

航空航天复合材料结构健康监测的应用



深圳市简测科技有限公司

二〇一四年九月

航天器在长期飞行过程中，由于疲劳、腐蚀、材料老化以及高空中的环境等不利因素的影响，不可避免地产生损伤积累，甚至发生飞机坠毁等突发的严重事故，造成无法挽回的伤害，因此对航空航天结构的健康监测十分重要。航空航天健康监测不仅能满足乘客的安全感和舒适感，增加航天结构的功能性、智能性和灵活性，而且能够降低维修和检测的费用。由于航天器结构复杂、机身体积庞大，对其结构的健康监测要求高，同时使用大量传感器，这就对传感器网络及其解调装置提出了新的挑战。

光纤光栅(fiber Bragg grating, (FBG)) 传感器自问世以来，以其独特的优势倍受人们的青睐。它除了具有尺寸小、重量轻、带宽宽、灵敏度高、抗电磁干扰能力强和耐腐蚀能力强等优点外，而且是对波长绝对编码、不受光功率波动影响、集传感和传输于一体、易于埋入材料内部，具有对结构的应力、应变进行高精度的准分布式测量的优点；此外通过复用可构成传感网，用以监测外界温度、应力场作用下的大量待测目标的空间和时间特征。这些优点使光纤光栅传感器被认为是航空航天结构健康监测中最有前途的传感器之一。

航空航天用复合材料简介

随着飞机性能的不断提高，作为现代飞机结构材料的复合材料的发展更加引人注目，由于它具有强度高、刚度强、可设计性强、抗疲劳能力好、耐腐蚀、便于大面积整体成形等优点，在航空航天工程领域的应用日益广泛。目前复合材料的应用已由小型、简单的次承力构件发展到大型、复杂的主要承力构件；从单一结构件发展到结构/吸波、结构/透波、结构/防弹等多功能一体化结构。目前，高度轻量化直升机上的复合材料用量已达结构重量的 70 %~80 %；在先进战斗机上的用量是结构用量的 30 %~50 %；在大型民用运输机上的用量已占结构用量的 15 %~20 %。复合材料所占机体结构重量的比例已经成为衡量飞机先进与否的重要标志。继铝、钢、钛之后，复合材料已迅速发展为四大航空结构材料之一。

当前，大量用于航空航天工程领域的复合材料主要有以下两类：聚合物基复合材料和金属基复合材料。聚合物基复合材料主要是树脂基复合材料，其优异的力学性能和减重效果受到航空航天业的青睐，到目前为止已有 20 多年的应用史。实践表明，该材料制造的飞机部件比传统航空结构材料通常减重 20%~30 %，使用和维修成本比金属材料低 15 %~25 %。法、意联合研制的支线客机 ATR72，其机翼 30 %为芳纶、碳纤维和增强环氧树脂复合材料，另外还在副翼、舵面、整流罩和客舱内壁大量使用环氧树脂复材，整体减重 15 %。美国最新研制的轻型侦察攻击直升机 RAH66 具有隐身能力，树脂基复合材料用量约 50 %左右，机身龙骨大梁长

6.72m, 铺层最多达 1000 层。法、德合作研制的虎式武装直升机, 其树脂基复合材料用量高达 80%。树脂基复合材料的性能和增强纤维和树脂基体有关, 常用的增强纤维有碳纤维和其他高性能有机纤维, 而常用的树脂基体主要有环氧树脂、双马(DMI) 树脂、聚酰亚胺树脂和氰酸酯树脂。通过合理的结构和材料设计, 它可使雷达反射截面缩小, 吸波性能提高, 赋予飞机隐形功能。

金属基复合材料(MMC) 是以金属为基体, 添加颗粒、晶须或纤维作为增强相, 通过特定方法复合而成。金属基复合材料包括铝基复合材料、镁基复合材料、钛基复合材料、高温合金基复合材料和难熔金属基复合材料等。这些金属基复合材料性能优异, 强度和刚度高, 耐高温、耐疲劳、抗振动、耐湿热、耐紫外线和放射线的辐射损伤, 尺寸稳定性好, 逸气性极低, 抗敌方武器破坏能力强, 而且特别适用于制造空间飞行器的构件, 是用于航空飞机、运载火箭、卫星等航天器和先进的航空器; 尤其用在耐高温的航空发动机上, 至少具有耐 538℃ 的潜力, 并有可能达到 980℃ 的高温。由于与金属材料相比, 金属基复合材料具有以上独特的性能, 被认为是未来高性能航空发动机的必选材料。专家预测, 在 2020 年以前飞机发动机结构材料中金属基复合材料所占比重将达到 30 %。

在航空航天健康监测中的应用

自从 FBG 传感器于 1990 年首次埋入环氧树脂复合材料中以及 1992 年首次埋入混凝土中以来, FBG 在航空航天复合材料/结构的健康监测中开始试用。将 FBG 粘贴于航空航天飞行器上(如机身、机翼蒙皮) 及发射塔表面或者埋入其内部, 可构成分布式智能传感网络, 实时监测飞行器及发射塔的应力、应变、温度及其结构内部损伤等健康状况。根据测量的结果, 由驱动元件对结构状态进行相应的调整, 从而保证飞行器的正常运行。

M. Trutzel 等研究人员在 FBG 传感器用于航空健康监测领域开展了很多实验测试和实际应用。他们最初把两种 FBG 传感器(商用 FBG 和由拉丝塔制作的 FBG) 埋入碳纤维复合材料中, 通过监测 FBG 对温度和应变响应进而知道复合材料的温度和应变变化。实验结果表明: 如果选择适当的包层材料, 由拉丝塔制作的 FBG 在温度和应变传感中更具有吸引力。

为了将 FBG 传感器应用于航空航天领域, 德国 Daimler Chrysler Aerospace(DASA) 飞机测试中心的 M. Trutzel 等将 FBG 粘贴于当时最新研制的碳纤维增强塑料(CFPR) 机翼的表面, 实现了对机翼疲劳特性的健康监测。他们把 2 个 FBG 传感器阵列(其中每个阵列由 11 个 FBG 组成) 分别粘贴于机翼的上下表面, 并且每个 FBG 传感器靠近已经粘贴于机翼的电阻应变计。

在每个 FBG 传感器阵列中，有一个 FBG 用作温度传感器，而且所有的 FBG 传感器均无任何保护措施。从 1998 年 9 月到 1999 年 11 月，用热水对机翼加热以增加机翼的疲劳，同时对机翼连续加载以模拟客机飞行器的整个生命期。测量结果(选定一个光纤光栅)如下表 8.1 所示，可以看出，FBG 和电阻应变片的测量值吻合得很好。为了保护 FBG 传感器，他们又提出把 FBG 埋入结构表面的漆层里，实验结果表明，温度在- 50~100 ℃的范围内时应变灵敏度具有良好的线性关系。

表 8.1 试验测量结果(参考值为距 FBG 最近的电阻应变片测量结果)

	1998 年 9 月表面 温度 T=22℃		1999 年 3 月表面 温度 T=39℃		1999 年 6 月表面 温度 T=50℃		1999 年 11 月表 面温度 T=53℃	
加 载级次 j	参考 值 ($\mu\text{m/m}$)	FB G 测 量值 ($\mu\text{m/m}$)	参考 值 ($\mu\text{m/m}$)	FB G 测 量值 ($\mu\text{m/m}$)	参考 值 ($\mu\text{m/m}$)	FB G 测 量值 ($\mu\text{m/m}$)	参考 值 ($\mu\text{m/m}$)	FB G 测 量值 ($\mu\text{m/m}$)
0	0	0	0	-0.1	2	0	2	0
0.2	-263	- 259.6	-259	- 251.7	-255	- 259.9	-282	- 284.3
0.4	-526	- 519.0	-519	- 516	-530	- 529.9	-546	- 548.4
0.6	-791	- 728.3	-785	- 781.2	-797	- 792.6	-811	- 810.8
0.8	-1059	- 1047.2	-1035	- 1032.6	-1056	- 1047.8	-1075	- 1077.5
0.9	-1192	- 1178.8	-1170	- 1168.9				
1	-1326	- 1310.1	-1309	- 1300.4	-1330	- 1316.3	-1345	- 1341.5
0.	-1061	-	-1041	-	-1059	-		

8		1049.0		1038.2		1062.1		
0.	-532	-	-526	-	-514	-		
4		527		524.6		525.7		
0	-2	0.2	0	-0.7	13	-0.6		

2001 年，德国的 Wolfgang Eche 等人研制了一套基于 12 个 FBG 传感器的空间分布式传感网络系统，用于 X-38 宇宙飞船船体结构的健康监测^{错误!未找到引用源。}。在宇宙飞船发射、沿轨道飞行和返回的测量过程中，温度范围为-40~+200℃，应变范围为-1000 $\mu\epsilon$ ~+3000 $\mu\epsilon$ ，这就要求选择最优的光纤传感器、光电信号处理，来保证传感器系统性能的可靠性。为了完成监测任务，他们研究了新的光纤涂敷技术、光缆结构、以及光纤传感垫，其中光纤传感垫中包括一个温度传感器和性能稳定的应变传感器。12 个光纤光栅传感器被安置在 4 个光纤传感垫上，每个传感垫上有一个温度传感器和 2 个二维垂直分布的应变传感器(图 8.1 所示)。这些 FBG 传感器被粘贴在 X-38 宇宙飞船船体背部元件的表面，用来监测飞船在发射和返航过程中的力学载荷和热载荷。通过对高载荷结构部件的空间分布式温度和应变测量，可以估算出飞船结构主要部件的剩余寿命，实现了对飞船的健康监测。



图 8.1 光纤传感垫

2002 年，Daniel Betz 等人把 FBG 温度和应变传感器安装在 A340 - 600 客机的机身，实现对该型客机结构的载荷标定^{错误!未找到引用源。}。为了解决 FBG 对温度和应变的交叉敏感问题，他们对 FBG 进行了特殊的封装。把 FBG 放在 40mm 长的石英管内，用胶固定好，外面套上金属管，金属管端口用硅胶密封。封装好的 FBG 温度传感器剩余的应力灵敏度是封装前的 2%-3%。他们把 FBG 传感器和电阻应变计并列地粘贴在机身选定的位置，这样有利于测量结果的对比。为了保证 FBG 应变传感器能正常工作，必须使拉伸的表面能够把自身的伸张变形有效地传递给 FBG 传感器，为此他们制作了特殊的安装工具：首先把光纤插入定位装置中，再用两个磁

性固定架夹紧光纤，最后调整 FBG 的位置，使之处于 stamp 的中心位置，然后在测量的位置涂一层薄薄的胶，使 FBG 粘在被测位置的表面。这种安装技术操作简单、容易管理，而且可重复性好。实验表明，FBG 传感器和电阻应变计的测量结果一致。

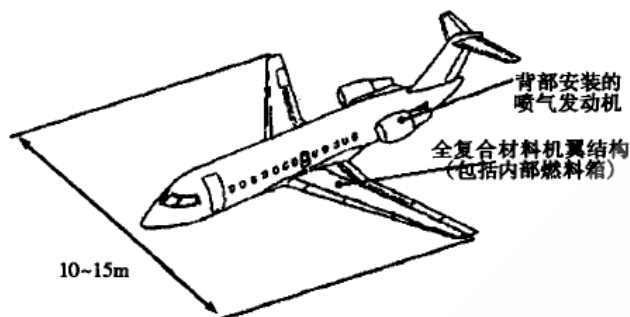


图 8.2 机身的设计

2004 年，日本的 Toshimichi Ogisu 等人利用压电陶瓷(PZT)驱动器/FBG 传感器，实现了对新一代航天器先进复合材料结构的损伤监测。他们设计的小型商用客机，机身结构全部采用复合材料，两机翼跨距 10~15m，如图 8.2 所示。由于复合材料的引入，尤其是帽形梁粘合结构的使用，会带来一定的危险性，因为在粘合界面会出现分离和脱层。为了监测组成航天器的复合材料内部出现的损伤，他们把 FBG 传感器埋入碳纤维增强塑料(CFRP)分层结构中，利用 PZT 驱动器发射弹性波。当在弹性波传播的方向存在损伤时，光强会衰减，波速会发生变化，利用快速响应和高精度的 FBG 传感器，可以探测出损伤的存在。在用铝片和复合材料分层材料进行实验时，他们证明当 PZT 驱动器和 FBG 传感器相距 5cm 时，300kHz 的弹性波可以被探测到。实验证明，理论分析和实验结果相符。

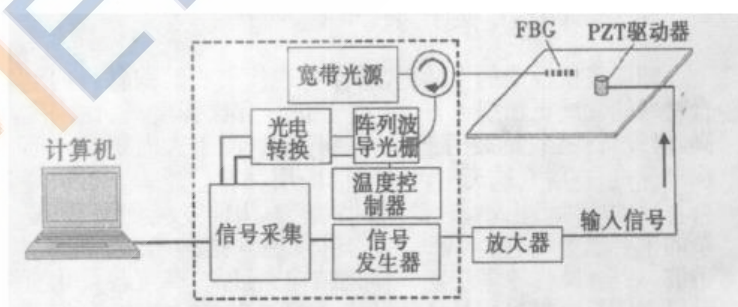


图 8.3 FBG/PZT 混合传感系统

2005 年，日本的 Shinji Komatsuzaki 等人又报道了一套基于压电陶瓷(PZT)驱动器/FBG 混合型传感器的航天器复合材料结构损伤检测系统的光波长寻址系统和可埋入复合材料内部的 FBG 传感器模块。在这套寻址系统里(如图 8.3 所示)，他们采用阵列波导光栅(Array Waveguide gratings - AWG)作滤光器，AWG 把 FBG 传感器的波长漂移转换成光功率的变化。为提高该检

测系统的灵敏度，他们研究了 FBG 传感器应该满足的性能。通过数学模拟和实验，他们认为传感长度为 1.5mm 的 FBG 传感器最适合探测在碳纤维增强塑料(CFRP)内部传播的频率为 300KHz 弹性波。

在航空航天工程应用中存在的问题及解决方法

应变场/应力场是表征结构损伤状态演化的重要状态参量，在研究中，一般选取其作为系统主要的监测参量，其它辅助监测参量还可以包括温度监测、振动监测、加速度监测等。根据分布式 FBG 传感系统的测试原理，利用埋入航空航天复合材料/结构内部的 FBG 传感器网络，配合适当的解调方法就能够实现对航空航天复合材料/结构内部应变场状态的在线监测，从而及时发现和确定结构内部的损伤位置及程度，并监视损伤区域的扩展。

要形成有效的结构健康监测系统，达到实用化的阶段，还需要解决一系列技术困难，例如，如何将光纤传感系统有效集成进航空航天复合材料/结构内部，如何配置光纤传感系统以获得足够的被测信息等，如何对所获得传感信号数据进行快速有效处理等，具体来说，目前亟待解决的基础技术问题包括 FBG 传感网络的集成工艺，FBG 传感器网络的合理布置，多物理量检测技术、FBG 传感器稳定性和耐久性问题、FBG 传感信号解调问题、FBG 传感器的复用和网络化问题以及结构中损伤的定位与评估等几个方面。

1. 埋入工艺

为了在生产过程中将 FBG 传感器埋入航空航天复合材料/结构，形成适当的光纤传感网络，并制定一套适于批量生产的工艺规范，主要应考虑以下几个方面：

FBG 传感系统埋入后对原有结构性能的影响尽可能小。光纤的直径一般比复合材料中增强纤维的直径大一个数量级，由于材料性质的不匹配，埋入 FBG 传感器后复合材料局部产生应力集中，其结构强度、刚度和断裂特性必然会受到影响。国内外文献对这个问题已进行了大量实验研究，研究表明，在纤维增强复合材料中埋置少量普通光纤(光纤直径约为 100~200 μm)不会对材料的强度造成显著影响。但大规模光纤传感网络的埋入对复合材料本身性能的影响还有待进一步深入研究，这是因为随着需检测信息量的增加，FBG 传感器在复合材料中的分布密度和体积分数将大幅增加，根据复合材料细观力学理论，当光纤在复合材料中的体积分数增加到一定比例时，复合材料结构的力学性能会发生显著变化。因此，有必要基于细观力学理论建立埋入光纤传感网络后复合材料的本构关系，对其结构力学性能进行预测。考虑到当前 FBG 传感器制作工艺水平和集成工艺水平，完全的分布式测量系统还难以实现，目前可

以考虑在航空航天复合材料/结构中形成准分布式 FBG 传感网络。

埋入工艺过程对光纤传感器本身的性能和精度无显著影响。复合材料结构制造时需要经历高温（可达 200℃ 以上）和高压的固化过程，传感探头和导光光纤将受到较大热应力及残余应力的影响。因此，在集成过程中剥去包层的 FBG 传感器常常会遇到强度问题而出现大量断裂，而保留原有的包层将光纤集成进复合材料中时，虽然可减少光纤的断裂概率，但 FBG 传感器的应变传递特性会发生变化，其敏感性将明显下降。因此必须采用数值仿真或实验研究的方法，分析固化过程对光纤传感器传感性能的影响。在固化过程中将 FBG 传感器埋入缩比固体发动机复合材料纤维缠绕结构中，如图 8.4 所示，测试了加内压情况下复合材料壳体的应变情况，实验研究结果显示：FBG 传感器的中心波长在固化过程前后发生较明显的偏移；固化过程后，应变测试仪上显示的响应频谱图不够稳定，出现畸变和抖动现象，中心波长的位置也有一定程度的波动。这表明固化过程使 FBG 附近产生了明显的非均匀应变场，影响了其中心波长的稳定性。但随后的应变测试表明：埋入后的 FBG 传感器可以对复合材料结构的内部应变场进行有效检测，各组测试结果具有良好的一致性。



图 8.4 埋入 FBG 传感器的缩比固体发动机结构

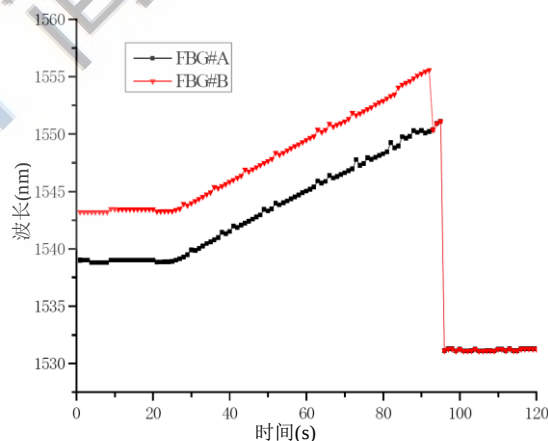


图 8.5 FBG 传感器测试波长时间变化曲线

另一方面，光纤传感器材料与基体材料特性上存在较大差异，目前常用 FBG 传感器的应变测量范围大约为 $10000 \mu\epsilon$ 左右，而某些航空航天复合材料/结构大变形情况下应变可达 $\pm 30000 \sim 50000 \mu\epsilon$ ，因此在固化过程中直接将裸光纤传感器埋入航空航天复合材料结构来测量大应变尚有困难。实验研究表明：未经保护的 FBG 传感器直接埋入复合材料结构后在受载过程中会由于应变过大发生损坏。其测试曲线如图 8.5 所示。

为解决这一困难，可以考虑使用梯度材料保护涂层，通过建立基体材料/梯度涂层/FBG 传

传感器之间的应变传递模型，可以知道：调整涂层参数能改变应变传递关系，减小界面上的应力梯度，并有效扩大光纤传感器的测量范围。

为了提高 FBG 传感器对于损伤的定位精度，FBG 传感器在埋入过程中必须定位准确，以保持探头原定的位置和取向；此外，由于复合材料微观结构固有的不均匀性，埋入光纤传感器后结构内部的应变场分布可能发生较大改变，因此为了保证结构的使用安全性，必须严格控制生产工艺过程，减小界面间的缺陷，提高结构可靠度。

2. FBG 传感器网络的合理布置

由于 FBG 传感器在埋入过程和监测过程中可能出现局部损伤和失效，为提高分布式 FBG 传感器网络的可靠性，必须优化设计 FBG 光纤传感器网络结构，分析整个光纤传感网络的鲁棒性和可靠性，实现其结构的最优化配置，保证局部光纤传感器发生损坏后不会对整个光纤传感网络产生严重的影响。

航空航天工程的结构健康监测的损伤数据来自埋设于其中的 FBG 传感器，因此，传感器的灵敏度、精确度和位置等对于损伤检测非常重要。获得的信息越多，损伤的识别就越容易，但另一方面也必须考虑成本代价，因此，从这个意义上来说，传感器测点位置的分布对于参数识别和损伤检测有特别重要的意义，必须对 FBG 传感器的测点位置进行合理配置，使其达到或接近最优化的分布。

较早研究传感器最优布置问题的是航天器动态控制及系统识别领域，国内在桥梁健康监测领域也对传感器的最优布置展开了研究。近年来人们比较熟悉的方法是 Kammer 在对大型空间结构传感器布置研究中提出的一种有效独立法(Effective Independence)。该法根据各候选传感器布点对目标模态分量线性独立性的贡献进行传感器位置排序。Udwadia 基于 Fisher 信息阵，提出了一种适合线性和非线性系统的传感器最优布置的快速算法，讨论了在已有传感器系统基础上增设传感器的最优布置方法。Guyan 减缩法也是一种常用的测点选择方法，它将包含有主次坐标关系的约束方程代入系统的动能或应变能表达式，产生减缩的质量或刚度矩阵，逐次迭代，把那些对模态反应起主要作用的主坐标保留下来作为测点的布置。

需要指出的是，进行传感器网络的优化布置，必须结合工艺研究整体考虑，分析埋入光纤传感网络后复合材料性能和本构关系的变化，并反过来再优化设计复合材料结构内光纤传感网络的分布，以至最优。

3. 多物理量检测技术

虽然分布式或准分布式 FBG 传感器的复用可以大大减少输入/输出光纤的根数，但对于大规模的光纤传感网络仍需要从被测结构中引出大量的光纤传感信号，造成外部接口过于复杂，

这就要求每个 FBG 传感器必须感知尽可能多的信息，因此通过适当的解调方法用一个光纤传感器同时检测两个或多个参量也是目前研究的一个热点。它既是为了满足实际需要，也是为了提高传感器性能，有利于最大限度地发挥其效益。对于 FBG 传感器而言，目前多物理量同时测量一般是指应变和温度的同时测量。

FBG 传感器对多个物理量的敏感，如对温度和应变的同时敏感，但单轴 FBG 在应变和温度变化时仅产生一个输出波长的改变，这就导致了一个方程中有两个未知数，即形成了所谓的交叉敏感问题，这就必须考虑如何将多个物理量从光纤传感信号中有效分离出来。为了克服这种交叉敏感效应，人们提出了一些解决方案。其中大部分方案是利用传感光栅和参考光栅相结合的办法来克服交叉敏感问题，也有采用光纤光栅 F-P 腔来实现温度与应变的同时测量的方案，还有其它一些方案，如利用负温度膨胀系数材料，对 FBG 进行温度补偿封装来解决温度漂移问题。这些方案有的需要两套光源和解调装置，增大了系统的复杂性，也增大了成本。因此，解决交叉敏感问题仍是目前有待研究的问题。

4. FBG 传感器稳定性和耐久性问题

航空航天结构的设计使用寿命一般为几十年甚至更长，所以 FBG 的长期稳定性和耐久性直接影响到 FBG 传感器在航空航天结构长期健康监测的应用。影响 FBG 稳定性和耐久性的因素很多，如环境温度、湿度、化学腐蚀等。人们发现 FBG 的中心波长、折射率、反射率会随着时间和温度的变化而变化，虽然变化量很小，但也影响到了传感器的长期稳定性。而利用预先将 FBG 高温退火的方法，则可以有效地减少上述的影响，大大提高了它的稳定性。对于疲劳、湿度的影响，也有学者做了相应的实验，实验结果表明，经过紫外线适当照射以及适当高温退火的 FBG 具有良好的稳定性，在温度不超过 400℃ 的环境下，具有良好的传感性能。光纤的主要成分是石英，在水泥的强碱性环境下容易受到腐蚀，因此必须提高光纤保护层的抗腐蚀能力以确保传感器的耐久。Escobar 等人经过 5 年的观察实验证明，采用高分子材料如聚四氟乙烯涂层的 FBG 传感器能很好的提高耐化学腐蚀的能力。今后还需进一步研究涂层的材料特性和厚度，达到既保护 FBG 的耐久性，又能准确地传感应变的信息。

5. FBG 传感信号解调问题

传感信号的解调技术一直是限制 FBG 实用化和产业化的一大障碍。目前研究的 FBG 传感解调方法很多，如滤波解调法、干涉解调法、色散解调法、可调谐窄带光源解调法等，但是能实际应用的解调产品并不多，而且价格昂贵。如 BlueRoad Research 推出的一种解调系统，只能解调一个光纤光栅，而且分辨率和精度都不高，但它的价格就高达 \$ 5000。因此要想让 FBG 传感器走向实用化，就必须加大力度对 FBG 解调方法的软硬件研究，提高精度，降低造价。

目前，简测科技公司推出的 JEME-iFBG-S 系列解调系统，是一个大功率、高速度、多传感器的温度、应力、张力等测量系统。采用实时校正波长扫描激光器，可以同时 24 路光纤多达 512 个 FBG 进行寻址，波长扫描范围为 1510~1590nm，分辨率 1pm，扫描频率 5Hz。该解调系统适用于舰船和飞行器结构完好状态的连续监测。

6. FBG 传感器的复用和网络化问题

FBG 传感器虽具有许多优点，但单一传感单元装置因性能价格比不占优势而难以推广。只有以适当的复用方式，组成 FBG 分布式传感网，才能突显优点，在航空航天健康监测领域中占有明显的优势。FBG 的复用技术包括波分复用、时分复用、空分复用以及这些复用技术的相互组合。只有提高它的复用能力，组成分布式测量的传感网络，才能真正实现对结构更大面积的准分布式监测。前述光纤光栅解调系统可以同时 24 路光纤多达 512 个 FBG 进行寻址，这表明对需要成百上千个传感器的航空航天结构进行大面积的健康监测已成为现实。

7. 损伤定位及评估技术

对于大规模 FBG 传感网络而言，为保证结构健康监测的实时性，还必须提高传感信号的处理效率，快速有效地区分被测量信号与外部干扰信号，确定传感数据与真值之间的关系，进而确定损伤发生的部位和程度。由于智能材料结构中光纤传感网络分布范围很大，传感网络输出信号可能是大面积的分布信号，且常常呈非线性关系，计算与分析工作量很大。因此，必须研究一种针对大规模分布式传感网络的快速信号分析和处理算法。依据目前的计算与分析方法很难满足实时监控的需要，而采用神经网络技术对传播网络信号进行处理则可较好地解决上述问题。目前在各领域得到广泛应用的人工神经网络具有高度的并行性、容错性及自适应与自组织能力，是一种能实时地、智能地处理并行分布式信号的理想工具。其优点在于，可模拟结构内部损伤与传感网络输出信号之间复杂的非线性映射关系，处理大范围内的传感信号，且处理信息量大，处理速度快，抗干扰能力也很强。所以，利用神经网络进行复合材料结构的损伤定位及评估，是目前的发展趋势。

神经网络处理强度调制型光纤传感阵列输出信号的原理为，直接利用阵列传感光纤出射光的光强分布特性，根据其光强分布与光纤上扰动参量及位置之间的对应关系，将出射光的光强分布信号作为神经网络的并行输入信号，通过训练使光纤上的扰动参量及位置与神经网络的输出模式之间建立一一对应的某种非线性映射关系，从而使光纤阵列传感信号得到简单、直接的处理，对结构损伤状态进行估计和预测。这方面的技术难点主要在于神经网络训练数据的获取，以及神经网络训练速度的优化改进。

小结

在航空航天工程领域，发展光纤智能结构具有重大的现实意义，它将是今后的重要监测手段，但总体上来说，目前大规模的光纤智能监测系统仍处于实验室研究阶段，如上所述，需要解决一系列的基础技术问题，主要是工艺实现方面困难较大，在达到工程应用以前还有相当长的路要走。

随着光纤传感器技术的发展和各项关键技术的突破，航空航天工程的结构健康监测系统终将从实验室逐渐走向实用化，在复合材料固化工艺实时监控、结构工作状态实时监测、材料损伤评估、寿命预测和自诊断等方面发挥积极作用，从长远发展的观点看，还可以发展成具有结构自调整 and 自修复等功能的自适应系统和具有执行功能智能系统。

此外，成熟的光纤结构健康监测系统还有赖于以下技术的发展：

- (1) 高可靠度、低成本、精密的光纤传感器有待开发，特别是开发可以测量大应变的光纤传感器。分布式或准分布式光纤传感系统的空间分辨率、测量精度等仍需大力改进，系统成本也需要进一步降低。
- (2) 进一步研究大规模分布式光纤传感网络的外部接口技术，以实现光纤传感信号的可靠传递。