	52.12	0.3	0.29
玻璃纤维网格布	11.4	0.28	0.14
环氧树脂胶膜	1.1	0.38	0.2

2.2 蜂窝芯层等效力学性能参数

蜂窝材料的离散非均匀性无疑给多层复合结

构的力学分析带来了困扰^[12-14],为简化分析,工程上一般先将其等效为均质正交各向异性材料,因此其等效模型的选择就显得尤为重要。

2.2.1 蜂窝芯层弹性模量 E_1 与 E_2 的等效计算

X 与 Y 方向载荷作用如图 7 所示,设蜂窝孔壁深度为 b ,由于对称性取长度为 l 的单层厚度的孔壁进行分析。

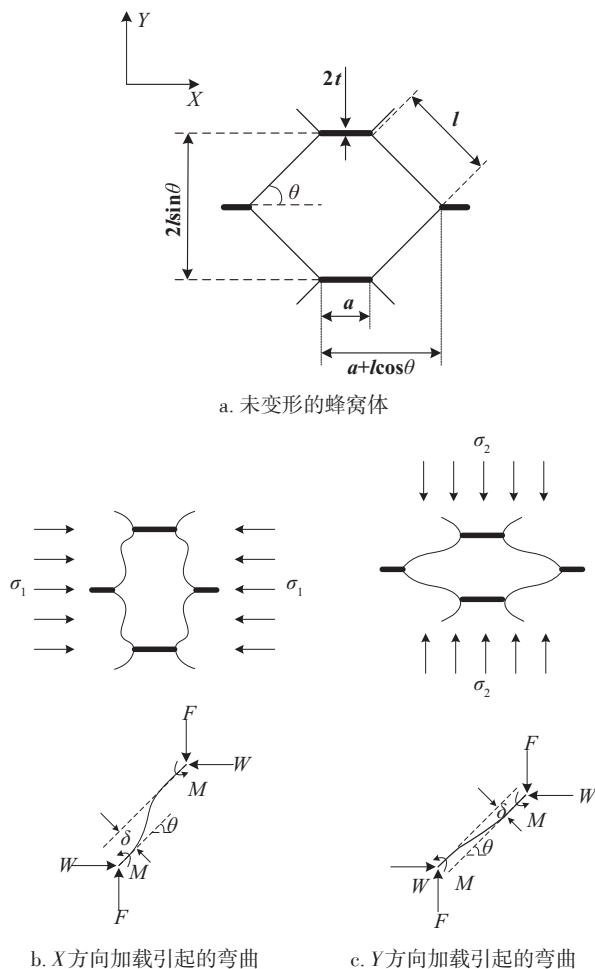


图7 蜂窝单体受力分析

Fig. 7 Force analysis of honeycomb core

由平衡条件, $F=0$, $W=\sigma_1 l b \sin(\theta)$ 得:

$$M = \frac{Wl \sin(\theta)}{2} \quad (7)$$

孔壁挠度为:

$$\delta = \frac{Wl^3 \sin \theta}{12E_s I} \quad (8)$$

相应的平行于 X 轴方向的应变为:

$$\varepsilon_1 = \frac{\delta \sin \theta}{a + l \cos \theta} = \frac{\sigma_1 l^4 \sin^3 \theta}{t^3 E_s (a + l \cos \theta)} \quad (9)$$

由此可知蜂窝芯层平行于 X 轴方向的弹性模

量 $E_1 = \sigma_1 / \varepsilon_1$, 即:

$$E_1 = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{a/l + \cos \theta}{\sin^3 \theta} \quad (10)$$

同理, 平行于 Y 轴方向的弹性模量 $E_2 = \sigma_2 / \varepsilon_2$, 即

$$E_2 = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{\sin \theta}{(a/l + \cos \theta) \cos^2 \theta} \quad (11)$$

2.2.2 蜂窝芯层面内剪切模量 G_1 的计算

如图 8 所示, 蜂窝芯层面内剪切模量 G_1 的计算模型, 不仅要满足胞元平衡, 而且要满足芯子各节点平衡^[15,16]。在模型建立时, 引入 3 点假设:

- 1) 假设 A 、 B 、 C 节点无相对位移;
- 2) 假设各节点转过相同角度;
- 3) 剪切变形是由 BD 绕 B 点的转动和 BD 的弯曲形成的。

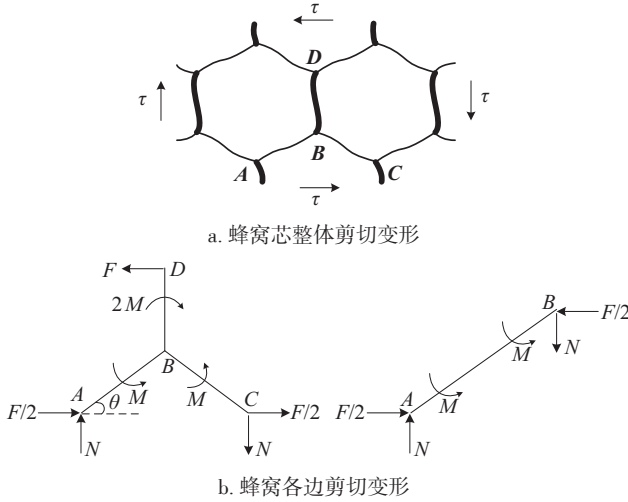


Fig. 8 Shear deformation of honeycomb core

如图 8 所示, 整个胞元对 B 点取矩, $\Sigma M_B = 0$, 可得:

$$N = \frac{F(a + l \sin \theta)}{2l \cos \theta} \quad (12)$$

AB 胞壁对 B 点取矩, $\Sigma M_B = 0$, 可得 $M = Fa/4$ 。

AB 胞壁, 可看成 A 、 B 点简支, 在 A 、 B 点均有弯矩 M 作用。由于 AB 、 BC 胞壁的弯曲变形, 在 B 点产生逆时针转角:

$$\varphi = \frac{M_A l}{3E_s I_1} - \frac{M_B l}{6E_s I_1} = \frac{F a l}{24E_s I_1} \quad (13)$$

由假设剪切变形是由胞壁 BD 绕 B 点的转动和 BD 本身的弯曲形成的, 则 $\mu_{BD} = \varphi a + \delta_{BD}$ 其中:

$$\delta_{BD} = F \frac{a^3}{3EI_2} - 2M \frac{a^2}{2EI_2} \quad (14)$$

得到:

$$\mu_{BD} = \frac{F a^3}{12EI_2} + \frac{F a^2 l}{24EI_1} = \frac{F a^2}{24EI_1} \left(\frac{a}{4} + l \right) \quad (15)$$

则剪应变:

$$\gamma_{xy} = \frac{\mu_{BD}}{a + l \sin \theta} \quad (16)$$

剪应力:

$$\tau = \frac{F}{2bl \cos \theta} \quad (17)$$

剪切模量:

$$G_1 = \frac{\tau}{\gamma_{xy}} = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \frac{(a/l + \sin \theta)}{(a/l)^2 \cos \theta (a/4l + 1)} \quad (18)$$

基于上述理论参考实际层压后蜂窝芯层的尺寸, 建立起蜂窝芯层的等效力学性能参数如表 3 所示。

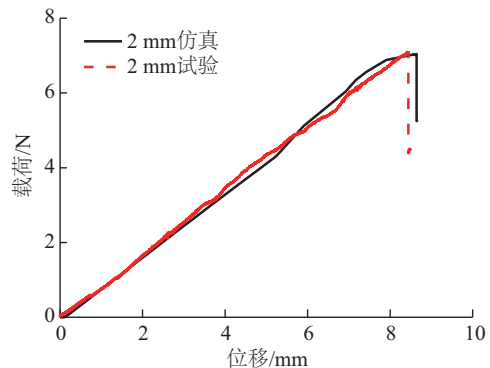
表 3 蜂窝芯层的等效力学性能参数

Table 3 Equivalent mechanical properties of honeycomb core

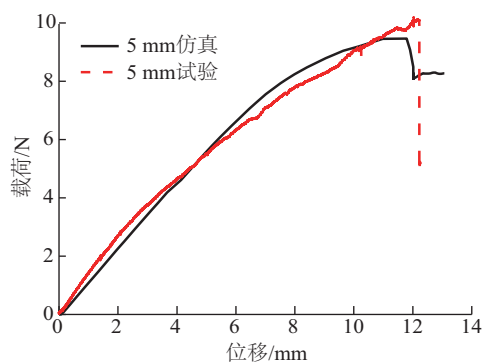
参数	数值
双层孔壁 a/mm	1.5
蜂窝角 $\theta/(^\circ)$	55
Nomex 蜂窝纸弹性模量 E/MPa	1780
蜂窝芯层等效弹性模量 E_1/MPa	1.18
蜂窝芯层等效剪切模量 G_1/MPa	2.01
单层孔壁 l/mm	2
Nomex 蜂窝纸厚度 t/mm	0.13
Nomex 蜂窝纸剪切模量 G/MPa	623
蜂窝芯层等效弹性模量 E_2/MPa	0.92

3 蜂窝芯层厚度对承载力的影响

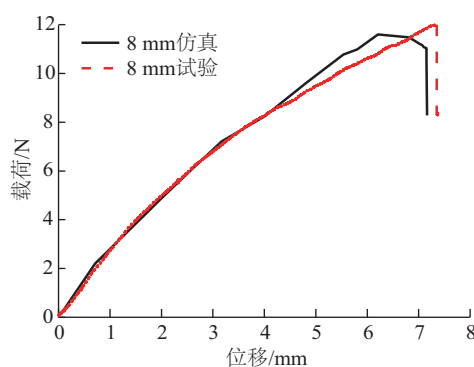
在弯曲载荷作用下, 不同蜂窝芯层厚度的太阳电池多层复合结构试验件载荷-位移曲线的数值仿真分析与试验结果的对比如图 9 所示。



a. 2 mm 试验件



b. 5 mm 试验件



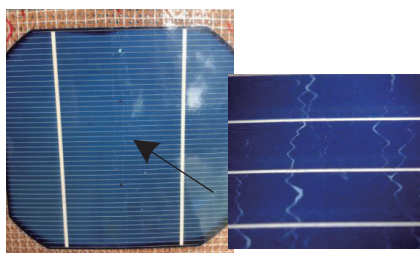
c. 8 mm 试验件

图9 太阳能电池多层复合结构试验件载荷-位移曲线

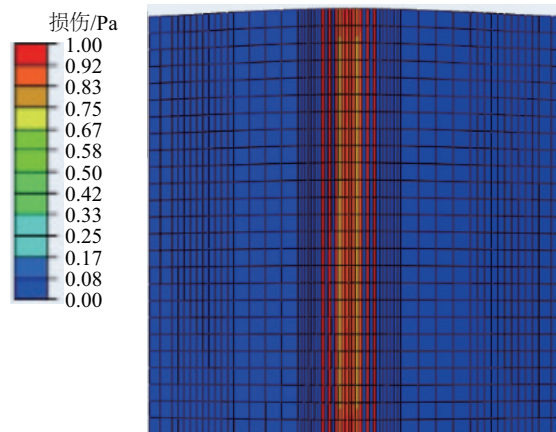
Fig. 9 Load-displacement curve of multilayer composite structure about solar cells

从图9中可看出,当弯曲方向垂直于蜂窝正方向时,试验初始阶段,载荷-位移曲线呈明显的线性特征,但随着挠度的增加会出现不同程度的微裂纹,多层结构分散压力,减少应力集中,防止了裂纹的扩展,因此加载载荷仍会增长,但是随着损伤的不断扩展和演化,最终试件失去承载能力,进而导致载荷出现一个明显的快速下降。其损伤分布如图10所示,损伤区域基本集中在试件中部,表现出明显的脆性化特征。

通过不同蜂窝芯层厚度试件载荷-位移曲线的比较可以看出,曲线的初始斜率和极限载荷随着蜂



a. 5 mm 蜂窝芯试件损伤分布(试验)



b. 5 mm 蜂窝芯试件损伤分布(仿真)

图10 5 mm 蜂窝芯厚度试件损伤分布

Fig. 10 Damage distribution of 5 mm thickness of honeycomb core

窝芯层厚度的增大而增大,如图11所示,但由于结构的非对称性以及蜂窝芯层在大变形下的局部失稳^[17,18],造成了不同蜂窝芯层厚度承载变形的非线性^[19]。

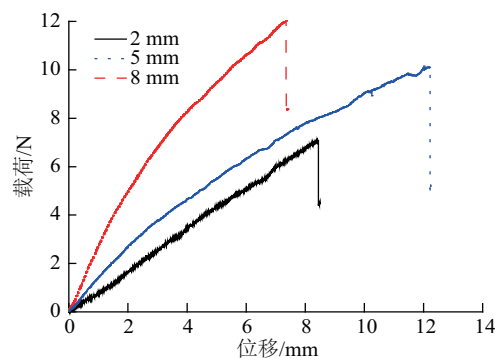


图11 不同蜂窝芯层厚度试件载荷-位移结果比较

Fig. 11 Result comparison about load-displacement of honeycomb core in different thickness

不同蜂窝厚度破坏载荷试验结果与仿真分析结果的对比如表4所示,仿真预测结果与试验结果的相对误差处于工程可接受范围内,同时试验曲线与仿真预测曲线在初始线性阶段和损伤破坏阶段都表现了良好的一致性,初步说明了太阳能电池多层复合结构损伤分析方法的有效性。

为分析不同蜂窝芯层厚度对整体太阳能电池多层复合结构柔性提高程度的影响,引入柔性质量变化比的概念。即结构的位移增加量与结构质量的增加量(以未封装的太阳能电池片为参考)的比值。

表4 太阳能电池多层复合结构弯曲极限载荷数值
仿真结果与试验对比

Table 4 Results of numerical simulation and experimental contrast of multilayer composite structure about solar cells in bending ultimate load			
蜂窝厚度/mm	弯曲极限载荷/N		
	试验	仿真计算	相差误差/%
2	7.11	7.03	1.13
5	10.11	9.46	6.43
8	11.96	11.04	7.69

柔性质量变化比越大,表明在牺牲同样质量代
价的情况下,结构的柔性提高得越明显。由表 5 可
知,对于提高结构柔性利用 5 mm 蜂窝芯层比用 2
和 8 mm 蜂窝芯层更为有效。

表5 蜂窝芯层厚度对太阳能电池多层
复合结构柔性的影响

Table 5 Influence of flexible about multilayer composite structure in different honeycomb core 's thickness			
蜂窝芯层 厚度/mm	位移增 加量/mm	质量增 加量/g	柔性质量 变化比/mm·g ⁻¹
2	5.6	6.1	0.92
5	9.4	7.97	1.18
8	4.5	9.4	0.48

4 结 论

本文设计一种新的太阳能电池多层复合结构;对
未封装、封装及层压后的太阳能电池片进行三点弯曲
试验;分别对不同厚度蜂窝芯层的复合结构进行对
比试验及有限元仿真分析;并以此对结构进行改
进,以提高刚性太阳能电池的柔性。得出以下结论:

1)三点弯曲试验对于会产生较大变形的太阳
电池复合结构来说,简单的线性梁理论已经无法有
效计算结构的应力,支反力的方向、等效跨度和有
效位移都会改变,对试验结果的影响不可忽视。

2)用 2 mm 厚蜂窝芯层层压后的太阳能电池片
的最大弯曲应力变小,最大弯曲应变增大,其等效弯
曲弹性模量仅为封装后的 2.41%,挠度增加了
38.03%,有效改善了太阳能电池片的柔性,在一定
程度起到保护太阳能电池片的作用。

3)通过对 2、5 和 8 mm 不同蜂窝芯层厚度的复
合结构进行对比试验和有限元仿真,引入柔性质量
变化比的概念,5 mm 蜂窝芯层为太阳能电池多层复

合结构最佳选择。

[参考文献]

[1] Benedek L. Solar Energy and the aeronautics industry [R]. Washington: NASA TM-77957, 1985.

[2] Roberts C, Vaughan M, Bowman W J. Development of a solar powered micro air vehicle [R]. Reston AIAA, 2002.

[3] 刘龙斌,吕明云,肖厚地,等.基于压差梯度的平流层飞艇艇囊应力计算和仿真[J].北京航空航天大学学报,2014,40(10):1386—1391.

[3] Liu Longbin, Liu Mingyun, Xiao Houdi, et al. Calculation and simulation of stratospheric airship capsule stress considering the pressure gradient [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(10): 1386—1391.

[4] Wang Q, Chen J, Fu G, et al. A methodology for optimization design and analysis of stratosphere airship [J]. Aeronautical Journal, 2009, 113 (1146): 533—540.

[5] 鄢红陵,张秋禹,张 力,等.太阳能电池在飞艇上的应用研究进展[J].材料科学与工程学报,2008,26(5):824—828.

[5] Yan Hongling, Zhang Qiuyu, Zhang Li, et al. Research progress of solar cell used in airship [J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2008, 26(5): 824—828.

[6] Sun Kangwen, Yang Qinzen, Yang Yang, et al. Thermal characteristics of multilayer insulation materials for flexible thin-film solar cell array of stratospheric airship [J]. Advances in Materials Science & Engineering, 2015, 2014(8): 1—8.

[7] 张 沥,姚磊江,王景深,等.超轻质太阳能电池嵌入式设计[J].西北工业大学学报,2012,30(5):663—667.

[7] Zhang Li, Yao Leijiang, Wang Jingshen, et al. Exploring design of an ultra-light photovoltaic cell embedded structure [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(5): 663—667.

[8] Rion J, Leterrier Y, Manson J-M B, et al. Ultra-light asymmetric photovoltaic sandwich structures [J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2009, 40(8): 1167—1173.

[9] Lee B L, Song J W, Ward J E. Failure of spectra polyethylene fiber-reinforced composites under ballistic impact loading [J]. Journal of Composite Materials, 1999, 28 (13): 1202—1226.

- [10] Klemchuk P, Ezrin M, Lavigne G, et al. Investigation of the degradation and stabilization of EVA- based encapsulant in field- aged solar energy modules [J]. *Polymer Degradation and Stability*, 1997, 55 (3) : 347—365.
- [11] Lange F F. A model for the toughness of epoxy-rubber particulate composite [J]. *Journal of Materials Science*, 1980, 15(5): 1109—1123.
- [12] 兰青山. 纸蜂窝夹芯结构复合板材的性能测试与分析 [D]. 武汉: 湖北工业大学, 2012.
- [12] Lan Qingshan. The performance test and analysis of paper honeycomb sandwich panel [D]. Wuhan: Hubei University of Technology, 2012.
- [13] Gibson L J, Ashby M F, Schajer G S, et al. The mechanics of two-dimension cellular materials [J]. *Proceedings of the Royal Society*, 1982, 382 (1782) : 2—42.
- [14] Allen H G. Analysis and design of structural Sandwich Panels [M]. Oxford: Pergamon Press, 1969.
- [15] Hu Long, Liu Zhenguo, Wang Yi-Bo, et al. Experiments and progressive damage analyses of three-dimensional full five- directional braided composites under three-point bending [J]. *Polymer Composites*, 2015, 10(5): 231—248.
- [16] 封忠江, 晏石林, 陈 刚. 光伏组件机械载荷试验及数值模拟研究 [J]. *固体力学学报*, 2014, (Sup 1) : 251—255.
- [16] Feng Zhongjiang, Yan Shilin, Chen Gang. Mechanical load experiments on PV module and its numerical simulation [J]. *Chinese Journal of Solid Mechanics*, 2014, (Sup 1): 251—255.
- [17] Strait L H, Karasek M L, Amateau M F, Effect of stacking-sequence on impact damage in a carbon fiber/ epoxy composite [J]. *Journal of Composite Materials*, 1992, 26(12): 1725—1740.
- [18] Zhang J, Ashby M F. Buckling of honeycombs under in-plane biaxial stresses [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 1992, 34(6): 491—509.
- [19] Zhu H X, Mills N J. The in-plane non-linear compression of regular honeycombs [J]. *International Journal of Solids & Structures*, 2000, 37(13): 1931—1949.

NUMERICAL SIMULATION RESEARCH OF PHOTOVOLTAIC CELL MULTILAYER COMPOSITE STRUCTURE

Jiang Xiaoi, Zhang Xinyun, Sun Kangwen, Xu Dongdong

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The core consists of to improve the stiffness of flexible solar cells, a multilayer composite structure of solar cells to stratospheric airship was designed, in which rigid solar cell of encapsulation as the surface to asymmetric honeycomb core. A glass fiber ribbon was used to improve the stiffness characteristic of the structure. It decreases the bending modulus of structural forms by 97.59% and 38.03% deflection increment. Then the different thicknesses of honeycomb core for the multilayered structure under pressure was analyzed by FEM (finite element method) software. Different thicknesses of honeycomb core also affect the thermal control problem between the photovoltaic cell multilayer composite structure and the airship envelope. Then, a thermal heat transfer model of multilayer composite structure is proposed, and the equivalent thermal conductivity coefficients of rigid solar cell of encapsulation and Nomex honeycomb are calculated based on the environment test. The load-deformation curves and the temperature profile of Photovoltaic Cell multilayer composite structure versus each thickness of honeycomb core. Considering the quality of the whole structure, the article finally gives the conclusion of the optimal thickness of honeycomb core with more detailed descriptions. In some way, our study can provide helpful support for further engineering applications of photovoltaic cell multilayer composite structure on the surface of stratospheric airship.

Keywords: stratosphere airship; solar cell; honeycomb core; three-point bending; composite structure