复合材料学报 第19卷 第6期 12月 2002年
ACTA MATERIAE COMPOSITAE SINICA Vol. 19 No. 6 December 2002

文章编号: 1000-3851(2002)06-0134-03

碳纤维蜂窝夹层结构动特性分析

王萍萍, 罗文波, 邹经湘, 孔宪仁
(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 对碳纤维蜂窝夹层结构的动力学问题进行了深入分析。将碳纤维网格表面等效为正交异性薄板,铝蜂窝夹芯按蜂窝实际受力情况和尺寸大小等效为三维正交异性体,并考虑到为了防止失稳破坏而进行的蜂窝局部加密、碳纤维表板加厚及结构局部加强。所建模型经复杂结构有限元方法分析,结果和试验相吻合,表明等效模型是合理的,方法是正确的。

关键词: 碳纤维; 蜂窝夹层; 有限元; 动力学
中图分类号: TB330.1 **文献标识码:** A

DYNAMIC ANALYSIS OF THE CARBON FIBER HONEYCOMB SANDWICH STRUCTURE

WANG Pingping, LUO Wenbo, ZHOU Jinxiang, KONG Xianren
(Aerospace School, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: In this paper, the dynamic analysis of the carbon fiber honeycomb sandwich structure was deeply investigated. The carbon fiber net plate was equivalent to an orthotropic plate, and the honeycomb core was equivalent to a three-dimensional orthotropic solid based on the principle of work equivalence. In order to prevent some buckling of the structure, it is important to thicken the part of the carbon fiber plate and densify the core of the honeycomb. Using complex structure finite element analysis, the theoretical prediction conforms with the experimental results very well, the equivalent model is reasonable, and the method is correct.

Key words: carbon fiber; honeycomb sandwich; finite element; dynamics

随着科学技术的飞速发展,尤其是航空航天技术的高速发展,大量新材料,新的轻型结构不断出现,并得到广泛应用。碳纤维蜂窝夹层结构就是其中之一。例如目前航天飞行器的太阳电池阵的基板,基本上都是网格状碳纤维表板铝蜂窝夹层结构,它不仅比刚度、比强度高,而且具有较好的热稳定性。但随着飞行器的能源需求增大,太阳电池阵的面积不断增大,导致振动频率太低,有的只有零点几赫兹,容易造成飞行器结构和贮箱中的燃料及控制系统的耦合振动,这是非常危险的。故在设计中对结构的动特性必须进行较精确的分析,尤其是太阳电池阵、天线等大型柔性附件的动特性分析显得更加重要。但以往这种蜂窝夹层结构大多是将其等效为板[1,2],在等效中将蜂窝仅考虑为低阶或高阶剪切理论的抗剪平板[3,4],这种分析在工程中或要求不高时可采用。但在航天工程中蜂窝一般都是壁厚极薄的铝蜂窝,很容易失稳,特别是在应力集中区域,如压紧点和铰链附近。对布局加密,加强又不好处理。本文中对表板和蜂窝分别等效,然后用不增加节点和自由度的有限元方法进行分析,取得较好的结果,具体等效模型如下。

1 碳纤维蜂窝夹层结构动力学等效模型

碳纤维蜂窝夹层结构一般由碳纤维网格表板和铝蜂窝夹芯粘结而成。各部分都不是连续结构,如表板是象筛子样的网格,蜂窝一般都是正六棱柱的蜂窝,必须分别建立等效的模型。

收稿日期: 2001-04-23; 收修改稿日期: 2001-08-01
基金项目: 本项目受国防预研资助(A960053)
作者介绍: 王萍萍(1971), 女, 硕士, 讲师, 主要研究方向有复杂结构动力学、振动模态分析与参数辨识。

1.1 碳纤维表面网格板等效模型

碳纤维表面网格板一般都是由长的碳纤维正交铺设而成。根据结构受力情况和选用的碳纤维可采用粗细不同的纤维和控制纤维之间的距离。若要提高刚度，在局部可实施多层加强结构，每一层的铺设形式如图 1，其中 t_a、t_b 分别为两个正交方向的碳纤维的宽度。a、b 分别为相应方向上的碳纤维间的距离。每一层碳纤维的厚度为 t。若碳纤维的拉伸弹性模量为 E_r，横向的弹性模量为 E_s，根据能量相等原则，碳纤维表面网格板可等效为正交异性的平板，其

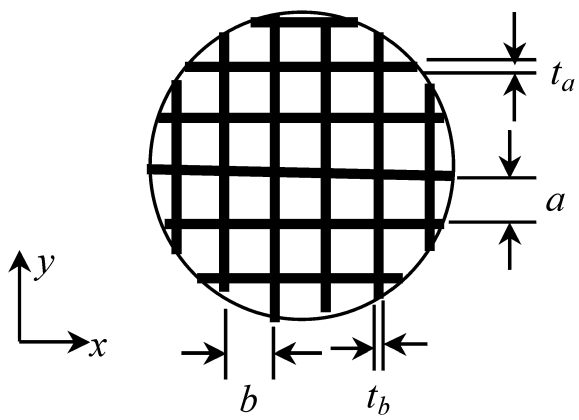

图 1 碳纤维网状板

Fig. 1 Carbon fiber net plate

弹性特性为

$$E_x = \frac{k}{a+b+t_a+t_b}[(b+t_b)E_r+(a+t_a)E_s] \quad (1)$$

$$E_y = \frac{k}{a+b+t_a+t_b}[(a+t_a)E_r+(b+t_b)E_s] \quad (2)$$

式中：k——波纹影响系数

1.2 铝蜂窝夹芯的等效模型

对于碳纤维蜂窝夹层结构为了减轻重量，提高比强度、比刚度，其夹芯一般都采用拉制焊接而成的铝蜂窝结构，但它的抗压能力较差。为了在分析中能得到夹层板的层间应力和蜂窝受力状况，采用三维结构进行等效，每个蜂窝都是正棱柱，如图 2。其中 a 为蜂窝边长，t 为蜂窝壁厚，h 为蜂窝高度。按照蜂

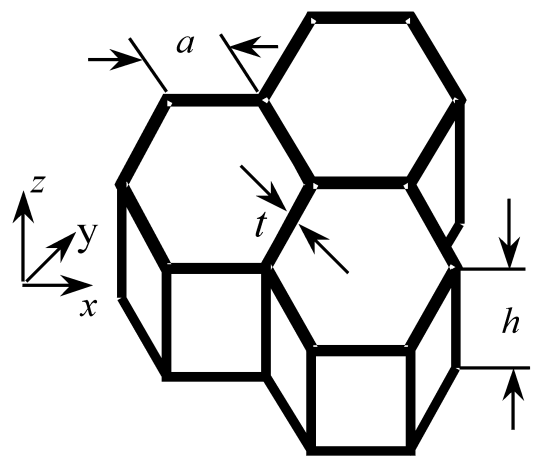

图 2 蜂窝夹芯

Fig. 2 Honeycomb sandwich

窝在结构中放置的方向，根据受力情况，参考文献[5,6]，可推出蜂窝的等效材料特性为

$$E_x = E_y = E_s \frac{4}{\sqrt{3}} \frac{t^3}{a^3} \quad (3)$$

$$E_z = E_s \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{a} \quad (4)$$

$$V_{xy} = V_{yx} \quad (5)$$

$$G_{xy} = E_s \frac{8}{7} \sqrt{3} \frac{t^3}{a^3} \quad (6)$$

$$G_{yz} = G \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{t}{a} \quad (7)$$

$$G_{zx} = G \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{t}{a} \quad (8)$$

式中：E_s——为夹芯材料弹性模量；

G——为夹芯材料剪切模量；

V——为夹芯材料泊松比。

1.3 碳纤维铝蜂窝夹层结构有限元模型

碳纤维铝蜂窝夹层结构一般由铝蜂窝夹芯和上、下碳纤维网格表板经粘结、热压而成型。由于受力情况不同，在设计时就考虑了局部加强。有的局部为提高抗失稳而加密蜂窝芯子，有的局部因要提高刚度而增加铺层，同时考虑到分析层间和蜂窝应力状况，因此在不增加节点和自由度的情况下，采用的有限元模型形式如下，即夹芯被划成三维八节点立体元，而表板则被划分为偏心的板单元，如图 3。

这样板单元不增加新节点，可用 NASTRAN 等通用软件求解。对多层碳纤维表板则可用复合材料叠层板来模化。

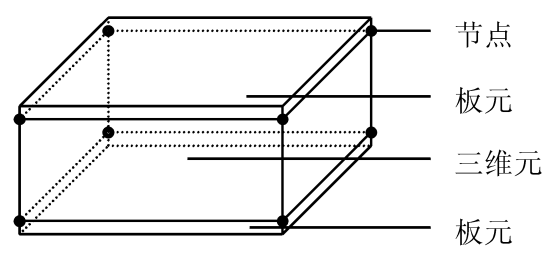

图 3 有限元模型

Fig. 3 Finite element model

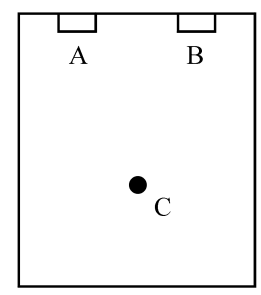

图 4 太阳电池阵

Fig. 4 Solar array

2 算例及结果分析

2.1 算 例

对碳纤维铝蜂窝夹层结构进行上述等效以后，可以直接进行有限元分析。这里对某卫星太阳电池阵进行了有限元分析，其结构如图 4，A、B 为展开铰链，C 为收拢状态的压紧点，表板为 T40 碳纤维，纤

维宽度、厚度、间距分别为 0.3 mm、0.3 mm、0.5 mm，同时考虑加强在表板四周和压紧点及铰链附近进行多层铺设(最多有五层)，蜂窝芯子边长为 8 mm、壁厚为 0.018 mm、高度为 25 mm，在压紧点和铰链附近加密，其边长为 4 mm、壁厚为0.04 mm。

2.2　有限元计算

根据上述等效模型将该太阳电池阵的夹芯划分为 648 个三维元，上、下表板划为 96 个多层板单元，并考虑其上面某敏感器的集中质量，经用 NASTRAN 软件分析所得的动特性结果见表 1。

表 1　固有频率

Table 1　Natural frequencies　　Hz

阶数	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
频率	46.1	73.1	119.8	120.6

2.3　试验验证

由于碳纤维蜂窝夹层结构是一种复杂的轻型结构，为了校验和修正等效模型，在分析计算的基础上，又在 16 吨的振动台上进行低量级 5～100 Hz 的扫描，其实验装置及响应曲线如图 5 和图 6。

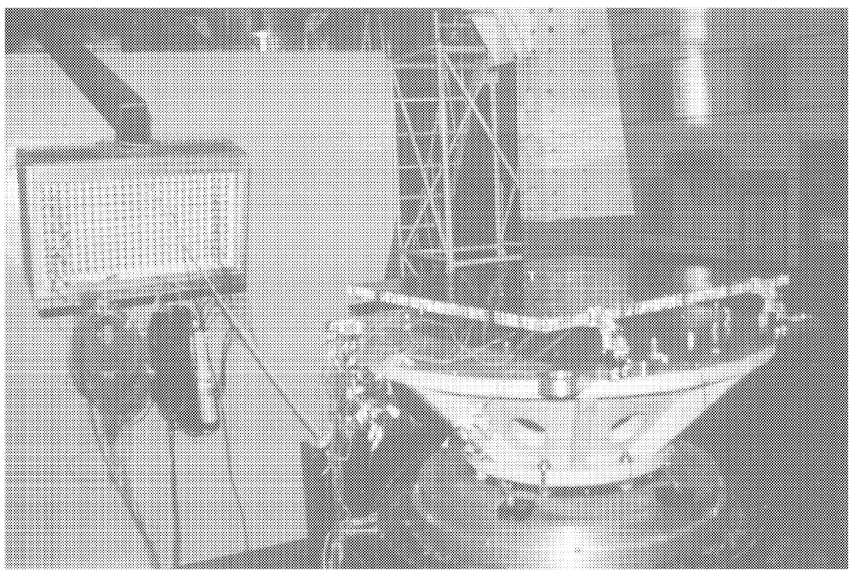

图 5　实验装置

Fig.5　Experiment equipment

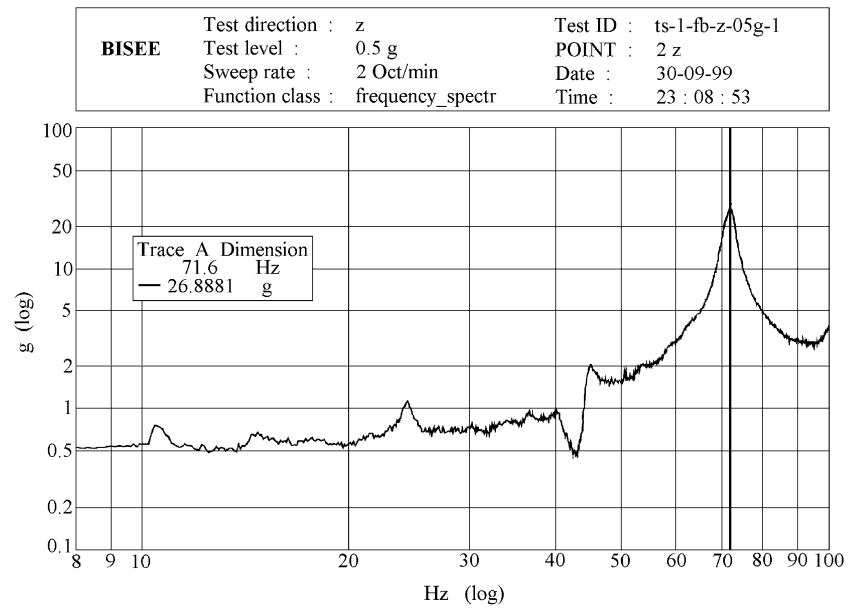

图 6　响应曲线

Fig.6　Response curve

3　结　论

对碳纤维蜂窝夹层结构的动力学问题进行了分析，将碳纤维网格面板和蜂窝芯分别等效为正交异性板和三维正交异性体，并采用不增加自由度的组合单元，计算结果和试验结果吻合较好，如一阶反对称模态所对应的一阶频率值为 46.1 Hz，试验值为 43.5 Hz，二阶对称模态所对应的计算值为 73.1 Hz，试验值为 71.6 Hz，说明等效模型合理，方法正确，分析精度好，可推广到其它蜂窝夹层结构的分析中去。

参考文献:

[1]　Srinivas S, Rao A K. Bending vibration and buckling of simply supported thick orthotropic rectangular plates and laminates [J]. Inter J Solid Struct, 1970, 6: 1463.

[2]　Fossum A F. Influence of rotatory inertia on steady-state crack propagation in a finite plate subjected to out-of-plane bending [J]. JAM, 1978, 45(1): 630.

[3]　徐胜今，宋　宇，王本利，等. 正交异性蜂窝夹层板的动力学分析 [J]. 复合材料学报，1998, 15(4): 74-80.

[4]　徐胜今，孔宪仁，王本利，等. 正交异性蜂窝夹层板动、静力学问题的等效分析方法 [J]. 复合材料学报，2000, 17(3): 92-95.

[5]　华云龙，余同希. 多胞材料的力学行为 [J]. 力学进展，1991, 21(4):

[6]　中科院力学研究所. 夹层板壳的弯曲、稳定和振动 [M]. 北京：科学出版社，1977.