

智能复合材料结构在未来飞机上的应用

陶宝祺 梁大开 王 征 袁慎芳

(南京航空学院传感器与测试技术研究所, 南京, 210016)

APPLICATIONS OF SMART COMPOSITE STRUCTURE IN FUTURE AIRCRAFT

Tao Bao-qi, Liang Da-kai, Wang Zheng, Yuan Shen-fang

(Sensing and Testing Research Institute, Nanjing Aeronautical Institute, Nanjing, 210016)

摘 要 智能复合材料结构是将传感器阵列、接收器件、发射器件埋嵌在复合材料中, 将结构与电子系统功能溶合的一种新结构。美国计划在 21 世纪初研制出全智能结构飞机。本文仅说明智能复合材料结构在飞机上的应用前景, 并从损伤评估、应变测量、改变应力、抑制振动以及天线元件等方面介绍当前的研究成果。

关键词 智能结构, 飞机, 复合材料

Abstract Smart composite structure is a novel structure in which sensor arrays, receivers and transmitters are embedded. It combines the functions of electronic systems with those of structure. The United States intends to design an aircraft of intergrated smart structure at the beginning of the 21st century. The prospects of smart composite structure for future aircraft applications are discussed in this paper. And the research results of damage assessment, strain measurement, stress changing, vibration suppression and antenna components will also be introduced.

Key words smart structure, aircraft, composite

以往飞机上的各类系统都是独立地, 分隔开来进行发展的。当前飞机的职能越来越多, 附加的电子设备激增, 它们是在飞机结构完成后, 安装在飞机构件上的, 因此在设计时都争夺飞机的空间和重量, 其中 2/3 的重量是由于电子设备需要加强结构及铺设导线造成的, 使得飞机重量增加。智能复合材料结构是将传感器阵列、接收器及发射器埋嵌在复合材料中, 使飞机的结构与强度、环境测量系统、电子跟踪系统、光电侦察及反侦察系统集成在一个整体中, 使得飞机重量减轻, 并提高飞机的安全性和存活力。美国权威人士预言, 在本世纪将在飞机上局部应用智能复合材料结构, 在 21 世纪初将出现整体智能复合材料飞机。

1 智能复合材料在飞机上的应用前景

美国很重视智能复合材料结构的研究, 它是落实在美国空军科研项目预测 II 中, 被确定为急需开发的有创始性的项目。美国航空、航天方面的权威机构及著名大学的研究中心都参与了这项研究任务, 从 1988 年以来, 每年召开年会, 并汇报各自研究工作的进展, 发表的论文涉及面很广, 包括智能结构的制造技术、强度分析、应用及信号处理技

1992 年 10 月 15 日收到

航空科学基金资助课题

术。目前较成熟的有在复合材料中埋置光导纤维的光纤复合材料结构,因为光导纤维具有尺寸小、重量轻、可挠曲、不受电磁干扰及可以在高低温下使用等特点,将它埋置在复合材料中,对材料的强度影响很小,正在研究的有光纤通信、复合材料的损伤评估、测量结构中的应变和温度、测量飞行载荷及环境参数,并同时修正,以取代目前的飞机跟踪系统,作为制导及电子对抗等。在复合材料中埋入记忆合金丝,可以改变结构的应力状态,抑制振动及改变结构的姿态。在复合材料中安装导电薄膜及各种微型传感元件也取得进展。在研究报告中提出了一些智能表层和智能结构的蓝图。图1是智能表层的部分功用。图2是智能结构及表层中的传感器。图3是智能表层结构。

这种结构的突出的优点是:

a. 可以对复合材料结构损伤进行监控,能在飞机结构或蒙皮受伤后,安全降落,提高飞机的存活力;

b. 减少信号源的重复,降低成本;

c. 减轻结构重量;

d. 信号处理器件可以安装在传感元件的最近处,加强系统的功能;

e. 指导维修,维修方便;

f. 在飞机的职能不断增加的情况下,这种结构易于实现新的功能。美国在1988年先后抛出了智能结构的发展路线图,路线图对每年研究项目及进展都作了详细规定。其中大类有光导纤维、材料科学、半导体和温度处理。例如路线图上对作为损伤评估用的光纤智能复合材料结构的研究内容、提供结果、完成年限(括号中数字)规定如下:

a. 光纤与复合材料之间的匹配。要求给出光纤传感器/纤维/复合材料的可供选择的清单(1989年底)。

b. 光纤传感器的合理间距与安置方位以及光纤对复合材料强度的定量影响数据(1990-1991年)。

c. 光纤智能复合材料结构在天气影响、冲击载荷、交变载荷、温度循环下的性能,以及在使用中的“老化”数据(1990-1992年)。

d. 研究出对复合材料强度影响最小,制造成本最低的光纤传感器网络,并能给出数

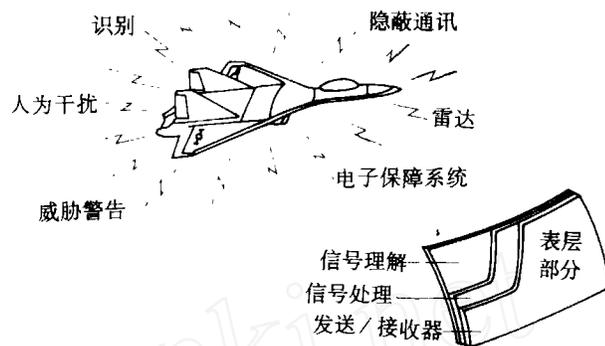


图1 智能表层的功用



图2 智能结构及表层中的传感器

数据库, 提供使用(1993-1994 年)。

e. 研究根据测量结果确定飞机上某结构元件损伤的方法(1993~1995 年)。

f. 研究出已得知损伤部分的应力情况后, 能通过一个专家系统或人工智能确定出新的最大油门位置及加速限等(1996-1998 年)。

g. 将光纤智能复合材料结构及相应的处理设备安装在演示飞行器中, 根据演示飞行器中采集到的数据, 由航空专家对其正确性和一致性仔细推敲, 要求达到满意的结果(1999-2001 年)。

h. 安装在飞机上进行飞行试验(2002-2003 年)。

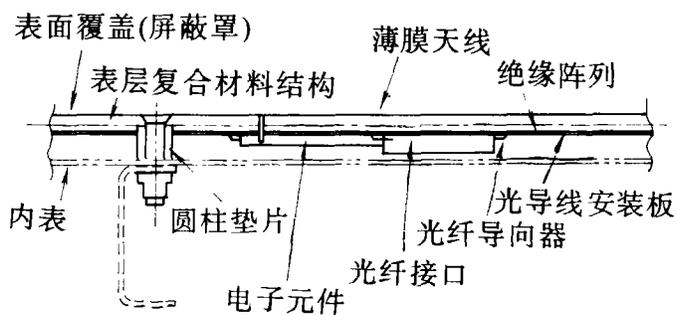


图3 智能表层结构

2 损伤评估

当前在飞机及其它运载工具上已采用复合材料, 它的强度/重量的比值大, 可以减轻飞行器的重量。但是复合材料在生产过程中的工艺性不稳定, 缺陷无法全部检查, 使用受到限制。如果能够快速超前预报损伤地点和严重程度, 及时发现并处理, 复合材料就可在飞行器上大量使用, 遗憾的是当前所有传感器件都不能在上面成功地应用。智能复合材料结构的出现解决了这一难题, 在制造复合材料时埋入二维光纤传感器阵列或声发射阵列, 并通入经过预先训练的神经网络, 当复合材料出现损伤时, 损伤点的位置及严重程度显示在荧光屏上。经过数据处理和控制, 这种智能复合材料损伤评估系统能够完成下列工作:

(1) 当飞机的发动机起动后, 该系统能够无损检测出结构的情况, 判断飞机是否能够航行。当飞机滑行时, 该结构还能够监测出结构的动力响应。

(2) 飞机飞行时, 智能复合材料损伤评估系统将监测飞行载荷和损伤的增长, 计算出剩余强度, 并向飞行员提供飞行的极限参数。

(3) 在飞机降落并关闭动力后, 该系统能够向地勤人员提供结构完整性的信息, 并请示修理及指导维修人员的工作。

下面介绍两种智能复合材料评估损伤的方法。

2.1 光纤应变传感器阵列

图4是光纤检测损伤位置和程度的原理图。光源是一个激光二极管, 它照射埋在复合材料中的二维光纤传感器阵列上, 每根光纤的输出光强是光纤上应变分布的函数, 由于疲劳或外部原因引起的损伤会引起材料的变形, 埋设的光纤传感器阵列能够检测出应变分布, 并输出一个与其相对应的光强分布, 这样可以确定出损伤。其中应变分布取决于材料特性、温度、尺寸和损伤位置。它的输出光通过透镜进入光并行处理器, 它是由事先经过训练的超级Kohonen神经网络组成, 能够将输入的信号在空间上划分成所期望的簇。当某一位置出现损伤后, 光纤传感器阵列就输出一种特殊的光模式, 神经网络将这一模式归于神经网络中相应空间位置上的某一特定簇中。神经网络的输入输出关系是用输入、输出

神经元的权值表示的，神经网络的训练数据是光纤传感器阵列 x 和 y 方向归一化的输出光强值，簇是人为地根据神经网络上相应的空间定义的。每一种应变分布模式都有一个期望的簇，训练以后，应变模式和簇的神经元之间权值变为最大，网络的权分布代表了应变模式和损伤位置之间的关系。训练后的权值是指不同透射率的光透明度，对板上的每一可能的损伤位置，在图象屏幕上相应的空间处将产生一个光强最强的点，这就是想要确定损伤发生的位置，可以用 CCD 阵列摄取图象，并显示在显示器上，以确定损伤的程度及位置。

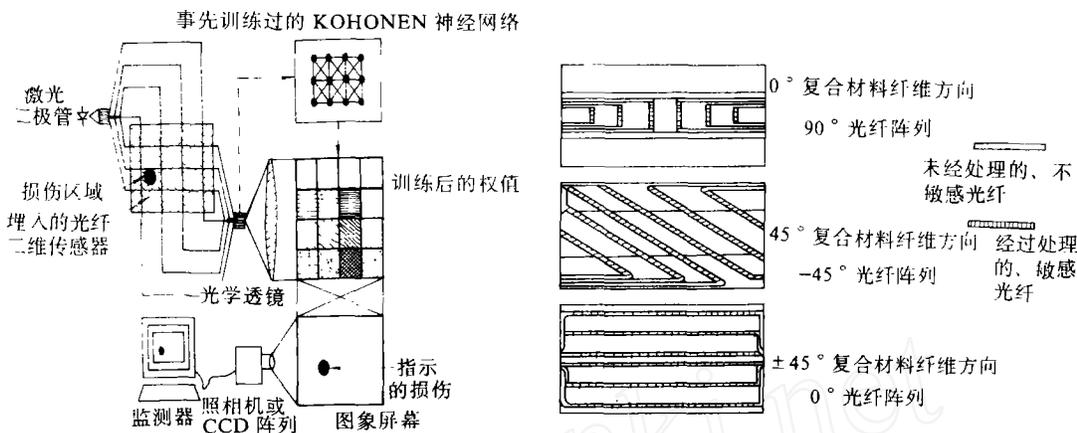


图 4 利用埋设光纤传感器阵列

和 NN 处理器的损伤评估

图 6 飞机机翼前缘损伤探测光纤的放置和所处位置

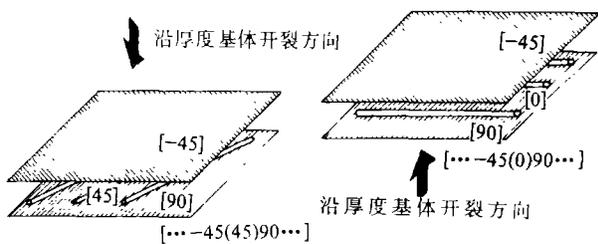


图 5 光纤取向与开裂方向的关系

埋入光纤阵列的取向应具有高的灵敏度，如图 5 中的黑体箭头是沿着厚度的开裂传播方向，光纤应与开裂方向垂直。一般情况下，埋入层间光纤的取向可以采用平分两层纤维夹角的方向。图 6 是埋入复合材料机翼中光纤阵列的放置取向，它是根据复合材料中的纤维方向来配出相应的光纤取向的。

3 声发射传感器阵列

材料在不可逆变形阶段发出能量以应力波的形式传递，这种应力波通常称为声发射，声发射的频率范围从次声频、声频到超声频，当前声发射的换能元件大都是采用压电式传感元件，它可以测量材料不可逆变形直至破坏；也可以用三个压电传感元件测出声发射的地点。图 7 是声发射过程的波形图。下列参数可以用来描述声发射：

- a. 振幅——用 dB 表示的信号最大值；

- b. 计数——波形超出门槛信号值的次数;
- c. 持续时间——信号超出门槛值的总时间;
- d. 增长时间——信号首次越过门槛值和峰值振幅发生之间的时间;
- e. 能量——信号的总功率。

早期的声发射检测设备主要是检测声发射率和声发射的总数，目前已有很大改进，可以采用软件区分出何种破坏造成的声发射。如复合材料有层间内摩擦、母体开裂及纤维断裂等产生的声发射，目前已由软件滤波分辨出是层间内摩擦或其它原因产生的声发射。

采用三个声发射传感元件，它可以判断声发射源的地点。如果在三个传感元件中出现材料开裂等现象，则应力波首先到达传感元件中的一个。如果到达第二、第三个传感元件的时间比应力波传递的时间长，表示声发射源在三个传感元件复盖面以外。到达时间比应力波传递的时间短，表示声发射源在三个传感元件覆盖面之内，则可以执行定位算法，根据到达第二，第三传感元件接收的时间，将第二及第三传感元件位置为焦点，绘出双曲线，两条双曲线的交点，即声发射源的位置，见图 8。

目前国外正在进行双功能声发射元件的研究，要求一个元件既能仿真声发射发出超声波，又能检测声发射波。由于声发射波只有在材料出现不可逆变形及缺陷时才发出应力波，因此仅采用声发射检测元件是无法测量出复合材料的原始缺陷，实用上必须知道原始缺陷的情况。如果采用双功能声发射元件，就可以使部分声发射元件仿真声发射发出超声波，另一部分元件检测出超声波，如果材料中有原始的开裂、脱胶、纤维断裂等现象，检测到的超声波信号将改变，从而判断出是否存在缺陷及缺陷的严重程度。

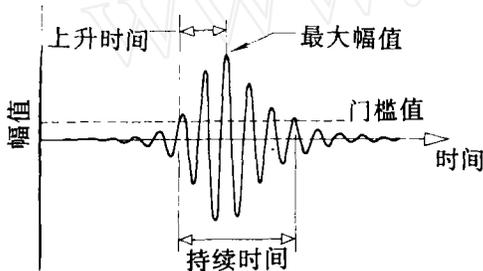


图 7 典型的声发射过程示意图

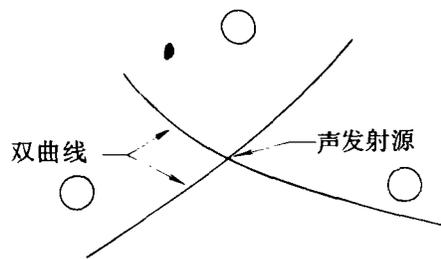


图 8 确定声发射源位置的三个传感元件

通常将声发射传感元件埋入或安装在复合材料中，每个传感元件先和局部处理机 LP 联接。多个 LP 联接到中央处理机 CPU，每个传感元件通常和多个 LP 连接，使它既能仿真声发射发出各种波长的应力波，又能作为检测声发射波的元件。中央处理机既控制各个传感元件与 LP 的连接，又将接收到的声发射信号进行处理，并用图形显示出检测面的情况，见图 9 所示。

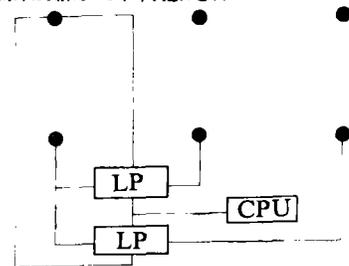


图 9 声发射传感元件的智能结构图

当飞机起飞前，该结构利用仿真声发射元件对结构的原始缺陷进行检测，决定飞机是否适航。飞行时，由声发射检测元件对结构进行监测。目前正在研究的方面有：

- (1) 目前传感元件的尺寸还较大，要求研制出频响宽的具有发射和接收双重功能的尺寸小的传感元件;

(2) 复合材料破坏形式的特点和滤波方法已在实验室取得初步成功, 要求在现场复杂情况下进行长时期考核;

(3) LP 局部处理机的功能要进一步开发, 既要求能发出各种声波, 又要求能区分出复合材料内摩擦、脱胶、开裂、纤维断裂等现象。

(4) CPU 应与人工智能软件一起进行开发。

4 应变测量

在智能复合材料中, 应变测量是很重要的, 不论是损伤评估以及天线的补偿都需要知道构件上的应变值。采用埋入光纤测量应变已取得成功, 下面介绍 Michelson 干涉法和分布式光纤测应变方法。

4.1 Michelson 干涉法

图 10 是在复合材料中埋入测量单向应变的光纤的示意图。图 11 是测量原理图, 带有包层的两根单模光纤组合在一个防护层中, 光源是激光二极管, 光线进入参考光纤, 经过相位耦合器进入测量光纤, 两光纤另一端相差长度为 L (测量应变的标距), 端面处镀银作为反射面, 两束光进行耦合后产生干涉, 干涉后的光强由光敏管接收。当复合材料变形后, 由于两个光纤长度不同, 标距 L 内光纤应变的影响, 两根光纤的相位变化也不相同, 干涉后, 光强发生改变, 根据光强的变化量, 即可得知应变的变化。图 12 是悬臂梁标定装置, 根据试验表明: 如果灵敏系数 G 是单位标距长度, 单位应变下的相位偏转角, 即 G 的单位是 $\theta^\circ / \mu\text{mm}$, 则标距大小对 G 值无影响。

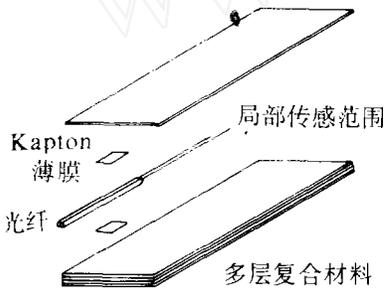


图 10 复合材料中埋入光纤应变计

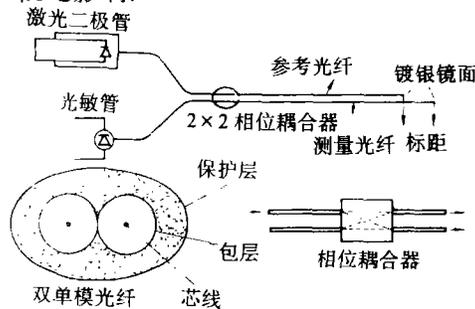


图 11 Michelson 干涉光纤应变测量原理图

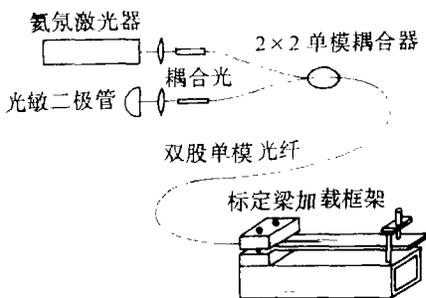


图 12 标定装置

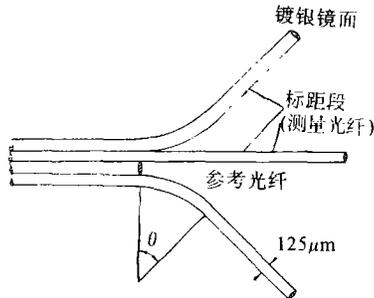


图 13 埋入式 Michelson 光纤应变花

图 13 是测量点的应变状态的埋入式干涉光纤示意图。它由四根组合光纤组成, 其中一根光纤作为参考光纤, 另外三根分别为测量光纤, 图中 $\theta = 30^\circ$, 组成的是 60° 应变

花。采用一只激光二极管为光源, 光线通入参考光纤, 并采用三只相位耦合器, 根据三根光纤输出端的光强值, 即可换算出三个应变值, 从而计算出应力值。

4.2 分布式光纤应变计

通常采用时域反射方式, 简称 OTDR。它的工作原理与雷达相似, 如雷达发射电磁波遇到散射体, 散射回来的电磁波被天线接收, 电磁波的往返时间是 $t = 2L / c$, 测出输出波与回波时间 t , 即可确定出散射体与雷达的距离。这里是将单模光纤或两根绞合的单模光纤埋入复合材料中, 光纤各点的应变不相同, 造成光纤局部折射率的改变, 对输入光产生散射, 根据下列公式即可确定散射点的位置, 为

$$L = ct / 2n_1 \quad (1)$$

式中 n_1 —— 光纤折射率, t —— 电磁波的往返时间, C —— 光速。位于 x 处散射的光功率为

$$P_B(x) = P(x_0) \left(\frac{V_g \tau}{\alpha} \right) \alpha_R S \exp(-\alpha x) \quad (2)$$

式中 $P(x_0)$ —— 通入光纤的光功率, V_g —— 光纤中的群速度, α_R —— 瑞利散射系数, S —— 后向散射在瑞利总散射中的比例, τ —— 光脉冲宽度, α —— 光纤损耗系数。

实际测量时, 可以根据光敏管测得曲线, 由式(1)定出位置, 同时由光时域反射计(OTDR)测出 α , 根据式(2)得到数据, 即可换算出应变值来。

5 埋入形状记忆合金改变姿态和抑制振动

形状记忆合金(Shape Memory Alloys)缩写为 SMA, 这种材料如果在高温下定形后, 倘若被冷却到低温加以变形, 只要形变温度稍许加热(几 K ~ 30K)就可以使原先出现的残余形变迅速消失, 并回复到高温下所具有的形状。随后再进行冷却或加热, 形状就保持不变, 上述过程可以周而复始, 仿佛合金记住了高温状态下所赋予的形状一样, 这种称为单程记忆。如果材料经过“训练”, 在随后的加热和冷却循环中, 能够重复记忆高温和低温状态的两种形态, 则称为双程形状记忆。某些合金(如富镍的 NiTi 合金拘束时效), 在实现双程记忆的同时继续冷却更低温度, 可以出现与高温时完全相反的形状记忆。最有代表性的材料是 NiTi, CuZnAl, CuAlNi。如果将这种合金制成丝状埋入复合材料中, 当通入电流就可改变形态。如美国的一些机构正在进行的试验是将其埋入复合材料翼面中, 能起到下列作用:

(1) 根据损伤评估的现象, 利用形状记忆合金丝的特性改变翼面中应力分布, 使损伤不继续扩展;

(2) 改变翼面形态调整飞行状态;

(3) 当翼面出现振动时, 改变翼面的自振频率, 抑制翼面振动;

(4) 还可使翼面产生微量的振动, 以消除不利的影晌。

图 14 是波音航空航天和电子技术机构对复合材料中埋入 NiTi 记忆合金丝和光导纤维的试验装置, 由对记忆合金丝通以加热脉冲, 使复合材料产生振动, 然后光纤测出应变, 并可换算出形状。

采用电流使记忆合金达到转变温度的方法对于飞机上的智能复合材料结构是不适用

的。由于记忆合金丝是分布在复合材料结构中不同部位，它们是欧姆级的低阻值，需要大直径的连接导线，对于智能复合材料是不可能实现的；其次要大电源，就会增加飞机的重量。目前已研究出采用光激励使记忆合金丝达到转变温度的方法。图 15(a) 是采用激光二极管通过光纤将脉冲光照射在记忆合金丝上，吸收并转变成热能后，使温度升高，超过温度的转变点。由于光纤的外径是 $100\mu\text{m}$ 的数量级，传光时不发热，可以照射到任何位置的记忆合金丝上，不会降低复合材料的强度，并且控制问题也易于解决。图 15(b) 采用能产生 400mW 的激光器，通过 10 倍的物镜耦合进入光纤，光纤的出射光被用来加热一个直径为 0.3cm ，长度为 1cm 的 NiTi 丝。图 15(c) 是埋入直径为 0.3mm ，长度为 1cm 的记忆合金丝于复合材料拉杆。图 15(d) 是试验得到记忆合金丝的光致动时间，由图可见致动时间要几秒。

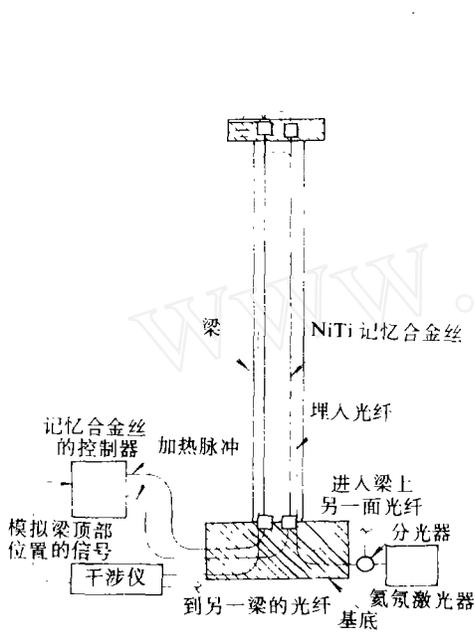


图 14 电激励记忆合金丝和光导纤维试验装置

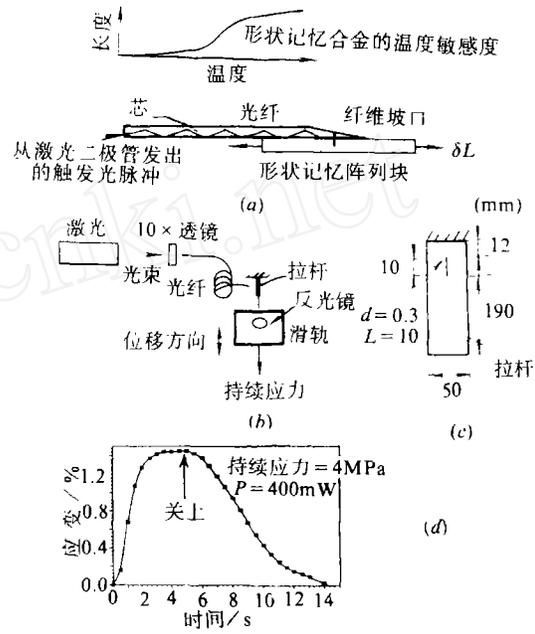


图 15 激光-光纤激励记忆元件丝

6 智能结构中的天线元件

对于智能结构中如何处理飞机上的天线问题，已进行过很多研究。对它的要求是：

- (1) 厚度很薄。贴在智能结构表层不影响整体性，在使用时没有风险。
- (2) 频带要宽。能适用于电子战、通信、雷达的多重交叉频带的天线。

曾经研究过五种形式作为智能结构中的天线。图 16(a) 是微波传输带贴片天线，它是采用在表面贴上圆形或矩形的导电片的方法，安装在接地平板上的薄基片上。应用在智能结构上的主要优点是厚度很小，和结构表层材料形成整体，风险低，缺点是频带窄。图 16(b) 是内空腔隙缝阵列天线，它由切割出矩形槽的接地平板构成，存在的问题是频带窄

及有严重的扫描盲区。还有一种形式是采用蜂窝列阵天线, 它具有很宽的频带, 但是厚度太大, 应用在智能复合材料中风险大, 并且射束窄, 目前的研究成果还不适用于作为智能结构的天线。最有应用前景的是下面两种形式;

6.1 对数周期印刷贴片天线(图 16c)

按照对数周期贴片组成和馈送的天线。它既具有微波传输带贴片天线的厚度很小的优点, 而且频带宽(达到 2~3 倍频程), 功效高。存在的主要问题是其长度影响了二维列阵的排列。目前已在方位传输方面被确认可用。

6.2 双模贴片天线(图 16d)

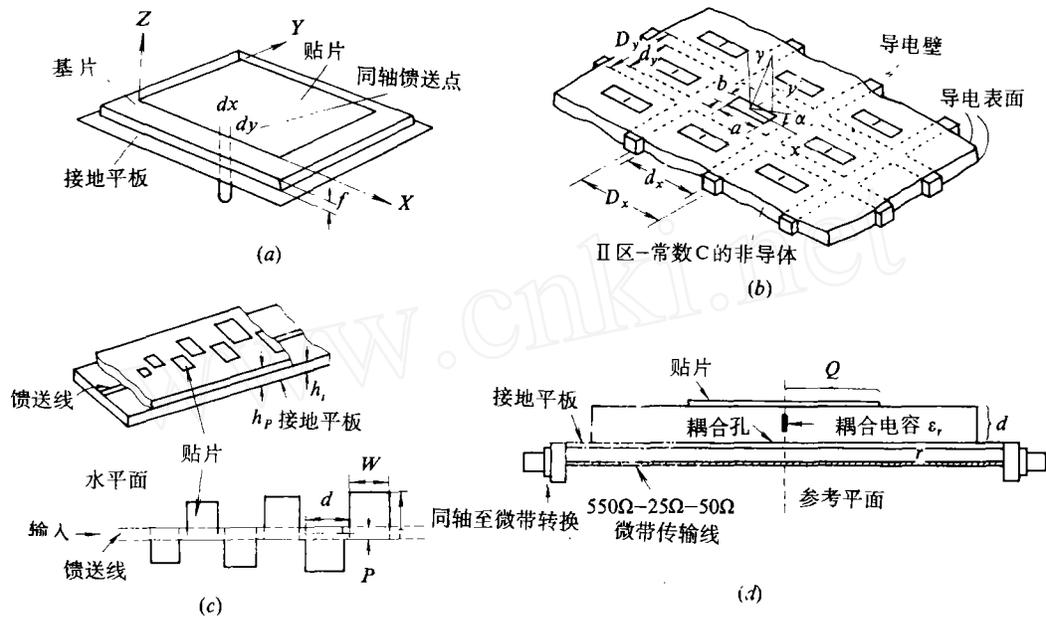


图 16 智能结构中的天线形状

采用耦合电容器及耦合孔来激发微波传输带的贴片, 使它同时以两种模式表现出宽频带, 这两种模式的阻抗在较宽的频率范围内互补。频带宽度为 1 倍频程, 同时具有微波传输带贴片天线的优点, 被认为是应用于智能结构上天线的理想选择。但由于电容性受荷中心区影响馈线, 可能会增加片的厚度, 因此在智能结构上使用存在着较大风险。

表 1 列出几种作为智能结构天线的特性。

表 1 可能应用于智能结构的五种天线特性

天线类型	频带宽度	射束宽度(角度数)	定位数	剖面	列阵角数目	埋入风险
贴片	5~10%	100	2**	很薄	2	低
空腔基隙缝	15~20%	150	1	薄	2	中等
蜂窝	2~3 倍频程	60~120	2***	厚	2	高
LPPP*	2~3 倍频程	90	1	很薄	1	低
双模贴片	1 倍频程	130	1	薄	2	高

- * LPPP(Log Periodic Printed Patch, 一对数周期印刷贴片)
- * * 多馈线
- * * * 交叉式定位结构

7 结 束 语

智能复合材料结构的研究已经引起工业先进国家航空和航天界的重视,在美国已有完整的实施计划,研究涉及面很广,投资也很大,主要原因是风险小,成功的可能性大,可以先在飞机局部进行部分功能的使用,然后设计全机及全功能的智能复合材料飞机。智能复合材料的应用将严重地冲击当前的航空工业,我国对此研究还处于初始阶段,建议有关部门尽快安排这项技术的研究工作,组织力量,赶上先进国家的研究水平。

参 考 文 献

- 1 Joseph M L. Smart Skin—A Development Roadmap. *Fiber Optic Structures and Skin*, SPIE 1989, 1170: 19~47
- 2 Reich S, Ritter C. The impact of fiber optics (photonics) on future aircraft. *Fiber optic smart structures and skins*, SPIE 1989, 1170: 11~89
- 3 Butter C D, Hocker G B. Fiber optics strain gauge. *Applied optics*, 1978, 17: 2867
- 4 Measures R M, Tumer R D, Valis T, Giliberto M J. Structurally Integrated Fiber Optic Strain Rosette. *Fiber Optic Structures and Skin*, SPIE 1988, 1(986): 32~42
- 5 Valic T, Tapanes E, Measures R M. Localized fiber optic strain sensors embedded in composite materials. *Fiber optic structures and skin*, SPIE 1989, 1170: 495~504
- 6 Jackson D A. Monomode optical fiber interferometers for precision measurement. *Journal of Physics E: Scientific instruments*, 1985, 18: 981~1001
- 7 Sendeky G P, Paul C A. Some Smart Structures Concepts. *Fiber optic smart structures and skin*, SPIE 1989, 1170: 2~10
- 8 Wilson D G, Anderson J R, Rempt R D, Ikegami R. Shape Memory Alloys and Fiber Optics for Flexible Structure Control. *Fiber Optical Smart Structures and skins*. SPIE 1990, 1370: 286~295
- 9 Mendeg A, Morse T F. Applications of Embedded Optical Fiber Sensors in Reinforced Concrete Buildings and Structures. *Fiber optic smart Structures and skin*, SPIE 1989, 1170: 68~70
- 10 Grossman B, Caimi F, Alavie T. Smart Structures and Fiber Optic Sensor Research at Florida Institute of Technology—1990. *Fiber optic structures and Skin*. SPIE 1990, 1987: 69~83
- 11 李吉, 王惠文, 杨杨. 连续分布式光纤传感器在测量大型构件形变中的应用. *仪器仪表学报*, 13(2):