

# 光纤传感网络用于机敏复合材料的研究\*

杨建良

(湘潭大学自动化与电子工程系 湘潭 411105)

向清 黄德修

(华中理工大学光电子工程系 武汉 430074)

**提要** 探索采用一种埋入材料或结构内的结构简单、性能优良的刻纹光纤传感阵列对结构内应变、应力以及外部冲击造成的损伤等状态参数进行实时检测。埋置于教-11 飞机复合材料垂尾内光纤网络的实验显示了该方法的可行性。

**关键词** 光纤传感, 机敏材料与结构, 无损检测

## 1 引言

了解复合材料结构内物理状态的变化及损伤的发生和发展是正确设计与使用该结构的基础。现有无损检测方法如 X 射线、超声波扫描等, 既不经济, 又不能实时监测, 且难以实现复杂结构内的状态监测。而目前国内外广泛重视的光纤机敏材料与结构, 正是一种新颖的无损检测方法。光纤机敏材料与结构是在材料或结构的关键部位埋入光纤传感器或阵列, 探测其在加工、成形及使用的动态过程中内部应力、应变等的变化, 并对材料与结构由于外力、疲劳等产生的变形、裂纹、层解等损伤进行实时监测。该技术在未来新型飞机、舰船、建筑和水利等方面有着广阔的应用前景<sup>[1]</sup>。

## 2 传感原理与阵列结构

刻纹光纤见图 1(a), 用氢氟酸对多模光纤包层周期性刻蚀形成( $L_E, L_U, d$  分别为刻蚀段宽度、间隙与刻蚀深度)。一般地说, 光纤在轴向应力下被拉伸时, 刻蚀段横截面较小, 将有大的应变, 其半径和折射率也必大于非刻蚀段的变化, 因而刻蚀段模体积的变化也必大于非刻蚀段变化。当不同模体积的两段光纤相连且光从模体积较大的光纤向模体积较小的光纤传输时, 接头处存在功率损耗。下面讨论光功率损耗与应变的关系。

$$\text{由多模光纤模体积}^{[2]} V = \frac{2\pi^2 g \Delta}{g + 2} n_{co}^2 a^2, \text{得到外加应力导致模体积的变化为}$$
$$\delta V = 2V \left[ \frac{\delta n_{co}}{n_{co}} + \frac{\delta a}{a} \right] \quad (1)$$

式中  $\Delta = (n_{co} - n_{cl})/n_{co}$  为纤芯折射率  $n_{co}$  与包层折射率  $n_{cl}$  的折射率差,  $g$  为折射率分布参数,  $a$  为纤芯半径。考虑到式中第一项光弹效应引起的折射率变化<sup>[2,3]</sup> 及光纤芯径变化与长度

\* 国防科技预研基金与湖南省教委科研基金资助项目。

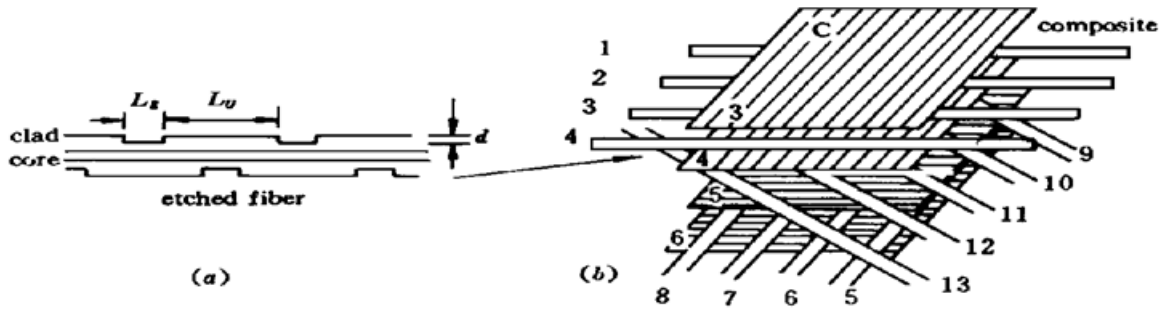


图 1 刻纹光纤 (a) 及其埋入复合材料内形成的光纤阵列 (b)

Fig. 1 (a) etched optical fiber, and (b) structural sensor array in the smart composite material

变化关系  $\delta a = -\frac{a}{2} \frac{\delta L}{L} = S_{zz}^{[2]}$ , 则有

$$\frac{\delta V}{V} = - [n_{co}^2(P_{11} - 2\sigma P_{12}) + 1] S_{zz} \quad (2)$$

式中  $P_{11}$  与  $P_{12}$  为光纤光弹系数,  $\sigma$  为泊松比,  $S_{zz}$  为纵向拉伸应变。当模体积为  $V$ , 传输光功率为  $P$  的光纤与一较小模体积  $V + \delta V$  ( $\delta V < 0$ ) 的光纤连接时, 传输到后者的光功率为

$$P + \delta P = P \left| \frac{V + \delta V}{V} \right| \quad (3)$$

若  $\delta V > 0$ , 则无功率损失。由 (2), (3) 式得光从非刻蚀段向刻蚀段传输时功率损耗为

$$\frac{\delta P}{P} = - [n_{co}^2(P_{11} - 2\sigma P_{12}) + 1] S_{zz} \quad (4)$$

因光纤两段截面上的应变不同,  $S_{zz}$  应由两段中的应变差  $S_{zZE} - S_{zZU}$  代替。设光纤杨氏模量为  $Y$ , 其总长为  $L$ , 具有长度为  $L_E$  的  $N$  个刻蚀段, 刻蚀段与非刻蚀段的总长分别为  $NL_E$  和  $L - NL_E$ , 其横截面积分别为  $A_E$  和  $A_U$ 。在轴向力  $F$  作用下刻蚀段与非刻蚀段上的拉伸应变分别为  $S_{zZE} = F/A_E Y$  与  $S_{zZU} = F/A_U Y$ 。它们的长度变化分别为  $NL_E F/A_E Y$  与  $(L - NL_E) F/A_U Y$ , 则总长度增加为

$$\delta L = \frac{F}{Y} \left[ \frac{L - NL_E}{A_U} + \frac{NL_E}{A_E} \right] \quad (5)$$

由式 (5) 得  $\frac{F}{Y} = \frac{A_U A_E \delta L}{A_E (L - NL_E) + A_U NL_E}$ , 因而拉伸应变分量差为

$$S_{zz} = S_{zZE} - S_{zZU} = Q \frac{\delta L}{L} \quad (6)$$

式中  $Q$  为几何 (结构) 增强因子,  $Q = \frac{L(A_U - A_E)}{A_E L + NL_E(A_U - A_E)}$ 。刻纹光纤有  $N$  个刻蚀段, 也就有  $N$  个模体积变化的连结点, 其功率总损耗为

$$\frac{\delta P}{P} = - NQ [n_{co}^2(P_{11} - 2\sigma P_{12}) + 1] \frac{\delta L}{L} \quad (7)$$

对于硅基光纤, (7) 式中  $n_{co}^2(P_{11} - 2\sigma P_{12}) + 1 \approx 1.06$ , 所以刻纹光纤功率损耗与外加应变 (应力) 基本成线性关系。

教-11 飞机碳纤维/环氧复合材料垂尾试件大小为  $200 \times 200$  (mm), 在板中心处  $150 \times 150$   $\text{mm}^2$  的面积内, 埋入了  $4(0^\circ) \times 5(45^\circ) \times 4(90^\circ)$  的刻纹光纤阵列 ( $x, y$  方向光纤间距皆为 50 mm), 每根刻纹光纤由  $62.5/125$   $\mu\text{m}$  的多模光纤刻蚀 15 min (刻蚀深度为  $25.5$   $\mu\text{m}$ ) 形成, 刻

纹数目为 60, 刻纹宽度与周期分别为 0.5 mm 与 1.5 mm。埋置方式为  $[+ 45^\circ / - 45^\circ / 90^\circ / F_{0^\circ} / 90^\circ / F_{45^\circ} / 0^\circ / F_{90^\circ} / 0^\circ / 0^\circ / + 45^\circ / - 45^\circ / + 45^\circ / - 45^\circ / 0^\circ / 0^\circ / - 45^\circ / + 45^\circ / - 45^\circ / + 45^\circ / 0^\circ / 0^\circ / 90^\circ / 90^\circ / - 45^\circ / + 45^\circ]$  ( $F$  表示光纤, 其下标表示埋置方向, 教-11 机垂尾有 24 层, 图 1(b) 只画出埋有光纤的 3~ 6 层, 其它层被省略)。光纤沿  $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ$  三方向排列是为了监测材料内纵向、剪切与横向应力或损伤。三层光纤分别埋入相邻两层(3 与 4, 4 与 5, 5 与 6) 材料布之间, 以避免在同一层中光纤交叉凸起, 在复合材料内造成树脂空洞。光纤的布局是正交地夹在两个其增强纤维方向平行的面之间(3 与 4, 5 与 6), 如两个面的纤维不平行, 光纤平分两个面上纤维之间的最大夹角(4 与 5), 且靠近受力最大的表面<sup>[1]</sup>。因飞行中飞机构件受力原因极复杂, 内部应力及损伤的方向、大小与位置无法预测, 故将光纤铺设为网状。该阵列不但可依前述传感原理测量复合材料内部应力与应变, 还可用作材料或结构内的损伤探测。如图 1(b), 若输出端光纤 1 与 8(或 11) 无光输出, 则可断定光纤 1 与 8(或 11) 交叉处  $C$  附近材料存在裂纹, 精确度则与光纤间的间距有关。

植入复合材料内刻纹光纤阵列的优点在于结构简单、测量方便、可靠性高, 且因其表面凹凸不平, 还加强了与基质材料的粘结力。另外, 我们由理论计算与实验研究得到温度变化导致刻纹光纤中光功率损耗率  $\delta P / P \delta T$  为  $10^{-6}$  量级<sup>[4]</sup>, 远低于其应变灵敏度<sup>[2]</sup> ( $\delta P / P \delta \epsilon$  为  $10 \sim 10^2$  量级), 即温度变化对刻纹光纤光功率影响很小, 因此温度变化对内埋刻纹光纤的影响主要是通过基体材料的热膨胀实现的。而单向碳纤维/环氧复合材料其  $0^\circ$  与  $90^\circ$  方向热膨胀系数分别为  $0.2 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$  与  $35 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ , 对图 1 所示交叉叠层材料, 则依其各方向纤维的百分比而定, 其大小处于以上两值间, 为  $10^{-6} / ^\circ\text{C}$  量级。即温度变化引起内埋刻纹光纤的应变为  $1 \mu\text{s} / ^\circ\text{C}$  量级, 这样的变化对相位型光纤传感器(如干涉仪)的影响很大, 而对本文所述强度型光纤传感器中光功率的影响几乎可忽略不计(飞机构件所受外界应变一般以几千上万  $\mu\text{s}$  计, 只有几千度的温度变化才可与应变的影响相比, 见图 3,  $1 \mu\text{s}$  的应变对光功率几乎无影响)。因此刻纹光纤阵列的另一突出优点是其温度敏感性小, 特别适合于温度变化大的场合(如飞机上构件)使用。

### 3 内埋光纤网络对材料内应变、应力探测实验

为检测内埋光纤对材料应变、应力探测的可行性及灵敏度, 对图 1(b) 试件进行了拉伸与三点弯曲实验<sup>[5]</sup>, 同时用试件中心处外贴应变片检测试件应变与内埋光纤光功率变化的关系。三点变曲试验见图 2。用 LD 作光源, 光纤输出端用功率计监测输出光功率变化, 试件顶部朝下

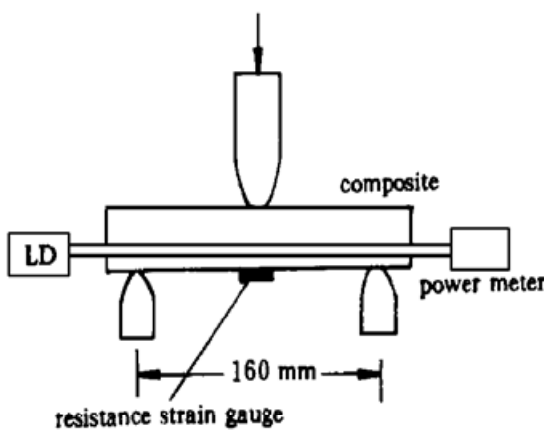


图 2 复合材料的三点弯曲实验图  
Fig. 2 Bending in three points

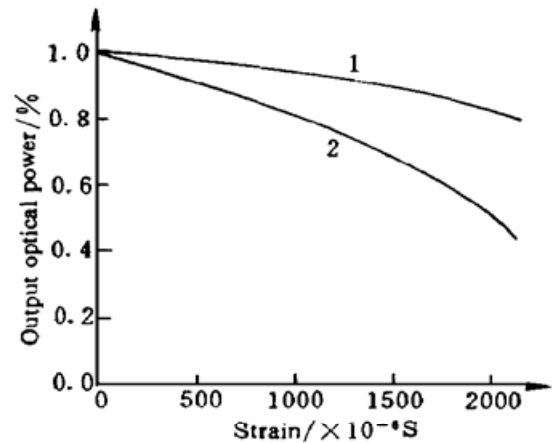


图 3 材料应变与光纤中输出光功率变化曲线  
Fig. 3 Output power vs strain

(应变片贴在顶部中心),使接近结构顶部的光纤层位于层板的中间零应变层之下,处于纯拉伸状态。实验结果见图 3,其中曲线 1 表示三点弯曲;曲线 2 表示拉伸。实验显示:(1) 光纤中光功率的变化只与试件中平行光纤轴间的应变有关,垂直于光纤轴向的应变(应力)对光纤中光功率无明显影响;(2) 光功率损耗与平行于光纤轴向施力大小基本成正比,且变化明显,而逐渐撤除外力、应变恢复到零时,功率损耗也线性地恢复到零点。即内埋光纤网络灵敏度高、无迟滞现象、重复性好,适合于材料与结构内部的应变与应力等的检测。

### 4 内埋光纤网络对复合材料的冲击损伤探测实验

我们还进行了内埋光纤对复合材料冲击损伤的探测实验。其原理是利用光纤的断裂来检测外部冲击下材料结构的内部损伤,用氦氛激光器作光源,在光纤输出端目测检查输出光的有无。实验示意图见图 4,冲击锤重 6 kg,圆柱形冲击头半径为 40 mm,试件顶部朝下,使内埋光纤层处于纯拉伸状态。先对内埋有各种刻蚀时间(刻蚀深度)及未刻蚀的多模光纤的试件进行冲击实验,以找到合适的传感光纤。图 5 为在外部冲击下光纤断裂阈值与刻蚀时间的关系,图中还给出了材料损伤阈值为 15 J。刻纹光纤结构如第 2 节所述,只是其刻蚀时间分别为 5, 15 与 25 min。由图可见,(1) 刻纹光纤的断裂阈值随刻蚀时间增加而下降。因此,改变刻蚀时间,可使内埋刻纹光纤断裂阈值降到材料损伤阈值之下或同样水平,保证光纤先于或同时与材料或结构发生断裂,提高系统探测灵敏度;(2) 未经刻蚀处理的多模光纤其断裂阈值一定,当外部冲击能量近 23 J,材料已产生明显内外部损伤时,光纤才断裂。因此未刻蚀光纤不适于探测复合材料内部损伤。

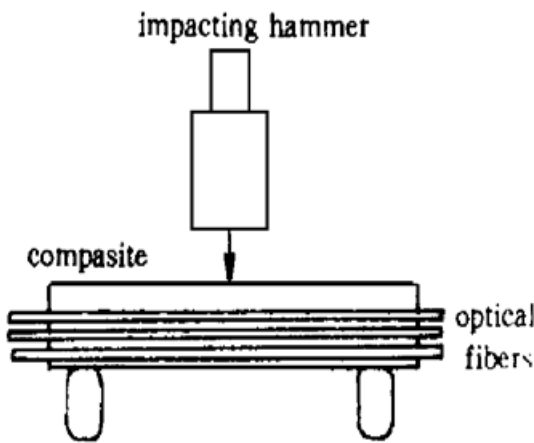


图 4 复合材料的冲击实验图

Fig. 4 Schematic illustration of impact

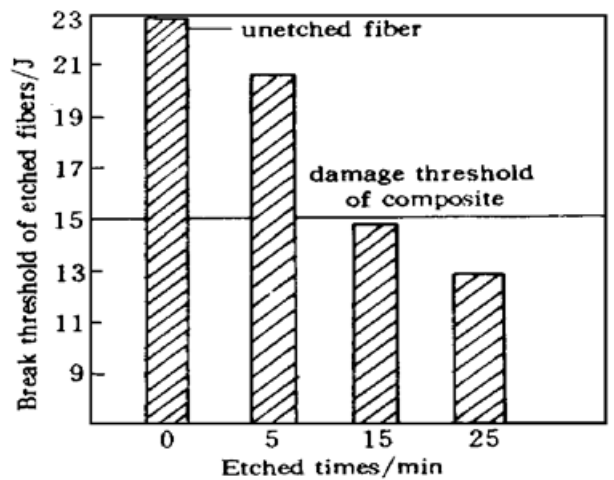


图 5 光纤断裂阈值与刻蚀时间的关系

Fig. 5 Break threshold of etched fibers vs etched time

图 1 (b) 试件的冲击实验结果见表 1(其中 1 表示光纤通光,0 表示无光,即光纤断裂)。从表 1 可见:(1) 当外部冲击达 11.76 J,材料即将产生损伤时(14.70 J 时材料内部出现分层响声),内埋网络中有两根光纤断裂,在实用中可当作即将产生损伤的预报信号;随着冲击能量的增加,光纤断裂数目也增加;当外部冲击达 17.64 J,材料表面出现小裂纹时,大部分内埋光纤都已断裂。因此刻纹光纤网络可有效地探测到复合材料由于外部冲击造成的内部损伤;(2) 受打击的前表面在大部分情况下无明显损伤,而其远离冲击点的后表面(在飞机结构中一般是看不到且不易接近区域)却先发生损伤,接近后表面(图 1 (b) 顶部)的第 2 号光纤先断裂也证明

了该结论, 这可解释为受力弯曲的薄板, 其后表面总是有最大张应力。因此, 在应力与损伤探测中, 光纤应靠近具有最大张应力的表面, 才能有效地探测到受力与损伤。

表 1 复合材料层板的冲击实验结果

Table 1 The results of impact experiments on composite materials

energy of impact (J) \ fiber	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	the damage state of composite materials
2.98	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	lamination small crack on surface
5.88	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1		
8.82	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1		
11.76	1	0	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1		
14.70	1	0	0	1	1	1	0	1	1	1	0	0		
17.64	0	0	0	1	1	0	0	1	1	1	0	0		

## 5 埋置入光纤对复合材料机械性能的影响

为检测植入光纤网络对复合材料机械性能的影响程度, 对植入光纤前后的试件进行了拉伸强度实验, 结果见表 2。表 2 显示: 植入光纤对复合材料机械性能有一定影响, 但影响程度不大, 其纵横向拉伸强度均下降不到 2%。另外, 将试件拉伸到产生分层破坏后检查, 发现材料内外部均有分层, 但均没发生在埋置有光纤的层板之间, 因而没有证据说明植入光纤会对复合材料的抗分层能力产生明显影响。

表 2 植入光纤对复合材料机械性能的影响

Table 2 The effects of embedding fibers on the mechanical property of composite materials

	longitudinal (0°) tensile strength/MPa	transverse (90°) tensile strength/MPa
no optical fibers	131	86
embedding a fiberoptic sensor array	128.8	84.8

## 6 结 语

本文探索采用埋入材料或结构内的刻纹光纤传感阵列对结构内应变、应力以及外部冲击造成的损伤等状态参数进行实时检测。实验显示刻纹光纤网络对应变、应力等的探测灵敏度高, 且由于可方便地改变光纤的断裂阈值, 保证光纤先于或同时与待测材料发生断裂, 最适合于作复合材料结构内部损伤探测阵列, 对材料机械性能的影响也小。由于要对光纤进行刻蚀处理, 因此成本稍高, 且在埋置入材料的操作过程中要十分小心, 以防光纤断裂。

致谢 感谢南昌飞机制造公司六车间及 650 所复合材料室全体员工的大力支持与合作。

## 参 考 文 献

- 1 R. M. Measure. Advances toward fiber optic based smart structures. *Opt. Engineering*, 1992, **31**(1) : 34~ 47
- 2 Yang Jianliang, Xiang Qing, Guo Zhaohua *et al.*. A novel fiberoptic stress sensor. *Acta Mechanica Sinica* (力学学报), 1997, **29**(2) : 248~ 251 (in Chinese)
- 3 M. Vaziri, C.-L. Chen. Optical-fiber strain sensors with asymmetric etched structures. *Appl. Opt.*, 1993, **32**(31) : 6399~ 6406
- 4 Yang Jianliang, Xiang Qing, Huang Dexiu. Theory and experiment of temperature sensitivity of etched optical fiber sensor. *Acta Metrologica Sinica* (计量学报), 1997, **18**(4) : 270~ 273 (in Chinese)
- 5 Ouyang Guoen, Ouyang Rong. Experimental technology of composite material. Wuhan : Wuhan University of Technology Press, 1993, 132~ 134 (in Chinese)

## Study of Fiberoptic Array for Smart Composite Materials

Yang Jianliang

(*Xiangtan University, Xiangtan 411105*)

Xiang Qing Huang Dexiu

(*Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074*)

**Abstract** In this paper, a simple and excellent etched fiberoptic sensor network which is embedded in the laminated composite materials structure of the vertical tail-wing of a training-11 plane is used to measure the structural states, such as strain, stress and damage induced by an external impact. Experimental results have shown the feasibility of this measuring method.

**Key words** fiberoptic sensing, smart material and structures, non-damage evaluation