

复合材料结构健康监测技术在飞机中的应用

朱新宇 卢俊文

(中国民用航空飞行学院, 广汉 618307)

文 摘 结构健康监测(SHM)实现了工程结构设计与使用上的技术性跨越。将 SHM 应用于复合材料中,使得智能结构的设计与制造成为了现实。文章重点阐述了飞机复合材料结构 SHM 技术所面临的技术问题。SHM 使飞机复合材料结构得视情维修以及降低其使用周期内成本成为可能,可以促使复合材料结构设计制造的优化,最后指出了为实现复合材料 SHMS 所需要重点研究的理论与技术。

关键词 SHM,飞机复合材料结构,损伤诊断,损伤预测

Application of Structural Health Monitoring on Composite Aircraft

Zhu Xinyu Lu Junwen

(Civil Aviation Flight University of China, GuangHan 618307)

Abstract Structural health monitoring (SHM) achieves technological leaps in the design and operation of engineering structures. Composite materials incorporating SHM systems enable the design and manufacture of tailored smart structures. This paper mainly focuses on their application to aircraft as a means of highlighting the issues that face SHM in composite structures. Incorporation of SHM has the potential to reduce through-life costs by the adoption of condition based maintenance and to reduce operating costs by the design of more structurally efficient aircraft. The paper addresses issues involved in the design, certification, manufacture and through life support of such structures. Critical areas of development have been identified to enable the implementation of SHM in future composite aircraft structures.

Key words Structural health monitoring, Aircraft composite structures, Damage diagnosis, Damage prognosis

0 引言

近年来,碳纤维复合材料广泛地应用于航空制造领域,例如 A380 全机质量的 25% 是由 FRP 制造;波音 787 复合材料用量高达 50%,而铝材用量仅占 20%^[1]。相比之下,波音 747 的 FRP 用量为 17%,F-35 战斗机 FRP 占全机质量的 35%,F/A-18 的 FRP 为 16%,AV-Harrier II 为 26%^[1-2]。由于复合材料制成的结构件失效前几乎不会发生变形,用常见的目视检查或者敲打检查很难发现其内部存在的损伤,此时很有必要引入一个实时在线的结构健康监测系统(SHMS)。

目前,国外的大部分飞机制造商在积极研制并使用飞机 SHMS^[3],尤其在一些军用飞机结构中,已经开始使用 SHM 技术。现阶段,SHM 的应用主要还集中在飞机的地面结构强度和疲劳试验中以及装机后的离线测试。到 2013 年左右,空客公司与波音公

司计划进行在役飞机的在线监测,到 2018 年左右实现飞机整机的健康监测^[4-6]。我国自 20 世纪 90 年代中期开始,首先在“863”航天高科技计划中投入资金用于支持大型复杂结构体系健康自我诊断问题的探索性研究。南京航空航天大学、重庆大学、华中理工大学、哈尔滨工业大学等单位在 SHM 的研究中已经取得了许多成果,如自适应复合材料、光纤智能结构的自诊断、自修复,利用声发射技术和小波分析、神经网络对损伤进行定位等^[7]。国内目前对一些典型复合材料结构初步进行了理论探索和实验验证,尚不够系统和深入,与国外有一定差距。本文主要介绍了 SHM 在飞机中的应用。

1 SHM 概述

SHM 概念来源于仿生学,是信息科学与工程及材料科学相互渗透与融合的结果,它采用嵌入或表面粘贴的传感器系统作为神经系统,能感知和预报结构

收稿日期:2011-07-20;修回日期:2011-08-29

作者简介:朱新宇,1969 年出生,教授,主要研究方向:飞行器故障诊断与预测、飞机电源系统设计与开发。E-mail:xyzhu@cafuc.edu.cn

的缺陷和损伤。从根本上说,监控是用某一技术手段监测结构系统,通过数据、信息等分析系统的响应以确定结构是否发生了某种形式的变化,然后确定被测系统中是否发生了妨碍系统的正常工作的变化,并给出适当的建议。一个理想的 SHM 应能准确地对损伤发生的初期发现损伤,准确定位,并确定损伤的程度,进而提供结构的安全性评估,并能够预测结构的剩余寿命。

纵观全球,飞机的维修费用一直居高不下。2002 年,仅美国九大航空公司的维修费用就达到 53.2 亿美元^[8]。SHM 技术的使用,可以实现对飞机部件的实时监控,缩短相关部件的分解以及检查时间,根据飞机运行的实际情况,最优安排飞机的维修计划,最大限度的保证飞行时间。

具有强大故障诊断与故障预测功能的 SHMS 能够向飞行员提供避免故障的操作程序,以及估算出损伤后飞机继续适航的时间,从而最大程度减小事故损失。SHMS 可以对飞机所受到的意外损伤进行评估,及时向飞行员发出终止起飞或尽快着陆的指令。

从长远来看,SHMS 也可以为改进飞机的设计和提高飞行性能等提供有力的数据支持。通过使用 SHMS,可以避免飞机复合材料结构的过裕度设计,从而提高设计效率、降低制造成本、减轻结构的质量以及提高飞机的性能。

2 SHM 的框架体系

2.1 监控系统

目前已经有多种对复合材料 SHM 的方法,最常用的有三种系统:基于应力的 SHMS、基于振动的 SHMS 和基于裂纹检测的 SHMS。

2.1.1 基于应力的 SHMS

一旦飞机结构发生损伤,其载荷传递路径将发生改变,结构内部应力也会发生相应的改变。通常,压电传感器、光纤传感器等可用于应力检测,并实现对结构应力的实时监控。这样就可以发现结构中应力变化异常的位置,从而对损伤进行定位。压电传感器需要提供电源,并且布线复杂,质量大,容易对相关的飞机系统造成电磁干扰。光纤传感器除具有尺寸小、质量轻、机载、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,可以对波长绝对编码、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、应变进行高精度的绝对、准分布式测量的特点;此外通过传感器的复用可构成传感网络,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^[9]。因此,光纤传感技术在 SHM 中有巨大的发展潜力。

2.1.2 基于振动的 SHMS

基于振动的 SHMS 主要通过检测结构的模态响应来识别损伤,是对整体结构的振动信号进行监控,

理论上可以对结构任何位置损伤进行监控^[10]。常见的测量振动响应的传感器有加速度传感器、压电传感器、光纤传感器等。

常见的基于振动的 SHM 技术为基于应力波(包括主动和被动)的 SHM。声发射检测就是一种典型的被动监测技术,能实时监测结构完整性和对损伤进行实时评价。当结构在外力或内力作用下产生塑性变形或断裂时,将以弹性波的形式迅速释放出应变能,通过专用仪器采集和分析该种弹性波(声发射),可以做出对材料或结构的损伤状态的评价,这就是声发射技术。相对于被动监测技术,主动监测技术中的激励信号由监测系统自身产生,作用于被测物体,再通过采集、处理、分析响应信号,获得被测结构的健康状况。这两种技术一般都使用压电传感器来采集信号,然后进行信号的分析来确定结构的具体损伤情况。

目前还有一些基于振动的 SHM 技术也可以用于复合材料结构的损伤识别^[18]如阻抗法、结构动态响应法和随机递减法。这些技术可以在所施加的外界激励下或服役中受到激励时实现对损伤的识别和预评估,适合对复杂结构进行健康监测,需要优越的信号处理与分析技术。

当结构巨大且结构阻尼作用明显时,对结构施加激励后难于识别出它的动态响应。因而,利用服役中环境载荷来激励结构的 SHM 技术具有很大的实际应用价值。

2.1.3 基于裂纹检测的 SHMS

比较真空监控(CVM)技术已经成功的应用于金属结构的裂纹监测^[11-12]。这种技术采用补片将一些通道覆盖后与被监测的结构表面结合成一个密封的整体,然后将它们之间的某些通道抽成真空,如果被测结构内存在裂纹,就会导致通道内真空度的变化,从而可以确定裂纹的存在(图 2)。目前这种技术已经初步应用于复合材料结构的裂纹监测。

光纤传感器可以测出裂纹的位置,当复合材料结构出现裂纹时,埋于结构中的光纤会在裂纹处传出光信号,从而定位裂纹的位置^[13]。与之相配合,通过电阻应变测量计可以测出裂纹的长度。

2.2 损伤诊断模块

损伤诊断是一个模式识别问题,结构的每个损伤状态唯一的对应一个模式。通过传感器的测量,将获得数据经过处理后与损失模式相对应,从而实现损伤的诊断。损伤的诊断主要取决于传感器的布置和损伤模式的识别。全局传感技术可以利用优越的数据处理能力来定性损伤,如超声波法和模态评估方法。首先建立高精度结构基准模型,然后获得传感器针对不同损伤的响应,最后将测量到的信号通过神经网络等人工智能算法进行处理,并与基准数据进行对比,

从而完成损伤的诊断^[14-15]。如果建立的基准模型存在误差,就有可能导致测量发生故障时的变化不精确,特别是导致重要部件上的信号衰减,难以实现损伤的识别。

随后人们提出了基于统计数据的损伤诊断算法^[16],它不依赖模型的精准度,但只能简单的判断出测量到的数据是否偏离了正常范围。基于统计数据的损伤诊断算法能够应用于使用光纤传感器测量应力的损伤检测系统^[17],可以容易地测出损伤点的位置。同时,光纤传感器可以实现大范围的传感器布置^[9,17-18]。同理,通过振动信号也可以进行损伤的诊断^[19]。

一个高效的 SHMS 稳定性好且损伤诊断功能强大,能够识别出损伤的位置和特征,同时可以分析出造成损伤的原因。为实现的 SHM 技术广泛应用,必须要适应不同的损伤机制,同时要能可靠精确的识别发生的损伤。

2.3 损伤预测模块

损伤的预测对于 SHMS 至关重要,同时它也是 SHMS 功能的重要组成部分。损伤的预测需要结构材料的力学性能(包括强度、刚度、断裂韧性等),同时也需要准确的结构载荷以及边界条件。损伤扩展和剩余强度模型一般要涉及到一些数值计算模型,如应力分析、裂纹的扩展以及结构有限元模型等。损伤预测与目标结构密切相关,所建立的目标结构数值模型务必要精确,同时也要考虑损伤所带来的结构响应的变化。也许由于理论与技术上的复杂性,SHM 领域的研究主要集中在传感器技术,而不注重它的损伤预测能力。然而,SHMS 必须要具备损伤预测的功能,才有工程价值。高效智能传感器技术的使用,促进了 SHM 技术的发展,将实际检测到的损伤用于预测模型中,预测过程随着损伤的扩展而实时修正,实现精确的损伤预测。图 1 为典型 SHMS 框架结构。

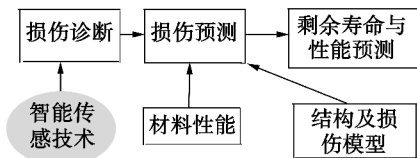


图 1 典型 SHMS 框架结构图

Fig. 1 Integrated structural health monitoring approach

3 复合材料 SHMS 在飞机上的应用

复合材料结构对损伤和缺陷较为敏感,导致了复合材料结构设计保守、结构质量大,复合材料结构的设计载荷约为极限载荷的 33%,而金属结构的设计载荷是极限载荷的 60%左右。复合材料 SHMS 的使用,可以减少复合材料结构的不确定性因素,改善复合材料结构的设计,进一步减轻结构质量,提高结构的可靠性。

3.1 设计与适航认证

经过多年的运行和试验,飞机的金属结构适航审定已经相对成熟,也得到了相关权威机构的认可。而复合材料结构的适航审定不够成熟,目前的审定原则非常保守^[20-22]。复合材料结构的适航审定是通过对大量的试件进行试验来完成的^[23-25]。通过这些试验来评估复合材料的力学性能、结构的强度以及环境对结构的影响,进而修正设计环节以满足适航条件。复合材料结构分层现象一直影响其承载的能力,但复合材料结构在制造以及服役过程中不免受到冲击损伤,容易产生不可见的分层。目前颁布的适航认证文件认为检测不到的裂纹等损伤,在规定的检测间隔期间内,结构工作在额定载荷以下,就不会威胁结构安全,对结构完整性不造成影响^[23-26]。

基于以上的理论,飞机复合材料结构的许用载荷只能为材料本身极限载荷的 1/3 左右,没有充分发挥出复合材料结构的性能优势。图 2 给出了影响飞机复合材料结构许用载荷的因素^[23],冲击损伤对失效载荷的影响达 30%。如果通过引入 SHM 技术来消除这些不确定因素,可能使许用设计载荷翻倍,安全飞行载荷与使用载荷之比达到 2 以上。

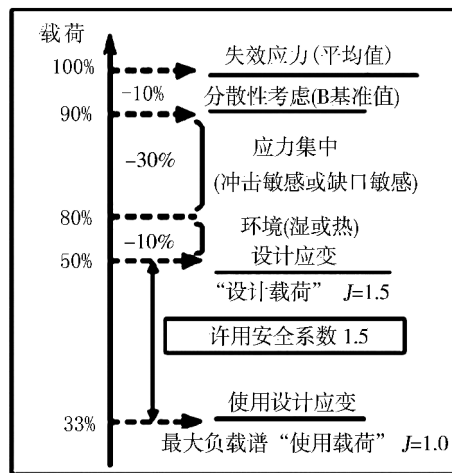


图 2 复合材料结构许用载荷的影响因素

Fig. 2 Factors on design strains of composite structure

3.2 复合材料飞机的 SHMS

将 SHMS 获得的实时监控数据应用于飞机复合材料结构的设计当中,可以改善设计,消除复合材料结构设计中的不确定性,从而大大减轻飞机复合材料结构的质量,提高其许用设计载荷。同时,传统的复合材料结构维修主要基于飞机整体的使用情况进行的,引入 SHM 技术可以改进维修理论,更加精确及时的对复合材料结构进行维修,从而降低维修费用和缩短维修时间,提高机队的利用率。

然而,高效节约的设计也会使得结构厚度减小,进而导致结构失效模式的变化(如屈曲等),使得设计达不到预期结果。复合材料结构在屈曲以后,不会释放应力集中部位的应力,需要改进其后屈曲设计来保

证其强度。目前,研究人员正在通过改进设计方法来更好地预测复合材料结构在屈曲以后性能的变化^[26]。屈曲也可能引起贯穿整个结构厚度的应力集中,特别容易发生在加强筋与主体结构的连接处。这些应力很有可能导致结构失效模式的改变,如加强筋的分离等。准确地预测加强筋分离已经成为当前的一个研究主题^[27-28]。SHMS 可以及时预测这种类型的失效。同时,高负荷操作也会影响到复合材料结构的耐久性。当前复合材料结构的许用载荷远低于材料疲劳极限,几乎不用考虑结构的疲劳问题^[29]。对于碳纤维增强复合材料结构,外界载荷在达到其静强度 60% 以上时,才有可能出现疲劳现象。随着 SHM 技术的引入,许用载荷大幅度增加,这时就必须考虑结构的疲劳问题。如图 5 所示,当存在损伤的加强板所承载荷为疲劳极限的 33% 时,不会影响结构的安全性,但是当载荷增加到 53% 时,就可能有很严重的后果^[30]。虽然疲劳损伤发展过程短暂,但 SHMS 仍可以使检测到疲劳损伤的发展,避免事故的发生。

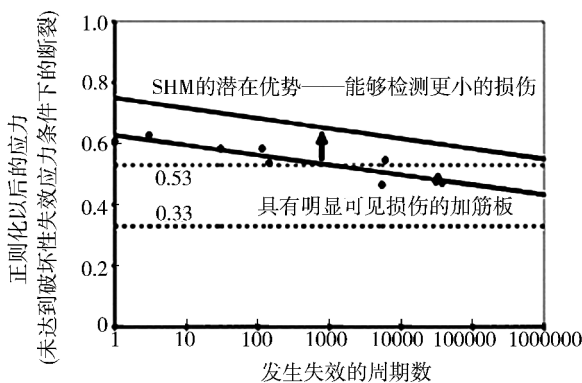


图 3 带加强筋损伤的加强版的 S-N 曲线

Fig. 3 S-N curve for stiffened panel with stiffener damage

3.3 复合材料维修结构的 SHM 技术

复合材料结构的胶接修理是一种常用的修理技术,能够修复受到非破坏性损伤的结构强度。由于复合材料结构的换件费用远远高于修理费用,所以胶接修理技术具有良好的工程应用价值。但胶接修理结构的性能也具有不确定性,导致胶接修理的设计往往过于保守。目前的胶接修理理论认为,修理后的剩余强度必须是未修理前该部位剩余强度的 1.2 倍及以上^[31]。同时,如果受损结构本身剩余强度为零,只能报废,但在理论上是可以对其进行维修的。这样的理论严重制约了复合材料结构胶接修理的应用,胶接修理只能用来恢复结构的剩余强度,不能达到结构初始强度。

SHM 技术的引入可以更好的改进复合材料结构的胶接修理技术。实时持续的监测能够对修理部位的失效进行早期预警,并对损伤部位进行及时修复,避免维修结构的失效。应用于胶接修理结构的

SHM 技术相对简单,一般只需要对粘接处进行监控即可。早期的研究集中在基于应力和振动的挖补和贴补的 SHM 技术,在系统中主要使用了光纤传感器^[32]。

4 总结与展望

SHM 涉及多学科和众多研究领域与技术,固体力学和实验力学在其中扮演着核心角色。SHM 既需要依托高新技术,又需要力学基础理论的支撑。目前 SHM 的重要作用已经得到工程界的广泛认同,工程需求也日益增加,随着复合材料结构大量的应用于现代飞机的设计与制造,引入 SHM 成为了必然的趋势。然而 SHM 的研究无论是技术上还是理论上离实际要求还有不小差距,需要力学工作者开展深入研究。

目前 SHM 的理论以及具体实现中,存在着许多技术难题。为了实现飞机复合材料结构的 SHM,应该在以下方面进行深入研究:

- (1) 发展复合材料结构的后屈曲设计与分析工具,实现对薄壁复合材料结构的性能预测;
- (2) 建立高应力水平下的材料性能预测模型,同时要考虑到复合材料结构的疲劳分析;
- (3) 开发能够识别出损伤位置以及大小的高精度损伤诊断系统;
- (4) 研究对受损结构的结构完整性预测算法;
- (5) 新型传感器技术,传感器嵌入技术,传感器布置优化以及布线技术;
- (6) SHMS 与飞机系统本身的兼容问题,包括电源的分配,数据传输等;
- (7) SHMS 本身的耐久性问题,包括飞机在实际运行中 SHMS 的耐久性、系统传感器的维修与更换以及系统其他部件的维修;
- (8) 考虑到结构服役环境的复杂性,研究 SHM 的人工智能技术,增强系统的模糊识别能力以减少误判和虚警。

总之,通过攻关相关的技术难题,得到适航当局的认可,将 SHMS 应用到飞机复合材料结构的健康监测中,具有很大的经济价值和实际意义。

参考文献

[1] Staszewski W J, Traynor S M R. Health monitoring of aerospace composite structures-Active and passive approach [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69 (11/12): 1678-1685

[2] Baker A, Dutton S, Kelly D. Composite Materials for Aircraft Structures. Second Edition[M]. Virginia: American Institute for Aeronautics and Astronautics, 2004: 1-3

[3] 袁慎芳,等.大型飞机的发展对结构健康监测的需求与挑战[J].航空制造技术,2009(22):62-67

[4] Holger S, Henrik R. Structural health monitoring: a contribution to the intelligent aircraft structure[C]// I9th Eu-

[5] Dimitry G, Grant A G, Shawn B, et al. Design of integrated SHM system for commercial aircraft applications[C]// 5th International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford, CA, 2005, 1-8

[6] Goggin P. Challenges for SHM transition to future aerospace systems[C]// Proceedings of the 4th International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, Stanford, CA, 2003, 30-41

[7] 孙亚杰. 基于 Lamb 波与 HHT 分析的复合材料结构的主动监测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005

[8] Stefani A M. Review of Air Carriers' use of Aircraft Repair Station[R]. FAA Report Number AV-2003-047, 2003

[9] Bethel K, Catha S C B, et al. The Development and Validation of a High Strength, Self Monitoring, Composite Tight Fit Liner for Offshore Pipelines and Risers[C]// Fourth International Conference on Composite Materials for Offshore Operations, Houston, Texas, USA, 2005

[10] Yan Y J, et al. Development in vibration-based structural damage detection technique[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21(5): 2198-2211

[11] Stehmeier H, Speckman H, Bolten J. Comparative vacuum monitoring of fatigue cracking in aircraft structures [C]// 2nd European Workshop on SHM, Munich Germany, July, 2004

[12] Wheatly, et al. Comparative vacuum monitoring as an alternate means of compliance[J]. Insite-Non Destructive Testing and Condition Monitoring, 2005, 47(3): 153-156

[13] Weller P P, et al. Use of heat emitted by broken optic fibers: a new approach for damage detection in composites [J]. Engineering Failure Analysis, 2005, 2(6): 860-874

[14] Su Z, Ye L A. Damage identification technique for CF/EP composite laminates using distributed piezoelectric transducers[J]. Composite Structures, 2002(57): 465-471

[15] 黄红梅, 袁慎芳, 常琦. 基于光纤 Bragg 光栅和支持向量机的冲击损伤识别研究[J]. 振动与冲击, 2010, 29(10): 53-55

[16] Chen Yangbo, Feng Maria Q. Structural health monitoring by recursive bayesian filtering[J]. Journal of Engineering Mechanics, 2009, 153(4): 231-242

[17] Li H C H, Herszberg I, Mouritz A P. Automated characterisation of structural disbonds by statistical examination of bondline strain distribution[J]. Structural Health Monitoring, 2006, 5(1): 83-94

[18] Takeda Shinichi, Aoki Yuichiro, Nagao Yosuke. Monitoring of CFRP stiffened panel under compressive loading using FBG sensors[J]. Composite Structures (2011), doi: 10.1016/j.compstruct.2011.02.020

[19] Thakur H V, et al. All-fiber embedded PM-PCF vibration sensor for structural health monitoring of composite [J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2011, 167(2): 204-

[20] FAA Advisory Circular 20-107A, Composite Aircraft Structure, 1984; and, companion document by the JAA, ACJ 25. 603 [R]. Composite Aircraft Structure (Acceptable Means of Compliance), 1986

[21] Polymer Matrix Composites, Mil-Handbook-17-3F, Material usage, design and analysis[M]. Dept. Defence U. S. A., 2002

[22] Composite Aircraft Structures. Transport Canada [R]. Advisory circular AC 500-09, 2004

[23] Hachenberg D. The Role of Advanced Numerical Methods in the Design and Certification of Future Composite Aircraft Structures[C]// 5th world Congress on Computational Mechanics, WCCM V, Vienna Austria, July, 2002

[24] Fawcett A, Trostle J, Ward S. 777 Empennage Certification Approach [C] // 11th International Conference of Composite Materials, Gold Coast, Australia, I-178-I-199, 14-18 July, 1997

[25] Harris C E, Starnes J H, Shuart M J. Advanced Durability and Damage Tolerance Design and Analysis Methods for Composite Structures: Lessons Learned From NASA Technology Development Programs[R]. NASA/TM-2003-212420, 2003

[26] Degenhardt R, Rolfes R, et al. Cocomat-Improved Material Exploitation at Safe Design of composite Airframe Structures by Accurate Simulation of collapse[C]// International Conference on Buckling and Postbuckling Behaviour of Composite Laminated Shell Structures, Eilat, Israel, March, 2004

[27] Dang Thi D, et al. Optimization and postbuckling analysis of curvilinear-stiffened panels under multiple-load cases[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1656-1671

[28] Alan Baker, Nik Rajic, Claire Davis. Towards a practical structural health monitoring technology for patched cracks in aircraft structure[J]. Composites: Part A, 2009(40): 1340-1352

[29] Swartz D, Ilcewicz L. Fatigue and Damage Tolerance Perspective for Composite Aircraft Structures[C]// 6th Joint FAA/DOD/NASA Aging Aircraft Conference San Francisco, CA, USA, 16-19 September, 2002

[30] Jaap Schijve. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated [J]. International Journal of Fatigue, 2009(31): 998-1011

[31] Davis M J, Bond D A. Certification of adhesive bonds for construction and repair [C] // Proceedings of the fourth joint DoD/FAA/NASA conference on Aging Aircraft, St. Louis, USA, 2000

[32] Caleb Matthew White. Health Monitoring of Bonded Composite Aerospace Structures[D]. Australia: University of RMIT, 2009

(编辑 吴坚)