

新型碳纤维点阵复合材料技术研究

范华林¹, 杨卫¹, 方岱宁¹, 庄茁¹, 陈祥宝², 邢丽英², 李斌太², 蒋诗才²

(1. 清华大学 工程力学系, 北京 100084; 2 航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 为了制备新型轻质高强材料, 研究了满足拉伸主导型设计和临界细长比限制的点阵材料构形特征。针对碳纤维复合材料特点, 开发了三维穿插编织工艺, 在此基础上设计制备了碳纤维点阵复合夹层梁结构。对比蜂窝和碳泡沫材料分析点阵夹层结构的基本力学性能。研究表明点阵夹层结构具备整体成型、不发生层间脱胶破坏、比刚度和比强度高优点, 是一种很有前景的新型航空航天材料。

关键词: 碳纤维; 点阵材料; 穿插编织; 轻质高强

中图分类号: TB332

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2007)01-0046-05

由于碳纤维具备优异的力学性能, 已经广泛应用于航天航空领域。通常的碳纤维复合材料采用铺层工艺设计制作层合板结构^[1~3], 层合板结构发挥了碳纤维材料优异的拉伸力学性能, 但存在层间剪切强度和面外强度弱的缺点。为了克服层间破坏问题, 近年来发展了三维编织技术, 成本比较昂贵, 材料在空间上也没有充分展开。层合板实质上是二维实体结构, 单纯抗弯能力有限, 为了充分发挥层合板的抗弯能力, 通常采用两块层合板与夹芯制作夹层结构。通常的夹芯材料为泡沫材料、蜂窝材料等^[4,5]。但这些材料的抗剪能力很弱, 为了匹配夹芯的抗剪强度, 面板通常必须很薄, 不能充分发挥碳纤维面板的高强抗拉能力。

近年来国际上发展了一种新型高比强度、高比刚度点阵材料。采用熔模铸造法、层间焊接或光刻工艺等方法, 可制作出厘米至微米量级的金属点阵材料^[6~9]。通过优化设计, 轻质点阵材料可设计成具有拉伸主导型细观应力状态的结构^[10]: 即当受剪应力载荷时, 点阵杆处于拉/压状态而不产生弯曲变形; 可获得相同载荷下的最小重量指数; 化塑性绞式破坏为扩散式的整体破坏。

碳纤维材料优越的单向力学性能使得其非常适合于点阵材料。但目前国际上还没有碳纤维点阵复

合材料, 也没有相应的工艺方法。因此开发相关工艺具有重要价值。

1 点阵材料的结构与设计准则

1.1 点阵胞元

点阵材料是由梁杆单元组成的类似于桁架体系的三维空间周期结构。由于具有周期结构特点, 通常选取典型的点阵胞元结构进行分析。图 1 分别给出了两种点阵结构的点阵胞元。可以发现, 点阵材料由结点和连接结点的梁杆组成。其胞元构形类似于晶体材料的点阵结构, 因此这种空间梁杆体系的周期结构被称作点阵材料。

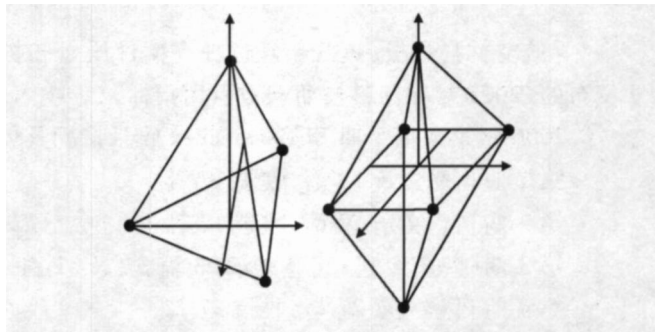


图 1 正四面体点阵胞元和正八面体点阵胞元

Fig. 1 Structures of tetrahedral and octahedral lattices

以正四面体点阵、六角蜂窝和碳泡沫材料为代表对比研究点阵材料的力学性能。正四面体点阵材料相对密度 $\bar{\rho}$ 为:

$$\bar{\rho} = 6\sqrt{2}\pi\left(\frac{r}{l}\right)^2 \quad (1)$$

式中, r 为杆件半径, l 为杆件单元长度。正四面体点阵拉伸模量 E 和剪切模量 G 为:

收稿日期: 2005-11-11; 修订日期: 2006-10-25

基金项目: 国家高技术研究发展计划(863计划)项目(2003AA754033)

作者简介: 范华林(1974—), 博士, 主要从事固体力学和复合材料研究, (E-mail) fh02@mails.tsinghua.edu.cn

$$E \approx 0.33\bar{\rho} E_s, G \approx 0.11\bar{\rho} E_s \quad (2)$$

式中, E_s 为基体材料拉伸模量。

六角蜂窝的材料蜂窝面内拉伸模量 E 和剪切模量 G 为^[5]:

$$E \approx 2.1\bar{\rho}^2 3E_s, G \approx 0.5\bar{\rho}^2 3E_s \quad (3)$$

对于碳泡沫材料, 其模量为^[11]:

$$E \approx 2.1\bar{\rho}^2 2E_s, G \approx 0.5\bar{\rho}^2 2E_s \quad (4)$$

图 2 中 E^* 为相对刚度, 等于点阵结构、蜂窝结构或碳泡沫结构的等效刚度与制备点阵材料、蜂窝结构或碳泡沫结构的原材料刚度的比值。图 2 表明, 点阵材料在相同材料、相同密度条件下刚度高于蜂窝材料和泡沫材料。而碳纤维的抗拉强度与刚度实际上远高于纸蜂窝或者铝蜂窝材料, 在相同的相对刚度条件下, 碳纤维点阵材料实际刚度和强度显然优于蜂窝材料和碳泡沫材料。

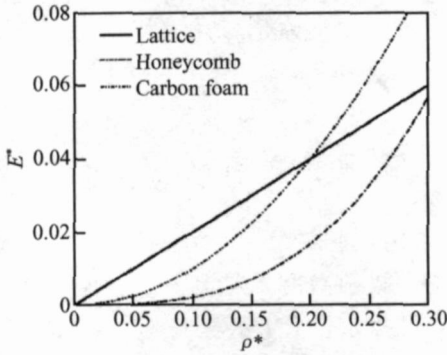


图 2 点阵材料与蜂窝相对刚度对比示意图

Fig 2 Comparison between relative stiffness of honeycombs and lattices

当相对密度大于一定数值时, 图 2 中碳泡沫或蜂窝材料相对刚度会超过点阵材料。但实际中, 点阵材料、蜂窝材料与碳泡沫材料的相对密度都非常小, 而相对密度较大时这几种结构已没有任何意义且上述计算公式也不再适用。

1.2 拉伸主导型胞元设计原则

点阵材料的力学性能很大程度上取决于胞元内梁杆的数目和布置。由于点阵胞元内梁杆直径非常小, 长细比大, 承受弯矩作用的能力很弱, 因此拉伸主导型胞元设计原则要求结构内所有杆件只承受轴向力作用, 不产生弯曲变形, 相当于二力杆体系。这就要求胞元内每个结点处所连接的杆件数目要达到一定的数量。

拉伸主导型胞元设计原则要求点阵胞元中每个结点与相邻结点连接的杆件数目不少于 12 根, 以静不定的连接达到扩散传递载荷的作用^[10]。显然体心立方点阵胞元不满足这个这个条件。

图 3 所示为体心立方点阵单元, 每个结点和相邻 8 个结点间杆件连接。假设为二力杆体系时, 体心立方点阵材料刚度矩阵为:

$$T = \frac{\sqrt{3}\pi}{3} \left(\frac{r}{l} \right)^2 E_s \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

该刚度阵是奇异矩阵。结构只能承受各向同性静水压力, 一般受力条件下, 结构没有抗剪能力。奇异刚度阵违背了弹性力学的基本原理, 显然杆件只承受轴向力的假设对于体心立方点阵胞元是不适用的。

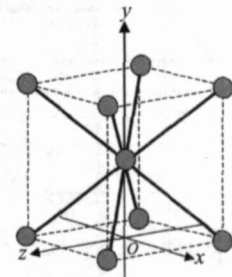


图 3 体心立方点阵胞元

Fig 3 Unit cell of the BCC lattice

碳泡沫结构胞元一般近似为十四面体^[11], 同样不满足这个要求, 因此碳泡沫结构刚度和强度也大大低于点阵材料。

按照塑性屈服极限荷载为 $P_Y = \pi r^2 \sigma_s$, 得到点阵的屈服极限强度 σ_Y 为:

$$\sigma_Y = \sqrt{3}\pi\sigma_s \left(\frac{r}{l} \right)^2 \quad (6)$$

式中, σ_s 为基体材料强度。临界细长比为:

$$\left(\frac{r}{l} \right) = \frac{2}{\pi} \sqrt{\frac{\sigma_s}{E_s}} \quad (7)$$

式 (7) 是确定点阵胞元尺寸的基本准则。

2 点阵夹层结构制备方法与工艺

2.1 夹层结构制备工艺流程

利用 T300/3234 预浸料制备直径约 2.0mm 束丝。利用穿插编织方式制备空间点阵结构。该方法具体过程是:

(1) 按尺寸设计梁结构的上下预制面板。采用热压罐成型工艺得到厚度为 1mm 的预制面板。根据梁结构的节点在面板上的分布, 在面板上加工周期排列的纤维孔。预制面板厚度为 1mm。

(2)将上下预制面板根据梁的设计高度进行定位。上下面板的距离略小于梁的设计高度,取 24mm。

(3)根据图 4 所示流程编织纤维束。先沿梁的长度方向进行编织,在梁的端截面上编织过渡,再沿梁的长度方向进行下一层编织。

(4)纤维编织完成后,对预制件进行崩直张拉。克服编织过程中产生的纤维松紧不一的状况,使梁的高度由制作时的 24mm 达到设计高度 26mm。将预制件放入烘箱中使纤维束丝固化,冷却后取出。

(5)对面板进行二次处理。使面板厚度达到设计厚度值 2mm,最终梁的高度达到 30mm。

(6)结构成型后对板的尺寸进行修正,裁减至设计梁的尺寸。

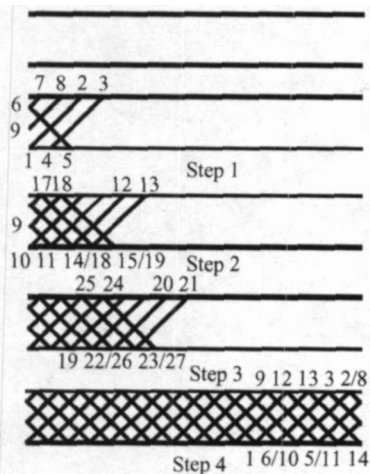


图 4 点阵夹层制备工艺流程示意图

Fig 4 Interlacing processes of lattice sandwich structures

2.2 纤维编织流程

纤维编织过程中,纤维的空间方向始终保持为立方体体对角线方向。

编织时先沿梁的长度方向进行编织,其编织流程如图 4 所示,可分四步:

(1)依据图 4 中第一步所示节点编号 1-9 进行编织。

(2)依据图 4 中第二步所示节点编号 9-19 进行编织。

(3)依据图 4 中第三步所示节点编号 19-27 进行编织。该步具有周期性,可依此顺序进行编织。

(4)当编织到梁的另一段时,编织的周期性不存在了,依据图 4 中第四步所示节点编号 1-14 进行编织。

沿纵向编织完成单片点阵后,再沿着梁的横向过渡到下一片点阵的编织。编织过程中,每个结点

处将会有 4 个沿对角线方向的纤维束相互搭接,依靠固化后树脂基粘结形成较结点。应用三维穿插编织工艺,制备了体心立方点阵结构,图 5 为碳纤维点阵夹层结构样件示意图。

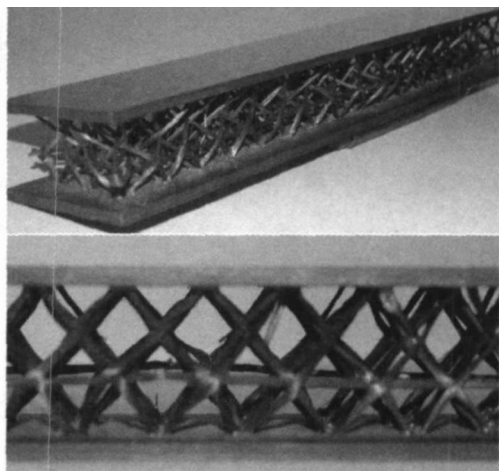


图 5 点阵夹层结构样件示意图

Fig 5 Sample of the lattice sandwich structure

3 点阵夹层结构力学性能分析

3.1 结构基本参数

结构在梁的高度方向上为三层体心立方点阵。结构基本尺寸如表 1 所示。

表 1 结构基本尺寸 /mm

Table 1 Dimensions of the lattice sandwich/mm

Contents	Dimensions	Contents	Dimensions
Diameter of struts	2	Thickness of skins	3
Length of struts	15	Height of the beam	32
Number of layers	3	Width of the beam	52
Height of one layer	8.67	Length of the beam	294.7

采用热压罐成型 3234/T300B 碳纤维复合材料。纤维体积含量为 $63 \pm 3\%$, 密度 $1.55 \sim 1.6 \text{ g/cm}^3$ 。00 拉伸强度为 1530 MPa , 0° 拉伸模量为 128 GPa , 90° 拉伸强度为 60 MPa , 90° 拉伸模量为 8.3 GPa , 0° 压缩强度为 1060 MPa , 0° 压缩模量为 131 GPa 。

虽然点阵结构本身不满足拉伸主导型设计原则,但在由于与面板整体成型,点阵在梁高度方向上尺寸有限,因此面板相当于在梁的纵向和横向提供了两组四根单元,使结构整体满足了拉伸主导设计原则,结构抗剪能力得到增强。分析得到点阵夹层结构的刚度矩阵:

$$T = \frac{\rho^* E_s}{9} J \begin{bmatrix} 1 + \frac{18tE_1}{\rho^* hE_s} & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 + \frac{18tE_h}{\rho^* hE_s} & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, E_1 为面板纵向模量, E_h 为面板横向模量, t 为面板厚度, h 为夹层梁高度。点阵材料相对密度为:

$$\rho^* = 3\sqrt{3}\pi \left(\frac{r}{l} \right)^2 \quad (9)$$

点阵结构相对密度约为 0.028 点阵结构的弹性模量约为 398MPa

碳泡沫基体材料密度为 1.4g/cm³ (非石墨化) 或 2.3g/cm³ (石墨化), 模量为 7GPa。一般碳泡沫的 0.4~0.7g/cm³。碳泡沫材料相对密度一般在 0.3~0.5 左右, 模量约为 1~2.7GPa 左右^[12]。

点阵材料与碳泡沫模量相差不多, 但材料密度差异很大。比较两类材料的比刚度, 如图 6 所示。横坐标表示材料密度 (g/cm³), 纵坐标表示比刚度 (GPa·cm³/g)。很明显, 点阵材料比刚度远大于碳泡沫材料, 表明在相同模量条件下, 点阵结构的重量要轻于碳泡沫材料。

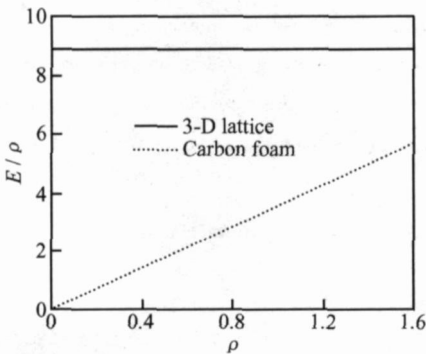


图 6 点阵材料与碳泡沫比刚度对比示意图

Fig 6 Comparison between the specific stiffness of lattice structures and carbon foams

3.2 结构承载能力分析

由于点阵材料与面板模量相差两个数量级, 因此点阵夹层结构中面板承受弯矩作用, 而点阵主要承担抗剪切。

一般情况下, 夹层结构的主要破坏模式是面板与夹芯之间的粘结脱胶破坏。由于采用了面板与点阵夹芯整体编织成型技术, 点阵夹层结构不会发生

面板与夹层的脱胶现象。这是点阵夹层结构优越现有蜂窝夹层结构的地方之一。

根据碳纤维材料力学参数, 临界长细比为 17, 设计值为 15 点阵材料强度为屈服极限强度。设计材料相对密度约为 0.028 强度约为 10MPa, 而相对密度为 0.3~0.5 的碳泡沫强度在 10~40MPa 之间^[12]。显然, 点阵材料的比强度高于碳泡沫材料。

但设计时必须根据临界长细比控制点阵单元尺寸与直径, 否则当材料体现为屈曲破坏时, 材料强度比较低, 体现不出点阵材料的优越性。

4 结论

研究分析表明, 根据拉伸主导型胞元设计原则要求点阵胞元中每个结点与相邻结点连接的杆件数目不少于 12 根, 点阵材料将荷载转化为二力杆轴向力形式, 大大提高了结构承载能力。同时点阵材料的设计必须满足临界细长比限制条件。满足以上两个原则的点阵材料比强度和比刚度高于蜂窝材料和碳泡沫材料。

而根据碳纤维材料特点发展的三维穿插编织工艺是目前制备碳纤维三维点阵复合材料的有效方法, 可以用来制备尺寸较小的结构构件。应用该工艺首次制备了碳纤维点阵复合材料夹层梁结构。

面板与夹层的复合使得体心立方点阵满足了拉伸主导型胞元设计原则, 由于点阵夹层结构具备整体成型特点, 因此结构存在抗剪强度高、不会发生层间脱胶破坏等优点, 是一种很有前景的新型航空航天材料。

同时工艺也存在一定的缺陷。如目前的工艺在制备大型结构件方面还有一定的难度; 碳纤维束杆件存在截面形状不规则, 影响杆件的稳定性; 点阵结点粘结强度弱等。

参考文献:

[1] ANAND K an al GUPTA V ijay. The effect of processing conditions on the compressive and shear strength of 2-D carbon-carbon laminates[J]. Carbon, 1995, 33(6): 739 - 748

[2] DENK Lars HATTA Hiroshi M ISAWA Akhira et al. Shear fracture of C/C composites with variable stacking sequence[J]. Carbon, 2001, 39(10): 1505- 1513

[3] 陈祥宝. 先进树脂基复合材料的发展和应用[J]. 航空材料学报. 2003, 23(增刊): 198- 204

[4] NAGAKI Michio MORISHITA Takahiro, KUNO Akio et al. Carbon foams prepared from polyimide using urethane foam template[J]. Carbon, 2004, 42(3): 497

- 502

- [5] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular solids: structure and properties[M]. New York: Cambridge University Press, 1997.
- [6] WALLACH J C, GIBSON L J. Mechanical behavior of a three-dimensional truss material[J]. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38(40-41): 7181-7196.
- [7] WICKS N, HUTCHINSON J W. Optimal truss plates[J]. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38(30-31): 5165-5183.
- [8] DESHPANDE V S, FLECK N A. Collapse of truss core sandwich beams in 3-point bending[J]. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38(36-37): 6275-6305.
- [9] BRITTAN S T, SUGIMURA Y, SCHUELLER O J A, *et al*. Fabrication and mechanical performance of a mesoscale space-filling truss system[J]. Journal of Microelectromechanical Systems, 2001, 10(1): 113-120.
- [10] DESHPANDE V S, ASHBY M F, FLECK N A. Foam topology: bending versus stretching dominated architectures[J]. Acta Materialia, 2001, 49(6): 1035-1040.
- [11] LIK, GAO X L, ROY A K. Micromechanics model for three dimensional open cell foams using a tetraikadecaedral unit cell and Castigliano's second theorem[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(12): 1769-1781.
- [12] SHIN S, RICE B P. Sandwich Construction with carbon foam core materials[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(15): 1319-1336.

Interlacing Technique for New Carbon Fiber Lattice Materials

FAN Hua-lin¹, YANG Wei¹, FANG Dai-ning¹, ZHUANG Zhuo¹,
CHEN Xiang-bao², XING Li-ying², LI Bin-tai², JIANG Shi-cai²

(1. Department of Engineering Mechanics, Tsinghua University, Beijing 100084, China; 2. Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract To get lattice materials with higher loading capacity than honeycombs and foams but much lighter unit lattice cell structures were studied. Rules for stretching dominated structures must be satisfied and the aspect ratio of the lattice struts should be smaller than the critical value. A lattice structure reinforced by carbon fibers was designed. The three dimensional interlacing method was developed to manufacture sandwich structures with lattice cores. The mechanical behaviors of lattice sandwich structures were analyzed comparing with honeycombs and foams. It's shown that lattice sandwich structures have advantages of higher specific strength and stiffness, integrally manufactured, and no debonding between the face sheets and the cores, which make them attractive for the use in aeronautic and astronautic structures.

Key words Carbon fiber lattice materials; three dimensional interlacing method; high specific strength and stiffness