



南京航空航天大学

第八届研究生学术会议

论文集

8th Postgraduate Academic Conference of
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics



2006.10 江苏 南京

主办单位：共青团南京航空航天大学委员会
南京航空航天大学研究生院
南京航空航天大学科协

承办单位：南京航空航天大学研究生会

联合承办单位：西北工业大学研究生会
西北工业大学研究生科协

南京航空航天大学
第八届研究生学术会议

论文集

主 办 共青团南京航空航天大学委员会
南京航空航天大学 研究生院
南京航空航天大学 科 协

承 办 南京航空航天大学研究生会

二〇〇六年十一月 江苏·南京

博學慎思
求真務實

胡海岩

序

南京航空航天大学研究生学术会议肇始于 1999 年，以其鲜明的学术特色和严谨的学术风格赢得了校内外研究生的广泛参与和支持。在金秋十月风送爽，硕果累累丹桂香的季节里，南京航空航天大学第八届研究生学术会议又拉开了帷幕。

本届学术会议的召开恰逢党的十六届六中全会胜利闭幕。全会要求全党全面贯彻科学发展观，并提出了到二〇二〇年基本建成创新型国家的目标。为此，第八届研究生学术会议高举自主创新的大旗，在继承往届传统的同时，着力扩大交流范围，提高学术质量。本届学术会议突出校际交流，征稿期间与西北工业大学研究生会合作组织了两校论文的互投互审，开创了校际学术交流的新模式。会议论文的质量持续提高，博士生投稿数量也稳步增长，核心刊物《南京航空航天大学学报》将首次出版增刊，全文收录会议遴选出的优秀论文。本届学术会议共征集到来自十五所国内知名高校的稿件 1152 篇，内容涉及工、管、理、经、文等多个领域，为历届学术会议之最。

为反映我校和兄弟院校研究生的最新研究成果，我们选取了若干具备较高学术水平和实用价值的学术论文结集成册，以期对大家的研究工作有参考和促进作用。由于作者和编者水平有限，疏漏和错误之处在所难免，恳请读者批评指正。

南京航空航天大学研究生会

二〇〇六年十一月

目 录

航空宇航学院

- * 弹性飞机的着陆性能分析 陈 雷, 聂 宏(1)
- * 缝合复合材料力学性能研究进展 田 静(5)
- * 基于时间延迟和多路扫查的损伤监测系统研究 余振华, 袁慎芳, 彭 鸽(11)
- * 斜拉翼飞机多学科设计优化 赵 荃, 丁运亮(15)
- 基于 HHGA—WNN 的复合材料损伤监测 李正强, 郑世杰(19)
- 三维后掠角机翼过冷水滴撞击特性的数值模拟 管 宁, 张大林(23)

能源与动力学院

- * Development of A Neural Network Fault Diagnostic System for Gas Turbine Engines Hou Fengyang, Li Yiguang, Huang Xianghua(27)
- * 改进蚁群算法在函数优化中的应用 宋 锋, 温卫东, 崔海涛(32)
- * 气体轴承—转子系统稳定性分析 张 强, 罗贵火(36)
- 含分层损伤复合材料层合板静压缩三维逐渐损伤分析 储建恒, 崔海涛, 温卫东(40)
- 热应力对陶瓷基复合材料界面处裂纹偏转的影响 朱 彬, 张 鸿, 宋迎东(44)

自动化学院

- * 基于 RBF 神经网络的时间序列预测 黄红梅, 胡寿松(49)
- * 基于双 CPU 的组合导航系统设计及实现 边德飞, 熊 智, 刘建业(53)
- * 一种快速实现大视场图像的仿生拼接方法 蔡梦颖, 徐贵力(57)
- 单级 Buck—Boost 型高频环节逆变器原理研究 周志能, 马运东, 陈道炼(62)

信息科学与技术学院

- * 基于 Contourlet 变换的纹理特征在图像检索中的应用 顾春花, 张 弓(66)
- * 分布式 MEMS 移相器的优化设计 顾海光, 顾长青(70)
- * 基于生成矩阵的非正规 LDPC 码性能分析 朱 祥(74)
- * 一种有效的用于人脸检测的判别特征: 分数阶 LBP 王月华, 倪学蕾(79)
- 一种地平仪自动测试系统 顾海峰, 臧春华(83)
- 一种基于数据融合树的传感器网络路由算法 赵学健, 王 惠, 章 勇(87)

机电学院

- * 40Cr 钢磨削强化层组织形貌及其形成机理的研究 费振华, 肖 冰, 龚 欢, 李曙生(91)
- * HFCVD 金刚石膜应力的实验研究 张海余 左敦稳, 徐 锋, 闫 静(95)
- * 淬硬钢铣削工艺专家系统自适应学习的研究 张 腾, 何 宁, 李 亮(99)
- * 单层钎焊 CBN 砂轮磨削钛合金的磨削温度研究 童圣亭, 徐九华, 杨长勇(103)
- 基于 USB2.0 和 FPGA 的高速数据传输接口设计 陈 彬, 游有鹏(106)
- 基于图结构的表面疲劳裂纹检测算法 朱笑笑, 左敦稳, 许鸿昊, 王 珉(110)

以人为本:手机模块化设计的解构与思考 张 斌(114)

材料科学与技术学院

- * 稀土 Y 对 Mg-Zn 合金组织和性能的影响 郭华明, 刘子利, 刘新波(118)
- 激光烧结制备藕状不锈钢多孔材料的实验研究 吴 鹏, 沈以赴, 顾冬冬(122)

民航学院

- * 基于票价分摊的多航段舱位控制方法研究 董裴君, 朱金福(126)
- * 基于遗传算法的机场旅客吞吐量预测方法研究 郭旭周(130)
- 基于 OPENFLIGHT API 生成大规模具有生长特性的模型 柴功博(134)

理学院

- * 非对称多右端线性方程组的积混合块 GMRES 算法 孙春晓(138)
- Banach 空间二阶非线性微分-积分方程的整体解 杨建锋(142)
- 带约束凸规划问题的临近点算法 杨 杰(145)

经济与管理学院

- * 不完全信息下的某高校十五学科建设项目评估 杨 烁(148)
- * 公交网络复杂统计指标的建立与应用陈永洲 李 南, 王玉燕, 万 军, 巩在武(152)
- * 我国证券市场上股票升水之谜的实证研究 李 祥(157)
- 个体与团队一起成长——大学生团队创新活动初探 顾 萍(161)
- 湖州产业集群竞争力区域比较的定量分析 戴德颐(166)
- 江苏制造业 R&D 比较分析与自主创新路径选择 崔 勇, 耿 弘(170)
- 我国信用担保业在不对称信息下的困境分析 张学伟, 方志耕(174)

人文与社会科学学院

- * 航空工业发展中的政府补贴行为分析 汪文飞(178)
- * 世界军火垄断形势下中国的应对策略 杨 丽(182)
- 无形资产出资程序的规制与监督 蒋慧明(186)
- 创新人才培养视野下对要素主义的反思 王 勇, 王均强(190)

艺术学院

- * 由记谱法折射出的中西文化差异及根源 段锐雷(195)

外语学院

- * 女性主义翻译观及其对翻译忠实性的影响 刘农宏(200)

科技信息研究所

- * 国内外四大网络数据库的比较研究 罗志会, 邹小筑(204)

注:带“*”标志的为优秀论文。

弹性飞机的着陆性能分析

陈 雷 聂 宏

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘要: 本文研究了机体弹性对飞机着陆性能的影响,建立了弹性飞机着陆的动力学模型,在只考虑机体一阶模态的情况下,利用等效三质量模型编写了一个通用计算软件并对某型飞机进行了着陆性能研究,计算结果表明机体弹性可以降低飞机着陆过载和起落架着陆载荷。

关键词: 起落架; 机身弹性; 振动模态

引言

起落架是飞机的重要构成部件之一,它在飞机的起飞着陆过程中起着支撑机体和吸收冲击能量等重要作用,因此对起落架性能的正确计算是飞机安全的重要保证^[1]。通常在计算起落架缓冲性能时将机体视为刚性,忽略了机体弹性的影响,这样在计算一些大柔性的飞机(如大展弦比的运输机和客机、外挂较多的歼击机)时必然造成较大的误差,因此对这类飞机进行着陆性能计算应该引入机体弹性^[3-4]。

1 飞机着陆模型

在飞机着陆过程中,两个主起落架先着地,承受地面的冲击载荷,使飞机的纵向速度降为零,本文就以此过程为例,分析机体弹性对飞机着陆性能和主起落架缓冲性能的影响。

在仅考虑飞机对称着陆且仅当主起落架着地情况时,可将飞机分解为机体和主起两部分,其中机体取飞机对称面右侧部分,起落架为支柱式。坐标系建立方式为:原点位于飞机质心, x 轴为飞机前进水平方向, y 轴指向右翼, z 轴竖直向下。并作以下假设:

- (1) 起落架沿 z 轴方向。
- (2) 飞机仅产生纵向平面内的运动。
- (3) 忽略跑道粗糙度影响。
- (4) 忽略轮胎水平摩擦和缓冲器内部摩擦力。

由以上假设建立的飞机着陆动力学模型如图 1 所示。

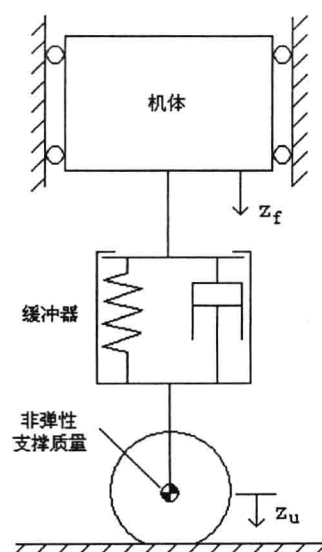


图 1 飞机着陆动力学模型

1.1 弹性机体的建立

在着陆过程中机体的运动可表示为所有模态运动的叠加,如图 2 所示,有^[3]:

$$w(y, t) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t) w_n(y) \quad (1)$$

$$\varphi(y, t) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t) \varphi_n(y) \quad (2)$$

$$\zeta(\varepsilon, y, t) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t) \zeta_n(y) \quad (3)$$

$$z(x, y, t) = \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t) z_n(y) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} z_f(x_f, y_g, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t)(w_n + x_f \varphi_n) \\ &= \sum_{n=0}^{\infty} a_n(t) \xi_n(y_g) \end{aligned} \quad (5)$$

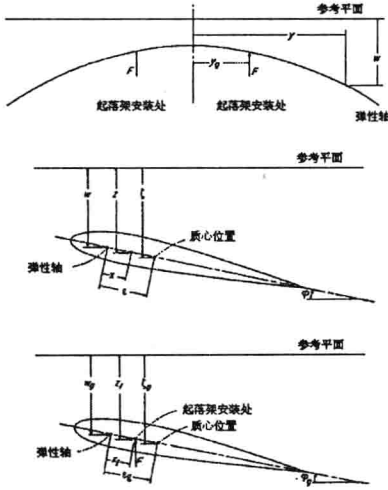


图2 机体弹性坐标

根据拉格朗日方程, 基于机体振动模态间的正交性, 机体振动的第 n 阶模态动力学模型可以建立如下:

$$M_n(\ddot{a}_n + \eta_n \omega_n \dot{a}_n + \omega_n^2 a_n) = Q_n \quad (n=0, 1, 2, \dots) \quad (6)$$

其中 Q_n 表示机体第 n 阶模态的广义力, η_n 为广义阻尼, ω_n 为固有频率, M_n 为广义质量, 对于连续系统,

$$\begin{aligned} M_n &= \int_0^{b/2} m w_n^2 dy + 2 \int_0^{b/2} m \varepsilon \varphi_n w_n dy + \int_0^{b/2} m K^2 \varphi_n^2 dy \\ &= \int_0^{b/2} m \zeta_n^2 dy + \int_0^{b/2} I_o \varphi_n^2 dy \end{aligned} \quad (7)$$

若将机体沿展向离散化,

$$\begin{aligned} M_n &\approx \sum_i (m_i w_{n_i}^2 + 2m_i \varepsilon_i \varphi_{n_i} w_{n_i} + m_i K_i^2 \varphi_{n_i}^2) \\ &\approx \sum_i (m_i \zeta_{n_i}^2 + I_{o_i} \varphi_{n_i}^2) \end{aligned} \quad (8)$$

根据虚功原理可以得到广义力:

$$Q_n = - \left(\int_0^{b/2} L z_n dy - g \int_0^{b/2} m \zeta_n dy + F \xi_n \right) \quad (9)$$

在飞机着陆之前, 由于气动力 L 、重力和起落架处初始力

$$F(0) = -K_L W_u \quad (10)$$

的影响, 机体存在初始变形, 若将此初始外形定义为机体除零阶以外所有模态的零点叠加, 并假设在着陆过程中气动力和重力保持不变, 则系统动力学方程可以写为:

当 $n=0$ 时, 即机体的刚体模态为:

$$\begin{aligned} M_0 \ddot{a}_0 &= -F - \int_0^{b/2} (L - mg) dy \\ &= -F - (W_{tot} - W_u)(K_L - 1) \end{aligned} \quad (11)$$

其中 W_{tot} 为飞机总重, $(W_{tot} - W_u)$ 为弹性支撑质量。

当 $n \neq 0$ 时

$$\begin{aligned} M_n(\ddot{a}_n + \eta_n \omega_n \dot{a}_n + \omega_n^2 a_n) &= -(F - F(0)) \xi_n \\ &= -(F + K_L W_u) \xi_n \end{aligned} \quad (12)$$

1.2 起落架的动力学方程

考虑单腔式缓冲器, 缓冲支柱力为其内部气压力和油液阻尼力之和, 即: $F = F_a + F_h$ 。

气压力的计算采用多变指数模型:

$$F_a = p_{a_0} A_a \left(\frac{V_o}{V_o - A'_a s} \right)^n \quad (13)$$

其中 p_{a_0} 、 V_o 为缓冲器全伸展状态气体压强和体积, A_a 为气室截面积, A'_a 为排挤气体的面积, 在本文中令其与 A_a 相等, s 为缓冲器行程, n 为气体多变指数。

油液阻尼力采用压缩速率平方模型:

$$F_h = \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} C \dot{s}^2 \quad (14)$$

其中 $\dot{s}$ 为缓冲器压缩速率, C 为常数, $\dot{s}/|\dot{s}|$ 表示缓冲器正反行程期间油液阻尼力的方向相反。

综上缓冲支柱力可表示为:

$$F = p_{a_0} A_a \left(\frac{V_o}{V_o - A_a s} \right)^n + \frac{\dot{s}}{|\dot{s}|} C \dot{s}^2 \quad (15)$$

轮胎力的计算采用指数模型^[1-2]:

$$F_v = m_{tire} z_u^r \quad (16)$$

其中 F_v 为地面对轮胎的支反力, z_u 为轮胎压缩量, m_{tire} 和 r 为轮胎常数。

综上, 将机体模态方程与起落架动力学方程联立, 飞机着陆响应就归结为一个常微分方程组的初值问题。

2 考虑一阶模态的等效三质量模型

在考虑机体的一阶弯曲模态时, 由于运动的相似性, 机体可以等效为弹性连接的二质量系统, 如图 3 所示, 它和非弹性支撑质量一起构成了等效三质量模型。

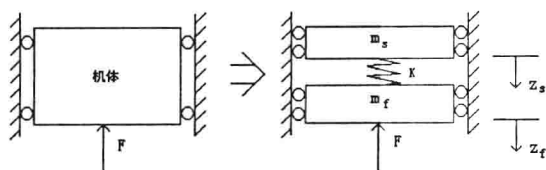


图 3 机体的等效模型

此时可分别利用机体无阻尼模态一起落架和等效三质量模型建立系统动力学方程, 比较其中的参数可以得到^[3]:

$$\left. \begin{aligned} m_s + m_f &= M_0 \\ L_s + L_f &= K_L W_{tot} \\ m_s &= \frac{M_0^2 \xi_1^2}{M_1 + M_0 \xi_1^2} \\ m_f &= \frac{M_1 M_0}{M_1 + M_0 \xi_1^2} \\ \frac{m_s}{m_f} &= \frac{M_0 \xi_1^2}{M_1} \\ K &= M_1 \omega_1^2 \left(\frac{M_0 \xi_1}{M_1 + M_0 \xi_1^2} \right)^2 \\ L_s &= K_L m_s g \\ L_f &= K_L m_f g \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

其中 L_f 、 L_s 分别是作用在 m_f 、 m_s 上的等效升力。从以上表达式我们不难看出由 m_f 、 K 、 m_s 构成的机体模型的固有频率正是机体的一阶固有频率 ω_1 。

3 计算实例与分析

以考虑机体一阶模态为例, 机体的弹性特征可以定义为 ξ_1 和 ω_1 , 在其等效三质量模型中, 可

定义为质量比 $R = m_s / m_f$ 和固有频率 ω_1 , 在此理论基础上, 开发了一个计算软件, 包含数据输入、计算和结果可视化等多种功能, 可以作为等效三质量模型的通用计算软件, 其界面如图 4 所示。

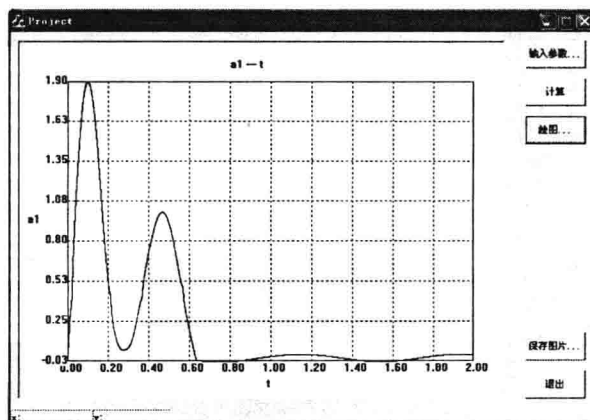


图 4 软件界面

对一架总重 125000 lb, 非弹性支撑质量为 2300 lb (单只起落架) 的飞机, 在相同的下沉速度 $v = 8.86 \text{ ft/s}$ 、着陆升力系数 $K_L = 1$ 和相同的机体振动频率 $f = 1.0 \text{ Hz}$ 下, 分别对质量比 $R = 0$ (刚性机体), 0.22, 1.0, 2.0, 2.84, 6.0 的情况进行了计算, 图 4 为六种情况的着陆响应比较图。

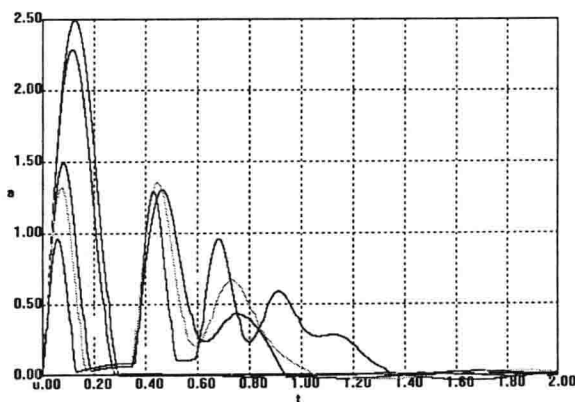


图 5 不同质量比下的着陆响应

由于机体的变形可以储存部分冲击能量, 因此弹性机体在着陆冲击时的过载小于刚性机体。从图 5 可以看出着陆冲击的第一次过载峰值随质量比的增加而显著降低, 相应的起落架缓冲支柱力也以同样的趋势变化。机体储存的能量会在后期释放出来, 所以在图 5 中可以注意到机体过载曲线的波动性也随质量比的增大而增强了。

机体的一阶振动频率对飞机的着陆响应影响也较大, 如图 6 所示。

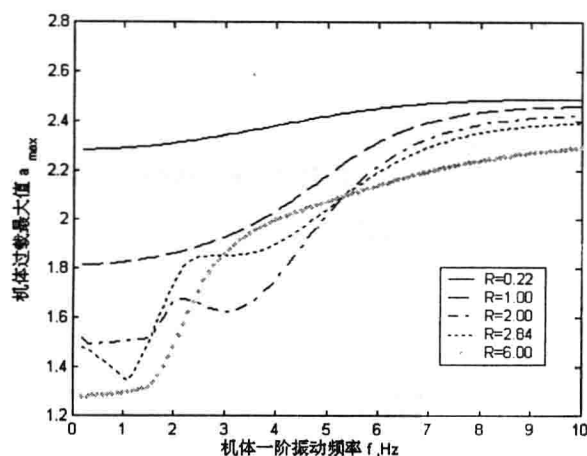


图6 一阶频率对最大着陆过载的影响

如图6, 机体过载随机体固有频率的增加而增大, 而可以想到造成机体固有频率增加的原因正是机体刚度的增大, 这也从另一角度反映了机体弹性对着陆过载的影响。我们在图中也注意到, 部分曲线出现了较大范围波动, 在局部上背离了曲线的总趋势, 这是由于机体一阶振动频率与带阻尼的刚体振动频率比较接近, 它们之间的耦合效应带来的影响。

4 结束语

本文介绍了一种机身弹性的分析方法, 介绍了考虑机体一阶振动模态的等效三质量模型, 并利用自编软件对某型飞机进行了着陆性能仿真计算。计算结果表明机体的质量比和一阶振动频率对起落架着陆性能有较大影响。在总体趋势上看, 机体质量比的增大和机体固有频率的降低可以减轻起落架的着陆冲击, 降低飞机着陆过载, 但也应当注意到当机体一阶振动频率与刚体振动频率接近时, 在局部机体一阶频率范围内, 起落架的着陆冲击大小和机体过载可能会随频率增大而降低。这些结论对弹性飞机的起落架设计有一定的指导意义。

参考文献

- [1] 高泽迥. 飞机设计手册第14分册-起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002
- [2] Milwitzky B, Cook F E. Analysis of landing-gear behavior (R-1154) [R]. Colombia: NACA, 1953
- [3] Cook F E, Milwitzky B. Effect of interaction on landing gear behavior and dynamic loads in a flexible airplane structure (R-1278) [R]. Colombia: NACA, 1955
- [4] 牟让科, 罗俊杰. 飞机结构弹性对起落架缓冲性能的影响[J]. 《航空学报》, 1995, 16(2), 205 - 208

AN ANALYSIS OF LANDING-GEAR BEHAVIOR IN CONSIDERATION OF AIRPLANE FLEXIBILITY

Chen Lei Nie Hong

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016 China)

Abstract: This paper represents the effect of airplane flexibility on the performance of landing. The dynamic model of landing is established. Considering only the first mode, a general calculate software has been developed using equivalent three-mass system, and the landing behavior for a airplane has been calculated using this software. The result shows that the flexibility reduces the overloading and landing-gear force during landing.

Key words: landing gear; airplane flexibility; vibration modes

收稿日期: 2006-10-15

作者简介: 陈雷 (1981-), 男 (汉族), 黑龙江省齐齐哈尔市人, 在读硕士研究生, chenlei@nuaa.edu.cn

聂宏 (1960-), 男 (汉族), 安徽芜湖人, 南京航空航天大学航空宇航学院博导, hnie@nuaa.edu.cn

缝合复合材料力学性能研究进展

田 静

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘 要: 缝合复合材料作为一种新型轻质高效结构材料,显著提高了传统层合复合材料的层间断裂韧性、抗冲击性能和损伤容限,有望在航空航天等领域得到广泛应用,近年来已受到复合材料学术界和工业界的普遍关注。本文综述了缝合复合材料拉伸、压缩、弯曲、疲劳及层间剪切、断裂韧性和抗冲击损伤等方面的研究内容与方法,提出了需进一步考虑和解决的关键问题,所获结论对缝合复合材料的深入研究具有一定的参考价值。

关键词: 缝合; 复合材料; 力学性能; 综述

引言

纤维增强复合材料因其在刚度、强度、湿热、抗腐蚀及可设计性等方面的优越性能,近几十年来已在航空、航天、船舶及民用方面得到了日益广泛的应用。但传统复合材料层合结构层间强度低、易分层以及抗冲击阻抗和冲击韧性低的缺陷,限制了其优异性能的充分发挥。缝合复合材料作为一种新型复合材料,由于厚度方向缝线的增强作用,改善了传统层合结构的层间性能,提高了材料的抗冲击能力和损伤容限特性,并因其制造工艺简单,生产成本低而受到国际材料学术界和工业界的广泛关注。缝合复合材料不仅可用于一般的承力结构,也可用于难免有高剥离应力和剪裁的结构;既可以用来制作板材,又可将织物叠层后缝合在一起制作立体结构的制件,如制作飞机的机壳、翼板和发动机叶片等。另外缝合复合材料已开始用于汽车保险杠、地板、车门等部件,这些应用都显示了缝合复合材料广阔的应用前景。

缝合复合材料的力学性能分析,是将该材料用于结构设计的重要前提和基础。近年来,众多研究机构和学者致力于此方面的研究,开展了大量工作,已在缝合复合材料力学性能试验方法和理论分析方面取得许多重大科研成果,积累了丰富的性能数据^[1,2],初步揭示了缝合影响层合复合材料力学性能的规律和机理,获得了一些有参考价值的结论。目前缝合复合材料的研究重点在于:缝合是否影响原有二维织物的面内拉、压、剪切、弯曲等基本力学性能;缝合是否能够改善原有二维织物的冲击性能和层间性能,如抗冲击损伤阻抗、层间断裂韧性冲击后压缩强度等,对各项性能的研究主要分为试验研究和理论研究。通过试验研究获得影响力学性能的因素、规律和细观机理,理论研究则主要是建

立分析模型并预报力学性能。

本文从缝合对复合材料力学性能影响的角度出发,综述了近年来关于缝合复合材料拉伸、压缩、弯曲、疲劳及层间剪切、断裂韧性和抗冲击损伤等力学性能的研究进展,提出了对其研究需考虑和解决的关键问题,并对未来的研究趋势进行了展望,以利于下一步研究工作的深入开展。

1 缝合对复合材料面内力学性能的影响

1.1 缝合对拉伸性能的影响

国内外很多学者^[3-12]研究了缝纫对碳、玻璃、Kevlar纤维增强复合材料拉伸性能的影响。这些研究结果存在很多矛盾,一些研究认为缝纫后拉伸性能没有明显变化^[3]或稍有提高^[4],而大多数研究成果^[5-12]表明,面内拉伸性能有不同程度的下降。Pelsting和Madan^[5]、Hawley^[6]等人认为缝纫降低了拉伸性能,并指出随缝线直径、缝纫密度的增加,拉伸刚度和强度均有下降。程小全等^[7]在研究缝合对正交层合板拉伸性能的影响后指出,缝合方向对正交层合板的强度影响较大,45°和90°和缝合的降幅大于0°缝合,但对层板的模量影响不大。陈纲等^[8]的研究结果表明,缝合后层板厚度增幅在10%以内时,缝合后拉伸强度约是未缝合材料的90%,随着厚度的增加,拉伸强度显著下降。虽然很多研究者把拉伸性能的下降归因为由于缝纫引起的起始损伤,但Hawley^[6]等人认为,因为缝纫仅造成了少于5%的纤维断裂,因此缝纫造成的纤维弯曲是导致拉伸性能下降的主要原因。Kang和Lee^[9]指出拉伸强度的下降还与材料破坏机理的改变有关。

造成这种不同结果的因素很多,包括应力集中的影响、不同程度和类型的缝纫损伤以及不同的破坏机理等等。因此对缝合复合材料拉伸强度的数值

预报有一定难度,相应的理论研究相对有限^[10-12]。汪海^[10]考虑了针脚处应力集中的影响,将缝合针脚等效为圆形夹杂,将均匀化理论与有限元方法相结合,从张量理论角度出发,提出了缝合层板三维张量失效判据,在蔡-吴判据的基础上,引进含有厚度方向正应力项以考虑缝合线中应力对强度的影响。李晨^[11]等基于面内局部纤维弯曲模型和周期性边界条件,将有限元方法和桥联模型、最大应力判据相结合,建立了缝合纤维增强复合材料层板的拉伸强度预报方法,模拟了损伤扩展过程并分析了失效机理,同时讨论了缝合参数对拉伸强度的影响,取得了与试验较为一致的预报结果。

综上所述,尽管少数研究成果表明缝合对面内拉伸性能没有影响或稍有提高,但多数研究揭示:由于缝纫造成的面内纤维损伤和纤维弯曲,导致了拉伸性能不同程度的削弱,并且随缝合密度的增大而减小,现有的理论分析结果也基本与之相符。但是缝纫方向、缝线直径等参数对面内拉伸性能的影响还缺乏充分的试验研究,而且现有的理论模型大都没有考虑细观因素的影响,模型过于简化,无法从根本上反应缝合复合材料的力学特性,具有一定的误差。

1.2 缝合对压缩性能的影响

缝合复合材料的面内压缩性能也是研究较多的力学性能。部分研究者认为,缝纫并不引起材料压缩强度的显著下降。Dow 和 Smith^[13]测试了缝线材料分别是碳、Kevlar 和 S-2 玻璃纤维 CFRP 层合板,他们发现压缩强度与无缝合层板十分接近,而且压缩强度既不受缝纫密度的影响,也不受缝纫方式的影响。Adanur 和 Gongalareddy^[14]则发现缝纫方向平行或者垂直于载荷方向时候压缩强度有所提高,如果在两个方向缝合则提高更多。缝纫方向对压缩强度的影响目前尚不清楚,有待于进一步的研究。

然而大量的研究^[6, 15-21]认为,缝纫会导致材料压缩强度的显著下降,下降幅度从 5%—35% 不等,取决于 FRP 层板的类型、缝纫参数和压缩测试方法。Hawley 等^[6]研究发现缝纫密度从 43 针/in² 增加到 128 针/in² 时, [45/0/-45/90]_{6s} 缝纫层板的压缩强度下降了 14.6%, 压缩刚度下降了 15%。桂良进等^[15]也发现缝合使复合材料的压缩强度随缝合密度的增加而降低。而王春敏等^[16]的研究则表明压缩强度平均下降 15%, 但与缝合密度几乎没有关系,认为

脱层和纤维屈曲是材料压缩失效的主要原因。陈纲等^[8]指出在缝合后层板厚度增幅在 10% 以内时压缩强度基本与未缝合层板相当,超出 10% 以后,压缩强度随厚度增大而下降。

大部分学者^[17-21]认为缝纫造成的铺层纤维断裂和表面附近的纤维弯曲是造成缝合复合材料压缩强度下降的主要原因。Farley 等^[17, 18]对缝纫导致的压缩强度下降机理进行了系统研究。他们发现,表面缝线对缝纫层合板的承载能力影响很小,去掉表面缝线后,因为层板的厚度稍有减小,因而压缩强度比未去掉表面缝线的层板提高了 7%—35%。因此他们认为,引起压缩强度下降的主要原因是缝纫过程中导致表面铺层纤维的弯曲和铺层纤维的断裂。Jane^[19]和 Reeder^[20]的研究也提出了类似的观点。

这些试验中存在的问题说明,缝合后复合材料力学性能改变的趋势、程度和机理可能受到缝合复合材料的材料体系、缝合参数等因素相互耦合的影响,细观因素复杂,因此相关的理论研究很少,李晨^[21]提出了三维局部纤维弯曲模型,并基于周期性边界条件,采用基于桥联模型的有限元方法,结合最大应力判据预报了缝合复合层板的面内压缩强度,讨论了缝合参数对压缩强度的影响,预报结果与试验基本一致。

目前,国内外关于缝合复合材料压缩性能的试验,大多只是对比讨论了缝合与未缝合层板材料的压缩强度变化,对缝纫方向,缝线直径的影响以及失效机理的研究还很不充分;在此方面的理论分析工作刚刚起步,需要在大量试验的基础上,提出满足工程需要的逼近实体构型的几何分析模型,以提高缝合复合材料压缩性能预报精度。

2 缝合对复合材料弯曲力学性能的影响

Chung 等^[22]人的研究表明,缝纫提高了四点弯曲条件下 CFRP 和 KFRP 的强度刚度和破坏应变,并将其归因为缝纫层板弯曲破坏模式的改变。Kang 和 Lee^[9]、Adanur 和 Taso^[23]也发现在缝纫密度较小时,CFRP 和 KFRP 复合材料的弯曲性能有所提高,而当缝纫密度较大时则会下降。Kim^[24]等研究了缝合密度和缝线半径对泡沫夹层结构弯曲强度的影响,结果发现缝合使强度提高 50%,缝合密度和缝线半径的增加也使强度增大。

但多数研究^[25-27]认为缝纫降低了材料的弯曲性能。Jain^[25]的三点弯曲试验表明,抗弯模量随缝纫密度或缝线直径的增大而减小,弯曲性能的下降应

归因于缝纫过程中造成的纤维损伤（纤维断裂，纤维屈曲）以及针脚处的应力集中。Mouritz^[26]的研究表明缝合使材料的弯曲强度下降 15%~30%，缝合方向和缝合密度对弯曲强度基本没有影响，高缝合密度时的模量比低密度缝合时低 20%。Yang^[27]等人对比了平面机织、单轴缝合机织、双轴缝合机织材料的性能，结果发现缝合降低了弯曲强度，在单轴缝合中，缝合密度越大，弯曲强度越小；双轴缝合中，缝合密度对强度影响不大。

由上述研究分析可知，由于影响因素众多，缝合后弯曲性能的变化可能增加可能减小，也可能不变。尽管大多数研究表明缝纫降低了材料的弯曲性能，但由于下降幅度受复合材料类型、厚度、缝线材料、缝线半径、缝纫密度以及缝纫方向等众多参数的影响，进行理论分析难度相对较大，因此相关的理论研究领域尚是空白。

3 缝合对复合材料疲劳力学性能的影响

目前研究较多的是缝纫层合板压/压疲劳性能。Lubowinski 和 Poe^[28]发现缝纫后层合板的疲劳寿命有所增加，而其他研究认为，尽管缝纫造成了初始损伤，但疲劳寿命没有明显改变。Vanderney^[29]等观察发现，因为针脚对铺层纤维造成了最大的离面弯矩，疲劳损伤通常从缝纫针脚处产生，但是损伤产生后却不易扩展，因为缝纫减缓了分层的扩展速率。这种早期初始损伤形成和慢速扩展是疲劳性能对缝纫敏感的原因。Furrow^[30]等发现，缝纫对分层扩展的抑制作用改变了疲劳破坏的模式，在压缩疲劳载荷作用下，无缝层合板疲劳损伤模式为分层扩展，而缝纫层合板的破坏模式为斜向剪切破坏。

在拉伸载荷作用下，缝纫对层合板的疲劳寿命有较大影响。Herzberg^[31]等的孔板疲劳试验表明，在拉/压周期载荷作用下，当缝纫密度较小时，CFRP 层合板疲劳寿命有所增加，但当缝纫密度较大时，疲劳寿命低于无缝层合板。Shah Khan 和 Mouritz^[32]研究了 0/拉伸周期载荷下的疲劳极限和疲劳破坏模式，他们的 S-N 曲线表明，缝纫降低了疲劳寿命，他们认为这归因于缝纫过程引起的纤维重排和断裂。另外，在加载过程中他们还观察到缝纫针脚与层合板发生分离的现象。

从有限的几篇文献大致可以得出这样的结论，即缝纫会提高或降低拉伸疲劳性能，但通常对压缩疲劳性能影响不大。缝纫密度、缝纫方向、缝线类

型以及疲劳加载条件对缝纫层合板疲劳性能的影响，尚需深入研究。

4 缝合对复合材料层间力学性能的影响

4.1 缝合对层间剪切性能的影响

对层间剪切性能的研究同样也有着不同的结论。Du^[33]等早在1986年研究发现，CFRP预浸料缝纫层合板的层间剪切强度随缝纫方向不同提高14.4%或25.6%。Cholarkara^[34]等发现Kevlar/环氧层合板短梁剪切强度随缝纫密度增大而提高，他将此归因于缝合层合材料抗分层能力的提高。王春敏^[16]也在试验中指出大部分缝合层板剪切强度随缝合密度增大而稳定增长，但亦有个别降低。其增、减幅度在15%~20%，并解释说缝合使剪切强度提高，是由于需要很高的能量克服摩擦力和破坏缝线，偶尔看到剪切强度降低，是由于缝合时弯曲变形严重的面内纤维先于层面破坏。

然而Adanur和Taso^[23]发现当缝纫密度较小时，玻璃/环氧复合材料的层间剪切强度提高约25%，而当缝纫密度较大时，剪切强度反而下降了10%。因此他们认为缝纫密度较小时，缝纫可以提高材料的剪切强度，而缝纫密度较大时由于针脚处的缝纫损伤和应力集中，导致剪切强度有所降低，使剪切强度开始下降的缝纫密度取决于层合板和缝纫参数。

由此可见，缝合后复合材料层板的层间剪切性能改变的趋势、程度和机理可能受到缝合复合材料的材料体系、缝合参数等因素相互耦合的影响，同时还受到各试验中各自成型工艺、试验标准等的影响。目前的研究深度和广度都很有限，在其失效机理和模式的认识方面还有相当的工作要做。

4.2 缝合对层间断裂韧性的影响

在外力作用下，缝合复合材料分层扩展方式研究较多的是张开型（I型），亦称拉伸型；其次为滑开型（II型），也称面内剪切型。

Dexter和Funk^[35]首先研究了准各向同性石墨/环氧缝纫层板的层间断裂韧性，研究发现，I型断裂韧性 G_{IC} 比未缝合时提高了30倍。程小全^[36]则发现预浸料的 G_{IC} 和 G_{IIc} 分别提高了100%和20%~30%。焦亚男^[37]等对碳纤维单向机织物缝合复合材料的DCB和ENF试验结果表明，缝合后 G_{IC} 、 G_{IIc} 均有不同程度的提高，并且二者均随缝合密度和缝线直径的增大而增大。朱华东^[38]等人的研究结果表明缝合能轻微降

层板低 II 型初始分层韧性 G_{IIi} 。对于 G_{IIi} 而言存在最佳缝合密度, 缝合密度的增加有利于复合材料层合板分层韧性和分层扩展阻力的提高。Jain 等^[39, 40] 结合 ENF 和 IENC 试验得到的参数, 建立了理论分析模型, 得到了 G_{IIc} 与缝合参数的关系表达式, 分析表明 G_{IIc} 随缝合密度、缝线强度的增加而显著提高。对 G_{IIc} 的理论分析模型现有的文献较少涉及。

大量的研究结果^[36-40] 表明, 缝线直径增大, 明显改变裂纹扩展模式, 提高了抗分层能力和裂纹扩展阻力, 有效提高了材料的 G_{Ic} 和 G_{IIc} 。随着缝合密度的增加, G_{Ic} 显著增大, 但当缝合密度超过一临界密度时, 缝合对面内纤维的损伤和引起的应力集中占主导地位, 会直接导致分层韧性的降低。因此寻求最佳的缝合工艺参数和建立合理的理论预报模型, 提高缝合材料的设计水平, 是下一步的研究重点。

5 缝合对复合材料抗冲击性能的影响

国内外已发表的大量文献^[41-48] 都对缝合对层板抗冲击性能进行了研究, 初步认识了缝合对冲击后性能的影响规律, 取得了较为一致的结论。

Liu^[41] 研究了缝制密度、缝制方向对缝合层板抗冲击分层能力的影响, 结果表明: 缝制密度增至最大时, 分层面积较无缝合时减少了约 40%, 而缝制方向虽然影响分层区域的形状, 但对分层面积的影响却很小。Snaker 等^[42] 人用断裂力学的研究方法预测了带预制分层的缝合梁在低速冲击下的分层扩展, 结果表明, 缝制并不会提高分层扩展的初始载荷, 但能够大大降低分层的扩展范围, 即使在缝制密度较小时, 分层面积也能减小 40% 左右。Kang 和 Lee^[9] 的研究进一步表明, 在受多次冲击时, 缝制层合板的损伤面积远小于无缝制层合板。Lopresto^[43] 等研究了缝合对 CFRP 层板低速冲击宏观响应和冲击损伤的影响, 与未缝合层板相应参数的试验结果对比研究发现, 缝合并未改变冲击后宏观响应规律, 载荷位移曲线与未缝合层板有相似的变化趋势; 但缝合显著降低了材料的贯穿能, 减小了冲击损伤面积; 在同一冲击能量作用下, 冲击损伤面积随着层板厚度的增大而减小, 即缝合对较厚层板冲击损伤容限的提高较为有利。程小全等^[44] 人的研究则指出缝合对损伤宽度的影响与铺层形式有关; 缝合改变了含冲击损伤层合板的压缩破坏机理, 可以大幅度提高层合板在干态常温下的冲击后剩余压缩强度, 但是对湿态高温下层合板的冲击后剩余压缩强度影响不大。

桂良进^[45] 参照 Wu 等人的分析方法, 从理论上确定冲头与层板的接触规律, 研究了不计损伤情况下的缝制层板冲击响应历程, 用杆单元模拟表面和内部缝线作用, 采用有限元方法进行了模拟计算, 分析结果与试验结论较为吻合。陈纲、酆正能等^[46] 采用三维动力学有限元法, 将缝合线等效为柱单元, 依据 C. T. Sun 冲击载荷定律建立冲击载荷与层板运动间的关系, 用 Wilson- θ 法求解整个冲击过程中的运动参数, 分别以 Tasi-Wu 强度判据和修改过的 F. K. Chang 冲击分层损伤判据作为冲击起始损伤判据和损伤扩展判据, 并随损伤扩展折减相应刚度, 模拟了缝合层板在低速冲击作用下的动态响应和分层损伤, 取得了与试验较为一致的结论。曾东等^[47] 人采用空间杆单元来模拟缝线作用, 采用修正的赫兹接触定律建立冲击载荷与层板运动间的关系, 在 Chang 和 Hou 等的分层扩展准则基础上, 提出了修正的分层扩展准则, 对相同铺层的缝合与未缝合层板进行了低速冲击损伤研究, 分析结果与实验结果有良好的一致性。

绝大多数的研究^[44-48] 明, 缝合有效抑制了损伤扩展, 减小了冲击损伤面积, 提高了材料的冲击损伤容限, 冲击后压缩强度随着缝制密度的增加而提高。这一显著优势弥补了缝合带来的面内性能下降, 通过对缝合参数优化设计的研究, 有望用最小的面内损伤获得较大的抗冲击性能。因此仍需要进行更广泛的试验研究进一步揭示缝合对基本力学性能的影响。

6 结论与展望

综上所述, 由于缝合复合材料细观结构力学复杂, 影响参数众多, 目前仍以试验研究为主。而且大多数试验是参照层板材料的相应试验标准进行, 缺乏统一的试验标准, 得到的结论不尽相同甚至有较大差异, 因此建立统一的试验标准是进行更深入广泛的试验研究的基础。另外, 现有的拉伸强度数值预报模型或者不考虑细观因素, 或者将缝合针脚处纤维弯曲和纤维断裂等效为夹杂或孔, 并且不考虑针脚周围材料的非均匀性对强度的影响, 模型与真实结构有一定差距, 不利于失效机理分析, 相关研究还需进一步深化; 压缩强度和面内剪切强度以及弯曲强度的相关理论研究刚刚起步, 尚需做更多的工作; 缝合复合材料高速冲击、环境条件下的力学性能以及蠕变等方面的研究虽有涉及, 但相关研究还很不充分。同时由于缝合复合材料层间性能的

提高是以面内力学性能的削弱为代价的,因此缝合参数的优化设计是其在未来研制和应用中的关键课题。可以预言,随着研究的不断深入,缝合复合材料必将在更广阔的领域发挥其优势。

参考文献

- [1] DelBrey J. Database of mechanical properties of textile composites[R]. National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, NASA CR-4747, 1991
- [2] Cox BN, Flanagan G. Handbook of analytical methods for textile composites[R]. National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-0001, NASA CR-4750, 1997
- [3] Rong MZ, Zhang MQ, Liu Y, etc. Effect of stitching on in-plane and interlaminar properties of sisal/epoxy laminates[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(12):1505-1026
- [4] Pang FY, Wang CH, Bathgate RG. Creep response of woven-fiber composites and the effect of stitching[J]. Composites Science and Technology, 1997, 57:91-98
- [5] Pelsting RM, Madan RC. Stitching to improve damage tolerance of composites[A]. In Proc.34th int. SAMPE Symp.[C]. 8-11 May, 1989:1519-1528
- [6] Hawley V. Development of stitched/RTM primary structures of transport aircraft[R]. NASA C95110-3, 1993
- [7] 程小全, 赵 龙, 章怡宁. 缝合复合材料可用性——简单层合板的基本性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(11):1001-1005
- [8] 陈 纲, 郦正能, 寇长河等. 厚度对缝纫层合板力学性能的影响[J]. 复合材料学报, 2005, 22(6):135-138
- [9] Kang TJ, Lee SH. Effect of stitching on the mechanical and impact properties of woven laminate composite[J]. Journal of Composites Materials, 1994,28(16):1574-1587
- [10] 汪 海. 复合材料缝合结构静强度研究[D]. 大连:大连理工大学, 2001
- [11] 李 晨, 许希武. 缝合复合材料层板的面内拉伸强度预报[J]. 材料科学与工程学报, 2005, 23(6):814-817
- [12] 魏玉卿, 张俊乾, 汪 海等. 缝纫复合材料层板面内性能的分析模型[J]. 重庆大学学报, 2002, 25(12):35-38
- [13] Dow MB, Smith DL. Damage-tolerance composite materials produced by stitching carbon fabrics[A]. In Proc. 21st int. SAMPE Tech. Conf.[C]. 25-28 September, 1989:595-605
- [14] Adnaur S, Gongalareddy SR. Compressive properties of stitched woven fiberglass fabric reinforced composite sections for civil engineering applications[A]. In Proc 3rd Int. Comp. Mat.(ICCE-3)[C]. 21-26 July, 1996:49-50
- [15] 桂良进, 程小全, 寇长河等. 缝纫对复合材料层板强度和抗冲击性能的影响 [J]. 航空学报, 2000,21(4):368-371
- [16] 王春敏, 董 娟, 董孚允. 缝合复合材料的力学性能 [J]. 纤维复合材料, 2002, 1:18-22
- [17] Farley GL. A mechanism responsible for reducing compression strength of through-the-thickness reinforced composite material[J]. Journal of Composites Materials, 1992, 26(12):1784-1795
- [18] Farley GL, Smith BT, Maiden J. Compression response of thick layer composite laminates with through-the-thickness reinforcement[J].Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1992, 11(7):787-810
- [19] Jane ST, Sheu SL. High strain rate compressional behaviour of stitched and unstitched composite laminates with radial constraint[J]. Composite Structures, 1993, 25(4):427-438
- [20] Reeder JR. Stitching vs a toughened matrix :compression strength effects[J]. Journal of Composite Materials, 1995. 29(18):2464-2478
- [21] 李 晨. 缝合复合材料层板失效模式与刚度强度研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2006
- [22] Chung WC, Jang BZ. Fracture behaviour of stitched multidirectional composites[J]. Material Science and Engineering, 1989, A112(2):157-173
- [23] Adnaur S, Taso YP. Stitched bonded textile structure composites[A]. In Proc.26th int. SAMPE Tech. Conf.[C]. 17-20 October 1994, 25-34
- [24] Kim JH, Lee SE, Park BJ, etc. Evaluation of durability and strength of stitched foam-cored sandwich structures[J]. Composite Structure, 1999, 47:543-550
- [25] Jain LK. Improvement of interlaminar properties in advanced fiber composites with through-thickness reinforcement[R]. Cooperative Research Center for Aerospace Structures Ltd., CRC-AS TM94021, 1994
- [26] Mouritz AP. Flexural properties of stitched GRP laminates[J]. Composite Part A, 1996, 27A(7):525-530
- [27] Yang B, Kozey V, Adanur S, etc. Bending, compression and shear behavior of woven glass fiber/epoxy composites[J]. Composite Part B, 2000, 31:715-721
- [28] Lubowinski SJ, Poe CC. Fatigue characterization of stitched graphite/epoxy composites[A]. In Proc. Fiber-Tex 1987 Conf., NASA Conf.[C] , Pub. 3001,

- 1987:253-271
- [29] Vanderney NE, Morris DH, Masters JE. Damage development under compression-compression fatigue loading in a stitched uniwoven graphite/epoxy composite material[R]. NASA Report PB91-236206, 1991
- [30] Furrow KW, Loos AC, etc. Environmental effects on the stitched RTM textile composites[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1996, 15(4):378-419
- [31] Herzberg I, Bannister MK, Thuis HGSJ. Open hole fatigue of stitched and unstitched carbon/epoxy laminates[A]. In Proc.11th Int. Comp. Mat.(ICCE-11)[C], 14-18 July 1997(5):138-148
- [32] Shah K, Mouritz AP. Fatigue behavior of stitched GRP laminates[J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(6):695-701
- [33] Du X, Xue F, Gu Z. Experimental study of the effect of stitching on strength of a composite laminate[A]. In Proc. Int. Symp. on Comp. Mat. and Strct.[C], 10-13 June 1986:912-918
- [34] Cholakara MT, Jang BZ, Wang CZ. Deformation and failure mechanisms in 3D composites[A]. In Proc.34th int. SAMPE Symp[C]. 8-11 May 1989, 2153-2160
- [35] Dexter HB, Funk JG. Impact resistance and interlaminar fracture toughness of through-the thickness reinforced graphite/epoxy[R]. AIAA paper 86-1020-CP, 1986
- [36] 程小全. 复合材料层合板与蜂窝夹芯板低速冲击后压缩性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 1998
- [37] 焦亚男, 李晓久, 董孚允. 三维缝合复合材料性能研究[J]. 纺织学报, 2002, 23(2):16-18
- [38] 朱华东, 矫桂琼, 杨宝宁. 缝合复合材料II型层间断裂特性研究[J]. 复合材料学报, 2001, 18(2): 85-89
- [39] Jain LK, Mai YW. Determination of mode II delamination toughness of stitched laminated composites. Composites Science and Technology, 1995, 55(3):241-253
- [40] Jain LK, Mai YK. Analysis of stitched laminated ENF specimens for interlaminar mode II fracture toughness[J]. International Journal of Fracture, 1994, 68(3):219-244
- [41] Liu D. Delamination resistance in stitched and unstitched composite plates subjected to impact loading[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1990, 9(1):59-69
- [42] Sankar BV, Zhu HS. The effect of stitching on the low-velocity impact response of delaminated composite beams[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60(14):2681-2691
- [43] Lopresto V, Melito V, Leone C, etc. Effect of stitches on the impact behaviour of graphite/epoxy composites[J]. Composite Science and Technology, 2006, 66:206-214
- [44] 程小全, 寇长河, 酆正能. 缝合复合材料可用性——环境条件下层合板的冲击后压缩性能[J]. 材料工程, 2004, 9:36-41
- [45] 桂良进. 缝纫层合板基本力学性能和抗冲击性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2000
- [46] 陈 纲, 桂良进, 酆正能等. 缝纫层合板低速冲击损伤有限元分析[J]. 航空学报, 2002, 23(1):55-58
- [47] 曾 东, 燕 瑛, 王立鹏等. 缝合复合材料低速冲击损伤研究[J]. 复合材料学报 2005, 22(6):125-129
- [48] Aymerich.F, Pani.C, Priolo.P. Effect of stitching on the low-velocity impact response of $[O_3/90_3]_S$ graphite/epoxy laminates [J]. Composite Part A, 2006:1-9

Progress in the study on mechanical properties of stitched composites

TianJing

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: As a new type of fiber-reinforced structural materials with excellent mechanical performances, stitched composites have better interlaminar fracture toughness, impact resistance and damage tolerance compared with the conventional laminates. Therefore, stitched composites have the potential to be widely used in aeronautics, astronautics industries and have been focused by the researchers in composite field. A review on the mechanical properties, which include the in-plane tensile, in-plane compressive, flexural, fatigue, interlaminar shear and fracture toughness, impact resistance and damage tolerance of stitched composites, is presented in this paper. The critical factors that need to be considered in further research are introduced and some valuable conclusions are drawn herein.

Key words: stitching; composites; mechanical properties; review

收稿日期: 2006-10-15

作者简介: 田静(1983-), 女(汉族), 河南漯河, 在读硕士研究生, tjing@nuaa.edu.cn

基于时间延迟和多路扫查的损伤监测系统研究

余振华 袁慎芳 彭 鸽

(南京航空航天大学 航空宇航学院 南京 中国 210016)

摘 要: 本文针对复合材料结构的损伤主动监测进行研究。文中采用主动 Lamb 波和小波变换计算损伤散射信号的时间延迟, 根据椭圆定位法进行损伤定位; 本文提出压电元件的星形布置的优化布置方法, 结合多路扫查, 解决椭圆定位法的损伤监测盲区, 从而扩大损伤监测范围、提高损伤判别的准确性。本文的实验验证了所提出方法的有效性。

关键词: 结构健康监测; 主动 Lamb 波监测; 损伤定位; 优化布置

引言

复合材料具有高的比强度、比刚度, 而且复合材料结构的整体性好, 可大幅度地减少零部件和连接件数量, 从而缩短加工周期, 降低成本, 提高构件的可靠性。正是由于复合材料具有上述优点, 使其在飞行器结构、桥梁等工程结构中得以广泛的运用。随之而来, 这些结构的安全和维护问题也就得到了更多关注。结构健康监测概念的提出正是为了解决这些问题, 其近几年得到高速发展, 日益成为一种维护结构的安全并降低维护费用的有效方式。作为一个相当有潜力的检测技术, 使用 Lamb 波[1]进行结构损伤评估已经被广为研究[2]。Guo N, Cawley P 等利用基本的 Lamb 波模式对复合材料的脱层损伤进行了研究[3, 4]。国内在结构损伤检测方面的研究也有很多, 复合材料结构的损伤在线监测[5], 复合材料二维结构的损伤定位[6]等。在上述损伤定位研究中, 其中在结构上粘贴压电片, 利用主动 Lamb 波和时间延迟[6]进行损伤检测的实时性较好。该方法利用压电传感器激励和接收 Lamb 波, 测量由结构损伤引起的散射信号时间延迟进行损伤定位。当损伤靠近激励元件和传感元件的连线附近或者就是在连线上时, 在此, 称之为边界损伤, 时间延迟不明显。此时微小的时间延迟将由于环境噪声、测量误差、小波分析分辨率等因素变得不可测, 也就得不到真实损伤位置的信息。本文提出压电传感器采取星形布置, 按照一定的时序、进行多路扫查的办法可以检测出上述普通方法检测不出的区域也称之为“盲区”的区域, 使得损伤监测范围更大, 并能够提高损伤判别的准确性。

1 压电元件星形布置及多路扫查技术

椭圆定位法[6]采用三个压电元件, 如图 1 所示布置中 A、B、C 压电片, 假设以压电片 B 作为激

励元件, A、C 作为传感元件, 则所能监测损伤的范围局限于 B 为圆心, BA、BC 为边构成的扇形区域内, 并且损伤必须远离 BA、BC 边界, 否则时间延迟不明显。此时微小的时间延迟将由于环境噪声、测量误差、小波分析分辨率等因素变得不可测, 也就得不到真实损伤位置的信息。

本文提出的多路扫查就是让每一个压电片轮流作为激励, 其相邻的两个压电片作为传感元件, 当损伤不是边界损伤时即可根据椭圆定位法检测出损伤的位置。对于边界损伤 1, 按照图 1 的布置进行扫查, 以 A、

B 分别作为激励元件时难以得到真实的损伤位置信息。以 C 作为激励元件, A、B 作为传感元件, 可以得到准确的定位信息。但是无法判断三个定位信息哪一组定位信息是真实的, 所以还是得不到边界损伤的准确定位信息。

不妨在三个压电片的基础上再布置一个压电片 D, 如图 1 所示, A、B、C、D 为粘贴的压电片, 本文的多路扫查方法就是顺序让 A、B、C、D 作为激励元件, 相应的把激励元件相邻的两个压电元件作为传感元件, 例如: A 作为激励时, 就把 B、D 作为传感元件, 这三个元件称为一组。损伤位于位置 3 时, 各组 (一个激励和相邻的两个传感元件) 都可根据椭圆定位法准确定位; 当损伤位于位置 1 时, 以 A、D 作为激励元件时的两组都分别只能构成一

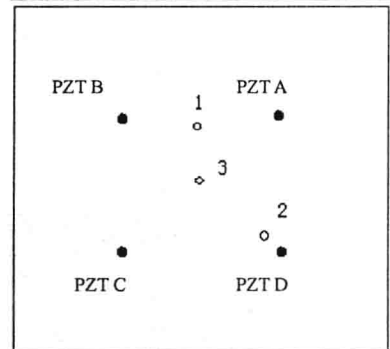


图 1 多路扫查系统示意图一