

复合材料泡沫夹层结构力学性能与试验方法

孙春方, 薛元德, 胡 培

(同济大学航空航天与力学学院, 上海 200092)

摘要: 本文讨论纤维增强复合材料与聚合物泡沫组成的夹层结构的刚度、强度及弯曲性能试验方法; 分析了复合材料面层的弹性常数、泡沫芯层的模量和夹层结构的刚度; 阐述了夹层结构的应力分布和常见的5种破坏模式; 对夹层结构的疲劳强度和冲击时的力学行为进行了探讨。

关键词: 复合材料; 泡沫; 夹层结构; 力学性能

中图分类号: TB332 **文献标识码:** A **文章编号:** 1003-0999(2005)02-0003-04

1 引言

由轻质芯体与两层刚硬坚固的外壳制成的结构件称为夹层结构。芯体对外壳的分隔增大了结构的惯性矩, 而质量几乎没增加, 得到一个抗弯曲和屈曲载荷的有效结构。它常用于为减小重量的场合。外壳或面材一般是金属(如铝)或纤维增强复合材料, 芯体是蜂窝、聚合物泡沫、木材等。本文讨论纤维增强复合材料与聚合物泡沫组成的夹层结构。探讨轨道车辆用复合材料泡沫夹层结构中的一些力学性能及相应的试验方法。复合材料是由两种或两种以上不同化学性质或物理性质的组分复合而成的材料。复合材料具有质量轻、比强度高, 易于加工和改型、耐腐蚀、可设计性强等优点。涉及到的材料包括碳纤维、玻璃纤维、环氧树脂和酚醛树脂等。聚合物泡沫是一种最常见的芯材, 主要有聚氯乙烯(PVC)、聚苯乙烯(PS)、聚氨酯(PU)、聚甲基丙烯酸酯亚胺(PMI)、聚醚酰亚胺(PEI)和丙烯腈-苯乙烯(SAN或AS)。密度从 30kg/m^3 到 300kg/m^3 不等。通常在复合材料中使用的泡沫密度在 $40\sim 200\text{kg/m}^3$ 之间。夹层结构的力学性能取决于表层和芯部材料的力学性能及几何尺寸。主要涉及夹层结构的强度和刚度。强度主要指复合材料的拉、压性能, 泡沫的剪切强度, 夹层结构的疲劳强度和冲击时的力学行为。刚度是指复合材料、泡沫和夹层结构的拉、压、剪切模量。当车辆设计采用夹层结构时, 夹层结构的强度和刚度是十分重要的。

2 夹层结构的刚度

(1) 泡沫的模量

$$E_c = C_1 E_s (\rho_c / \rho_s)^2 \quad (1)$$

E_c 为泡沫的杨氏模量; ρ_c 为泡沫的密度; $C_1 \approx 1$

为开口泡沫。

$$G_c = C_2 E_s (\rho_c / \rho_s)^2 \quad (2)$$

G_c 为泡沫的剪切模量; ρ_s , E_s 表示泡沫固体的密度和模量; $C_2 \approx 0.4$ 为开口泡沫。

对闭口泡沫, 其表达式还将包含膜应力和气体压力的修正项^[1]。即泡沫的杨氏模量与剪切模量, 主要由泡沫的相对密度 ρ_c / ρ_s 所决定, 与相对密度的平方成正比。

(2) 面层的模量

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad (3)$$

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{V_m E_f + V_f E_m} \quad (4)$$

$$G_{12} = \frac{G_m G_f}{V_f G_m + V_m G_f} \quad (5)$$

E_1 为纤维方向的弹性模量; E_2 为垂直于纤维方向的弹性模量; E_f 为纤维的弹性模量; E_m 为基体的弹性模量; V_f , V_m 为纤维、基体的体积含量; G_{12} 为剪切弹性模量; G_f , G_m 为纤维、基体的剪切弹性模量。

(3) 夹层结构的刚度

夹层结构的刚度主要由抗弯刚度和剪切刚度来描述。对矩形截面梁其等效抗弯刚度

$$(EI)_{eq} = E_f b t^2 / 12 + E_c b c^3 / 12 + E_f b d^2 / 12 \quad (6)$$

忽略第1、2项, 取 $d \approx c$ ($d = c + t$),

$$(EI)_{eq} = E_f b t c^2 / 12 \quad (7)$$

$$\text{等效剪切刚度 } (AG)_{eq} = b d^2 G_c / 3 \quad (8)$$

$$\text{取 } d \approx c, (AG)_{eq} = b c G_c \quad (9)$$

梁的挠度

$$\delta = \delta_1 + \delta_2 = \frac{P l^3}{B_1 (EI)_{eq}} + \frac{P l}{B_2 (AG)_{eq}} \quad (10)$$

(1为梁跨度)

收稿日期: 2004-07-23

作者简介: 孙春方(1963), 男, 副研究员, 博士研究生。

δ 为弯曲挠度; δ 为剪切挠度。 B_1, B_2 取决于加载几何因素的常数, 如三点弯曲, 梁跨中心荷载 P , 简支梁 $B_1=48, B_2=4$

对于给定的抗弯刚度 P/δ 梁的重量越小越好, 此时梁的重量

$$W=2\rho_1 g b l t + \rho_c g b l c \quad (11)$$

若泡沫密度选定, 从 (10) 得到 t 代入 (11), 令 $dW/dc=0$ 得最佳泡沫厚度 c_{op} , 再代入 (10) 得 t_{op} 即可进行最优化设计。

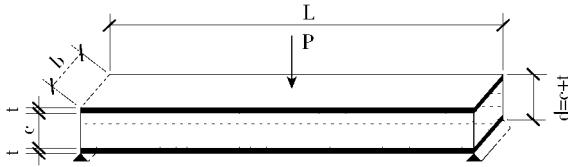


图 1 夹层结构三点弯曲梁

3 夹层结构的强度

(1) 夹层结构的应力分析

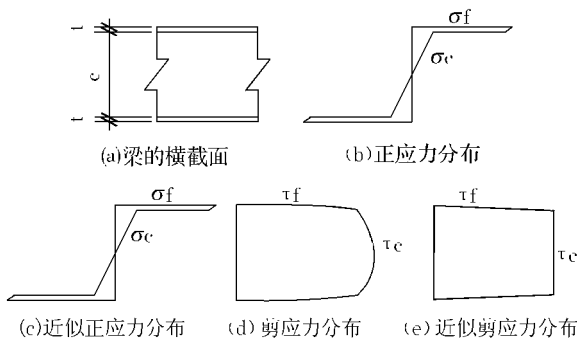


图 2 弯曲荷载下夹层结构的应力分布

$$\sigma_f = \frac{M y E_f}{(EI)_{eq}} = \frac{M}{b t c} \quad (12)$$

$$\sigma_c = \frac{M y E_c}{(EI)_{eq}} = \frac{M E_c}{b t E_f} \quad (13)$$

M 为截面上弯矩; $(EI)_{eq}$ 同 (7); y 是到中性轴距离。剪应力沿面层高度和芯层高度呈抛物线形。一般情况下, 面层薄且刚硬, 可以认为剪应力沿面层高度分布呈线性, 芯层上剪应力均布, $\tau_c = \frac{Q}{b c}$ 。

(2) 夹层结构的破坏形式

① 受拉面层屈服或断裂。即

$$\sigma_f = \frac{M}{b t c} = \sigma_{yf} (\sigma_{bf}) \quad (14)$$

② 受压面层局部发生“起皱”。即当压缩面层正应力达到局部失稳应力,

$$\sigma_f = \frac{M}{b t c} = \frac{\mathfrak{E}_f^{1/3} E_c^{1/3}}{[12(3-V_c)^2(1+V_c)]^{1/3}} \quad (15)$$

③ 泡沫芯层发生剪切破坏, 也有很少的情况下泡沫发生拉伸、压缩破坏。剪应力 τ_c 等于剪切过程中泡沫的剪切强度 τ_c' ,

$$\tau_c = \tau_c' = C_{11} (\rho_c \rho_s)^{2/3} \sigma_{ys} \quad (16)$$

C_{11} 为比例常数。

④ 面层与芯层接合处接合失效。粘结破坏分析较难, 由于环氧树脂的粘结强度一般高于芯层强度, 当粘结无缺陷时, 很少有脱层现象。但若面层与芯层间界面含有缺陷时, 在 (交变) 载荷作用下有时会扩展而破坏。破坏应力为:

$$\sigma_f = (G E_f t)^{1/2} \quad (17)$$

如果芯层的 G_c 小于粘结剂, 裂纹就会通过芯层而扩展 (沿着界面)。

⑤ 在集中力作用处使面层和泡沫产生局部凹陷。载荷极度局域化时才会出现。

$$A = P / \sigma_c' \quad (18)$$

σ_c' 为芯层的抗压强度。

夹层结构破坏形式会随着几何因素和加载方式的改变而改变。综上所述, 夹层结构梁的破坏形式取决于梁的加载方式与约束条件, 面层及芯层材料性能 $\rho_c, E_f, \sigma_{yf}, \rho_s, E_s, \sigma_{ys}$ 和梁的几何尺寸 $t/\Lambda, c/\Lambda, b/\Lambda, \rho_c \rho_s$ 。

(3) 夹层结构的疲劳

随着夹层结构应用的深入, 在很多情况下夹层结构将承受交变荷载, 因此夹层结构的疲劳问题越来越突出。其破坏形式基本可以归结上述 5 方面。研究夹层结构的疲劳问题较其它材料和结构形式要复杂得多。当面层在反复弯曲载荷作用下发生疲劳破坏时, 从夹层结构应力分布可看出, 面层主要承受单向的拉-压应力可借鉴面层拉压疲劳性能 (如 $S-N$ 曲线) 来估算面层疲劳寿命, 或进行疲劳强度的设计和校核。复合材料在 200~500 万次寿命下其疲劳强度约为静强度的 70~80%。与金属相比, 它具有较高的疲劳性能。如无资料借鉴, 试验也可采用拉压疲劳试验来获得面层在弯曲载荷作用下的疲劳强度。试验时拉压应力幅度与面层弯曲时产生的拉压应力相等, 这种方法在夹层结构设计选择面层材料时可快速确定面层的疲劳性能。拉压疲劳试验较弯曲试验易实现, 加载频率高, 缩短试验机时具有较好的经济性, 较易确定面层的疲劳强度。因此, 合适的设计可避免面层发生疲劳破坏。对面层与芯层胶

接处的疲劳强度研究要困难得多。如泡沫的已有初始缺陷,其裂纹扩展速率可用

$$da/dN = \left[\frac{c}{\Delta \epsilon_f E_s \sqrt{\pi}} \left(\frac{\rho_s}{\rho_c} \right)^3 \right]^u \tag{19}$$

式中,1为孔穴尺寸; c_u 为材料常数; $\Delta \epsilon_f$ 为半个循环引起破坏的应变,泡沫的剪切疲劳强度仍主要借助实验来获得。这方面已做过一些研究,得到一些结果。试验表明 PM I 泡沫能够承受相当于 50% 的静力断裂荷载的疲劳荷载。X-PVC 能承受相当 30% 的静力断裂荷载的疲劳荷载。PEI 泡沫为 25%。与断裂荷载、断裂剪切强度和疲劳试验前的值相比降低幅度很小,表明泡沫材料在动力加载夹心结构中具有很好的可靠性。在 5×10^6 次循环后 PVC 和 PEI 的断裂位移降低 50%。泡沫芯材失去了部分延性。PM I 芯材的疲劳试验中断裂位移变化不大。

(4) 夹层结构的冲击

还有一个值得注意的问题是夹层结构在承受冲击时的力学行为,如机车防撞面板。夹层结构在冲击时的力学性能的研究目前还很不深入。当夹层结构用于轨道车辆时,一般考虑两种情况下的冲击效应,一种是硬物(1kgDB 石块)以约 600Km/h 速度冲击时,夹层结构不会击穿,保护车辆内人员的安全;另一种是诸如飞禽(0.5kg)以 500Km/h 速度冲击时,夹层结构不导致永久破坏。夹层结构车辆在一般情况下的冲击不破坏,在硬物以高速冲击时不会被击穿,保护人员的安全。第一种情况冲击,主要考虑第一层面击穿时能量消耗,击穿泡沫后第二层面层不会被击穿,忽略泡沫芯层吸收的能量,二层复合材料被硬物冲击,一层面层击穿:

$$\frac{1}{2} m v_i^2 = U_p + \frac{1}{2} m v_r^2 \tag{20}$$

第二层不被击穿:

$$v_r = 0 \quad \frac{1}{2} m v_i^2 \leq U_p \quad U_p \geq \frac{1}{4} m v_i^2$$

U_p 为一层击穿时耗能, U_p 可用实验得到。第二种情况,由于第一层面层没有损坏,巨大的冲击转化夹层结构的变形能,泡沫的变形能将占有一定的比例。第二层面层的变形能往往可忽略不计,即冲击物的动能转化为第一层面层和泡沫的变形能,取决于面层材料和泡沫的性能。可视具体情况进行理论分析和试验。对闭孔弹性体泡沫材料,单位体积储能 W 至应变 ϵ 时有:

$$\frac{W}{E_s} = 0.05 \left(\frac{\rho_c}{\rho_s} \right)^2 \epsilon + \frac{P_0}{E_s} \left\{ \left[1 - (\rho_c \rho_s) \right] \ln \left[\frac{1 - (\rho_c \rho_s)}{1 - \epsilon - (\rho_c \rho_s)} \right] - \epsilon \right\} \tag{21}$$

$P_0 = 1 \text{ atm}$ 。密度较高时第 1 项占优,具有与开口泡沫一样的性质;密度较低时第 2 项占优,能量吸收由孔穴内的气体压缩支配。值得一提的是聚合物泡沫与铝蜂窝相比,一个优点在于夹层结构冲击时铝蜂窝的变形没有像聚合物泡沫恢复得好。由于复合材料面层弹性较好,冲击后恢复得好,而铝蜂窝产生永久变形,铝蜂窝与面层将“脱层”,而泡沫则好得多。

4 夹层结构的弯曲性能试验方法

从夹层结构的刚度、强度分析来看,对于夹层结构在承受弯曲时的力学性能,其试验方法首先应考虑梁的受力性质和约束情况,如采用悬臂梁、三点弯曲、四点弯曲、集中力还是分布力。最好与使用条件一致。其次通过夹层结构面层和芯层材料和力学性能确定面层和芯层厚度。通过调节梁的跨距、加载方式等测定刚度和强度。下述以三点弯曲为例说明其试验方法。试样尺寸厚度与制品一致,宽度 60mm,长度为跨距加 40mm。

(1) 测定芯层剪切强度: 三点弯曲跨距满足:

表 1 在动力荷载施加前后的力学性能

芯 材	断裂荷载, 2P	断裂荷载, 2P	断裂剪切强度	断裂剪切强度	断裂位移	断裂位移
	n=0 kN	n=5×10 ⁶ kN	n=0 MPa	n=5×10 ⁶ MPa	n=0 mm	n=5×10 ⁶ mm
PM I 5IS	3.0	2.9	0.7	0.7	9.2	9.1
PM I 7IG	6.6	6.0	1.5	1.4	11.1	10.6
PM I 7IFX	2.6	2.7	0.6	0.6	29.2	30.8
PM I 7IWF	6.4	5.9	2.0	1.9	12.8	10.9
X-PVC 80	4.6	4.3	1.4	1.4	26.0	11.0
X-PVC 60	3.3	3.3	1.0	1.0	19.4	15.5
PEI 80	4.4	4.2	1.4	1.3	30.0	12.9

$$l \leq \frac{2[\sigma_f]}{\tau_{cb}} t_f \quad (22)$$

1为跨距, mm; $[\sigma_f]$ 为面板拉、压许用应力, MPa τ_{cb} 为芯层剪切强度, MPa t_f 为面板厚度, mm.
芯层剪切强度:

$$\tau_c = \frac{PK}{2b(h-t_f)} \quad (23)$$

τ_c 为芯层剪应力 (MPa); P 为跨中荷载 (N); b 为试样宽度。 $h=c+2t_f$ 为试样厚度。 K 为修正系数, 不计面板剪力时 $K=1$, 当计面板剪力时, $K=1-e^{-A}$, $A=\frac{l}{4t_f} \sqrt{\frac{6Gc(h-t_f)}{E_f \cdot t_f}}$ 。

芯层发生剪切破坏时, 式 (23)算得的 τ_c 为芯层的剪切强度。

当芯层与面板脱胶, 则式 (23)算得的 τ_c 为胶接剪切强度, 当芯层发生屈服, 式 (23)算得的 τ_c 为芯层的剪切屈服极限。

(2)测定面板强度时, 跨距应满足:

$$l \geq \frac{2\sigma_b}{[\tau_c]} t_f \quad (24)$$

σ_b 为面板强度, MPa $[\tau_c]$ 为芯层剪切许用应力, MPa

$$\text{面板应力 } \sigma_f = \frac{P \cdot l}{4b \cdot t_f(h-t_f)} \quad (25)$$

当面板受拉断裂时, 式 (25)算得 σ_f 为夹层结构弯曲时面板拉伸强度。当面板受压皱折时, 式 (25)算得 σ_f 为夹层结构弯曲时面板压缩强度。

(3)测定夹层结构弯曲刚度, 剪切刚度时, 采用三点外伸梁弯曲, 跨距

$$l = \frac{2|\sigma_f|}{\tau_{cb}} \times t_f \quad (26)$$

外伸臂长度 a 为 $\left[\frac{1}{3} \sim \frac{1}{2} \right] l$

$$\text{弯曲刚度: } D = \frac{l^2 a \cdot \Delta P}{16f_1} \quad (27)$$

ΔP 为载荷挠度曲线上直线段的载荷增量值, f_1 对应 ΔP 的外伸端测得的挠度增量 (取左右两点均值)。面层的弹性模量

$$E_f = \frac{D}{I} \quad (28)$$

$I = \frac{bt_f c^2}{2}$, 式中略去芯层面层本身的惯性距。

$$\text{夹层结构的剪切刚度 } U = \frac{l \cdot \Delta P}{4(f - \frac{1}{3a} \times f_1)} \quad (29)$$

f 为对应 ΔP 跨中挠度增量值。芯层剪切弹性模量:

$$Gc = \frac{U}{b(h-t_f)} \quad (30)$$

5 结 论

(1)夹层结构的刚度可以由复合材料面层和泡沫芯层的弹性常数、几何尺寸计算得到;

(2)夹层结构的应力计算取决于外载荷、弹性常数、几何尺寸。对应 5种破坏形式的强度可以由理论计算和实验获得;

(3)夹层结构的疲劳强度主要由泡沫芯层的剪切疲劳强度决定, 而高速冲击性能主要取决于面层的冲击性能。

参考文献

- [1] Loma J G Ibsen and Michael F Ashby. Cellular solids: structure and properties[M]. Cambridge University Press 1997
- [2] Serge Abrate. Impact on composite structures[M]. Cambridge University Press 1998.
- [3] Burman M and Zenkert D. Fatigue of foam core sandwich beams: Part 1. Undamaged specimens[J]. International Journal of Fatigue 1997 19(7): 551-561
- [4] Burman M and Zenkert D. Fatigue of foam core sandwich beams: Part 2. Damaged specimens[J]. International Journal of Fatigue 1997 19(7): 563-578
- [5] GB1456 88 夹层结构的弯曲性能试验方法[S].

MECHANICAL PROPERTIES AND TEST METHOD FOR FOAM CORE SANDWICH STRUCTURE

SUN Chun-fang XUE Yuan-de HU Pei

(Tongji University Shanghai 200092 China)

Abstract The paper discusses mechanical properties for foam core sandwich structure. The elastic modulus of foam core and composite skins and the stiffness of sandwich are analyzed. The stress and five failure modes of sandwich are studied. The fatigue strength of sandwich and impact on sandwich are investigated.

Key words composite materials; foam; sandwich structure; mechanical properties