

纺织复合材料 分析和试验技术译文集

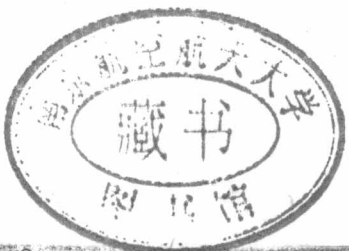
中国飞机强度研究所

沈阳飞机设计研究所

(B 33-53
100)

TB33-53
1001-1

纺织复合材料 分析和试验技术译文集



奉书 中国飞机强度研究所 惠赠
沈阳飞机设计研究所
特此致谢！
南航图书馆 2005年3月28日



200537311

中国飞机强度研究所
沈阳飞机设计研究所

二〇〇一年六月

200537311

内容简介

美国 NASA 为了将复合材料用于民用飞机的主承力结构——机翼和机身，于 1988 年至 1997 年组织和资助了以纺织复合材料为主的先进复合材料技术(ACT)计划。本译文集收入了集中反映 ACT 计划研究成果的 6 篇论文，其中包括《纺织复合材料设计指南》的主要内容，即《纺织复合材料分析方法手册》和《纺织复合材料的标准试验方法》，此外还编入了对纺织复合材料的研制有指导意义的 ASTM 试验标准 D 6264-98 《测量纤维增强聚合物基复合材料对集中准静态压痕力损伤阻抗的标准试验方法》。

《纺织复合材料分析和试验技术译文集》序

从上世纪 70 年代初起, NASA 的战略目标一直是为民用运输机制造商提供复合材料结构投产所需的技术和信心。从 1976 年直至 1985 年底, ACEE 计划是 NASA 复合材料研究的中心。该计划的目的是要加速复合材料主结构在新的民用运输机上的应用。经过 10 年的努力, 虽然获得了民用运输机复合材料次结构的全部技术, 但在开发复合材料的机翼和机身主结构方面, 由于成本和损伤容限两大问题, 致使在该计划结束时并未实现它的最初目标。ACEE 计划曾试图通过提高树脂韧性的方法提高其损伤容限, 继而使设计许用值从 $4000\mu\epsilon$ 提高到 $6000\mu\epsilon$, 以便制造出成本上可接受的结构部件, 但这一努力没有达到预期的效果。1985 年以后, NASA 和工业界围绕着低损伤容限和高成本这两个主要障碍, 酝酿采用纺织工业制造方法和在厚度方向增强的方案, 来制造出低成本高损伤容限的复合材料结构。1988 年采用上述新方案的先进复合材料技术(ACT)——关于复合材料机翼和机身主结构的计划开始启动。到 1997 年为止, 除了 McDonnell Douglas 的两个机翼研制合同外, ACT 计划基本结束。该计划的结论为: 纺织结构方案特别适合于受有复合载荷的机身框和舱窗间加筋板, 但是近期内不再考虑复合材料运输机机身的研制; 而在研制缝合/RFI 机翼方面获得的成功, 为机翼支持者的梦想提供了近期实现的可能。经过 20 年的努力, 复合材料在我国航空结构中已得到了成功的应用, 在扩大复合材料应用的过程中, 同样遇到了低损伤容限和高成本这两个主要障碍, 因此 ACT 的研究成果对我国航空复合材料技术研究人员有着重要的借鉴意义。为了帮助我国复合材料研究人员了解这些成果, 在国防重点预研课题“中机身主承力结构复合材料关键技术研究”的组织和支持下, 我们选择翻译了集中反映 ACT 计划研究成果的 6 篇论文, 其中包括《纺织复合材料设计指南》的主要内容, 即《纺织复合材料分析方法手册》和《纺织复合材料的标准试验方法》(由于篇幅限制, 未列入《纺织复合材料力学性能数据库》)。考虑到损伤阻抗的评定对纺织复合材料的研制有指导意义, 还编入了 ASTM 试验标准 D 6264-98 《测量纤维增强聚合物基复合材料对集中准静态压痕力损伤阻抗的标准试验方法》。

沈真、杨胜春、柴亚南、丁惠梁、张阿盈、沈薇参加了本书的翻译和校对, 并由沈真对全书进行统校, 章怡宁、杨旭和郝建伟进行审核, 刘峰和王俭负责编辑和排版。

中国飞机强度研究所
沈阳飞机设计研究所

二〇〇一年六月

目 录

1 NASA 的纺织复合材料研究综述.....	1
2 ACT 计划和 Langley 研究中心对缝纫、编织和机织复合材料结构的研制.....	17
3 纺织预成形件复合材料的力学方法.....	60
4 McDonnell Douglas 全复合材料机翼根部盒段结构试验和结果.....	73
5 纺织复合材料分析方法手册.....	91
第一章 绪论.....	93
第二章 纺织织物概述.....	95
第三章 选择纺织复合材料还是预浸带层压板.....	113
第四章 破坏机理.....	122
第五章 弹性常数和热膨胀系数的预估.....	136
第六章 非线性应力-应变行为和强度.....	158
第七章 疲劳寿命.....	168
第八章 现有计算机程序综述.....	171
6 纺织复合材料的标准试验方法.....	181
前 言.....	183
材料描述.....	184
纺织复合材料的测量设备指南.....	189
纺织复合材料的无缺口拉伸标准试验方法.....	193
纺织复合材料的无缺口压缩标准试验方法.....	200
纺织复合材料的开孔拉伸标准试验方法.....	208
纺织复合材料的开孔压缩标准试验方法.....	214
纺织复合材料的充填孔拉伸标准试验方法.....	222
纺织复合材料的螺栓挤压标准试验方法.....	228
纺织复合材料的层间拉伸标准试验方法.....	234
7 ASTM D 6264-98 测量纤维增强聚合物基复合材料对集中准静态压痕力 损伤阻抗的标准试验方法.....	240

NASA 的纺织复合材料研究综述

C.C.Poe, Jr. H.B.Dexter I.S.Raju

摘要

过去 15 年里, NASA 在开发利用纺织增强复合材料并用于飞机结构中起了领导作用。NASA 的先进复合材料技术(ACT)计划始于 1989 年, 以研制其成本与金属结构相当的民用运输机复合材料主结构。作为该计划的一部分, 一些承包商研究了纺织增强复合材料的成本, 重量和性能特点。已用几个结构件评估了采用 RTM 工艺制造的纺织复合材料。还发展了预估纺织预成形件中的树脂渗透和流动, 以及预估和测量纺织复合材料力学性能的几种方法。本文介绍了该计划的主要成果。

1 引言

NASA 先进复合材料技术(ACT)计划始于 1989 年, 以研制其成本可与目前的金属飞机结构相匹敌的民用运输机的复合材料主结构。对很多结构件, 已确认纺织复合材料可改善结构性能和降低成本。Boeing 和 Lockheed-Martin 评定用于机身框、舱窗间加强框和几个地板龙骨结构件的纺织复合材料。Northrop-Grumman 评定了用三维纺织复合材料制造加筋蒙皮的纺织方案, 而 McDonnell Douglas 则评定了用于机翼盒段的针织、斜纹编织和缝合纺织织物。

NASA 自身进行的研究计划连同对大学的研究资助, 主要集中于研制用于预估纺织预成形中树脂渗透和流动的分析模型、发展关于新材料成形件损伤容限及力学性能的数据库、给出预估纺织增强复合材料弹性性能和强度的分析模型, 以及提出纺织复合材料的试验方法。

本文综述了 ACT 纺织复合材料计划的成果。包括的内容为: 对纺织复合材料用于主体结构部件的讨论、预估纺织材料响应的力学方法、测试材料性能的试验方法、测试纺织预成形件压实与渗透特性的实验方法, 以及预估树脂在纺织预成形件中流动过程的分析方法。

2 纺织复合材料的应用

图 1 给出了最有可能用于复合材料机体结构的纺织材料成形方法。图 2 指出了每一种有用的纺织材料成形方法的一些优缺点。虽然这些材料中每一种都能满足具体的需求, 但能给出最佳结果的材料成形方法为: 对复杂结构形状用三轴编织, 对大面积覆盖面用多轴经编, 为了提高损伤容限则应采用缝合。

2.1 机身结构

在 NASA ACT 计划的 A 和 B 阶段期间, 进行了商业性研究以确定通过使用纺织复合材料, 哪些结构元件能取得最大效益。图 3 所示为用于确定纺织预成形件和制造方法适用性的机身结构元件, 它们包括加筋侧壁板、环向框、地板龙骨框和舱窗区加筋板。下面对这些结构元件进行简要的讨论。

纺织工艺	优点	缺点
低卷曲无纬布	面内性能高, 剪裁性能好, 预成形件制造工艺自动化程度高	横向和面外性能低, 织物稳定性差, 铺层劳动强度大
二维机织物	面内性能高, 铺覆性好, 预成形件制造工艺自动化程度高, 有可能整体织造成形, 适用于大面积铺覆面	不便于对偏轴性能进行剪裁, 面外性能低
三维机织物	面内和面外性能中等, 可采用自动化预成形件制造工艺有限的织造成形	不便于对偏轴性能进行剪裁, 铺覆性差
二维编织预成形件	偏轴性能平衡性好, 可采用自动化预成形件制造工艺, 适用于复杂曲面形状构件, 剪裁性能好	制件尺寸受现有的机器能力限制, 面外性能低
三维编织预成形件	面内和面外性能一般, 适用于复杂曲面形状构件	预成形件制造过程慢, 制件尺寸受现有的机器能力限制
多轴经编	对平衡的面内性能剪裁性能好, 预成形件制造工艺自动化程度高, 多层高效材料适用于大面积铺覆面	面外性能低
缝合	面内性能好, 自动化程度高, 提供了优异的损伤容限和面外强度, 优异的组装性	面内性能会有所降低, 对复杂曲面形状制件的可达性差

图 2 纺织增强复合材料对飞机结构的应用可能性

带加筋条和框的机身侧壁板示于图 4。框和加筋条采用创新的三维编织技术, 在两个方面上用连续纤维编织, 由于所选的工艺只能在 0° 和 90° 方向编织, 必须要把附加的 $\pm 45^\circ$ 材料缝到基准织物上, 以提供承受剪切载荷的能力。用 Kevlar29 线来进行缝合, 并采用树脂膜熔浸工艺来对预成形件渗透树脂。

能够用二维三轴编织和三维厚度方向编织方案来制造带有整体突缘的曲面结构。Boeing^[1]和 Lockheed-Martin^[2]选择了这些编织方案来制造环向框。通过编织成袋形或分叉来生产这些框的突缘, 如图 5 所示。在注入树脂以前它们能够折叠。选择了相匹配的金属模具和树脂转移来制造用于结构评定的复合材料框。

机身龙骨附近采用了较厚的梁和框。龙骨梁框架的设计考虑包括冲击损伤容限、穿孔、损伤容限和耐久性。采用了二维三轴编织和树脂转移制造工艺来制造进行结构试验的弯框。图 6 所示为已胶接到蜂窝夹层龙骨曲面壁板上的几个框。

如图 3 所示, 舱窗区加筋板的设计考虑包括面外层间应力、复合载荷下的稳定性, 损伤容限和承内压容许值。选择了带厚度方向增强的设计方案, 粉末涂层和 RTM 制造方案均得到了使用。图 7 所示为几个机织和编织舱窗区加筋板。

2.2 机翼结构

选择了一些机翼结构元件来确定具体的纺织材料成形和制造工艺, 这些元件示于图 8。对机翼结构, 其设计考虑为强度、刚度、冲击和离散源损伤。此外, 设计还应考虑连接、口盖、挤压和开孔强度、面外载荷, 如起落架接头这样的高载传力点以及闪电防护。通过大量的试验 NASA 已经确定, 用干纺织预成形件的厚度方向缝合, 是提高损伤容限的有效途径。已对影响缝合有效性的各种因素进行了研究, 这些因素包括缝合方式、线的种类和缝线间距等。早期的研究重点是与层压型复合材料相比较, 以提高其冲击后的压缩强度, 以后的研究集中于加工、制造和装配。图 9 介绍了缝合单向编织织物、无缝合预浸带和韧性基体复合材料体系的冲击后压缩的结果。结果表明, 对无缝合脆性复合材料体系 AS4/3501-6, 68J 冲击后, 其压缩强度由 600MPa 降为大约 140MPa。韧性基体复合材料体系的结果表明, 其 CAI

强度与无缝脆性材料相比有明显提高,但这种韧性材料要贵 2~3 倍。反之缝合复合材料与无缝的 AS4/3501-6 相比,其 CAI 强度也有显著提高(见图 9 中上面的曲线)。上述结果以及其他的试验导致 McDonnell Douglas 选择对干纺织预成形件进行厚度方向的缝合来作为它们先进机翼制造研究的基础。

采用了刀型加筋条和整体梁帽作为机翼上、下蒙皮的整体加筋元件(见图 8),通过铺叠管状织物,并把它们部分缝合到一起以形成垂直(竖立的)刀型腹板来制造加筋条。管型织物的未缝合部分分别向左、右折叠以形成筋条的突缘,然后把加筋条的突缘与机翼蒙皮材料缝合到一起形成整体结构,使它能在热压罐操作中注入树脂。对机翼盒段加强肋支架也采用了类似的装配方法,肋结构通过这些支架被连到机翼蒙皮壁上。必须要将这些加强肋支架设计得能传递压塌和受拉油箱内压载荷。把支架上蒙皮一侧的突缘折叠并缝合到机翼蒙皮上,支架每个端头上的突缘要连接到刀型加筋条的腹板上,如图 10 所示。现有的缝合机只能进行垂直缝合,而加强筋支架与加筋条腹板的连接则要求进行水平缝合。为了实现这种操作,正在研究另一种连接方案。

3 工艺科学

3.1 分析建模

为了免除探索和错误工艺,需要建立分析模型来预估树脂在纺织预成形件中的流动。如果想要可靠地使用这些模型,必须要通过实验来证实。为了充分地获取复杂预成形件的响应,需要使用三维模型。这些预成形件包括含有缝合/针织蒙皮和缝合/编织加筋条的机翼蒙皮壁板。这些分析模型的目的是要预估树脂流动和固化过程与时间的关系。图 11 给出了 NASA 纺织增强复合材料工艺科学计划用的各种元件。在 NASA 资助下, Virginia 工业学院^[3]正在研制一个三维模拟模型。主要的分模型包括树脂流动、热传递和热化学。图 12 所示为用于刀型加筋条树脂注入,包括模具的三维有限元模型的简图。该模型中包括预成形件、铝模具、石墨均压板和树脂。

纺织预成形件很复杂,其渗透率与树脂流的方向和织物变形的程度二者均有关。由于目前还没有能预估纺织预成形件渗透率和压实响应的分析模型,因此必须进行精确的实验来获得分析模型中所用的系数。此外还必须表征树脂的固化动力学,以输入这一分析模型。

3.2 纺织预成形件的表征

已经编制了测定纤维体积分量和渗透率的实验方法,前者与压实压力有关,后者则与纤维体积分量有关。对缝合预成形件,压实和渗透率与缝合密度及缝合张力有关。图 13 所示为无缝多轴经编织物的压实和渗透率数据。图 13 所示的数据表明,为得到 60%的纤维体积分量需要大约 175kPa 的压力,当纤维体积分量从 55%增加到 65%时,织物的渗透率则降低约 50%。

4 纺织复合材料力学

由单向层制造的层压板在厚度方向没有任何纤维,这种单层通常是预浸带。另一方面,纺织复合材料用它们的三维织物来表征。一些织物的交织纱线部分通过纺织物,并且给

出了真实的厚度方向增强。但是对某些纺织织物，相邻的层被纱线交叉穿过，这些纱线并没有完全穿过纺织织物，但必须要剖断这些交织纱才能把相邻层分开。有些纺织复合材料是通过织物的堆积制成的，没有完整的厚度方向增强。这些准单层纺织复合材料常常可用经典层压板理论来处理，有时称之为二维纺织复合材料。

纺织织物有周期性的几何形状，这一形状取决于纱线种类和用于制造纺织织物的机器。单胞是最小的几何元素，通过无旋转或无平移的空间变换可把它用于描述周期变化的纺织几何形状。图 14 所示为三轴编织拉伸试样在加载方向上的面内法向位移场^[4]。在三轴编织中，把编织纱编在固定(直)纱附近。图 14 中的固定纱垂直于加载方向。单胞长 11.9mm，宽 5.4mm。对于均匀位移(常应变)，Moiré 线(条纹)将是直线，且等间距。反之，在波纹图案中，线是弯的，纱线的位置很明显，条纹的折曲是由于表面编织纱间高树脂含量区中的高剪切引起的。在编织纱相互交叉穿过处，旋转(剪切)反向，正应变反比于条纹间距，于是正应变在固定纱处最大，在编织纱交会处最小。这两个区域中的平均值差 3 倍。

图 14 中的非均匀应变场使得人们开始怀疑测试纺织复合材料块状或平均力学性能、缺口强度和损伤容限行为的试验方法是否恰当。基于它们的高度非均匀性提出了研究纺织复合材料基本力学基础的计划。

纺织复合材料力学计划有下列三个目的：(1) 为了测试力学性能和设计许用值，编制试验方法或对现有试验方法进行修订；(2) 研制由组分和纤维织物预估纺织复合材料性能的力学模型；(3) 建立纺织复合材料试样级试验数据库^[5]。下面简单总结每一研究内容的成果。

4.1 试验方法

Masters 和 Portanova^[6]已着手完成了为得出设计许用值所常用的试验方法述评，该述评的目的是要确定评估纺织复合材料时，最少所需的试验方法。通过对各种纺织织物进行的试验，评估了图 15 所示的试验方法，图 15 中还给出了最好的试验方法。这些方法的确定基于低偏差系数，恰当的失效模式和简单性的原则。对面内剪切强度，没有一种试验方法令人满意。对位伸、压缩、剪切和断裂韧性，还评估了其他一些层间试验方法^[7]。对准层压纺织织物，有些方法给出了合理的结果，但对三维纺织织物，多数方法都很难给出可接受的结果。

因为图 14 所示的应变场可能很不均匀，已进行了研究来确定应变计尺寸对应变测量的影响。图 16 给出了由应变计测得模量和由引伸计测得模量之比与应变计长度和单胞尺寸之比的关系，该模量是加载方向上的。引伸计的标距为 25mm，应变计尺寸变化范围为 3.2mm × 1.6mm 到 12.7mm × 12.7mm，对四种三轴编织复合材料进行了测量。应变计与引伸计之间的差别随应变计长度增加而减少。若应变计长于单胞，其差别为-4% 到+6%之间。

图 17 画出了两种三轴编织和两种等价预浸带复合材料的净拉伸强度^[8]。有些试样含直径为 2.5mm 的孔，有些则无孔。对两种编织复合材料，编织角和固定(轴向)纱的比例分别为 70° 和 46%，但制造 LLL 试样所用的长丝比 SLL 试样多 1.5 倍。(图 17 中的标记 [0_{30k}/70_{6k}] 指的是 30k 固定纱和 6k 编织纱。)在等效层压板中 0° 和 ±70° 层的面积重量分别近似等于编织复合材料中固定纱和编织纱的面积重量，而且在 LLL 等效预浸带层压板中的单层要比 SLL 层压板中的层厚，以便模拟编织复合材料中直径较大的纱。SLL 和 LLL 编织复合材料的无缺口强度比等效预浸带层压板分别低 11%和 33%。另一方面，这两种复合材料的开孔强度比等效层压板只分别低 2%和 12%，强度降是由于在编织过程中交替穿插引起的纱线弯曲。LLL 编织复合材料的强度降比 SLL 编织复合材料大是因为较粗的纱线引起纱线的弯曲更严重。

LLL 等效预浸带层压板的强度与 SLL 等效板的相当。由于纱线弯曲引起的 SLL 和 LLL 编织复合材料刚度降比无缺口强度降要小得多。LLL 编织复合材料的模量大约是对预浸带层压板预估值的 92%，而 SLL 编织复合材料的模量则大约是预浸带层压板预估值的 100%。图 18 所示为图 17 中含孔试样的 X 射线图，在拍 X 射线图以前，试样约加载到对应极限载荷的 75%，然后将不透 X 光的渗透剂涂到复合材料中，以更好地揭示损伤。对编织和等效预浸层压板，其基体中的开裂形貌是类似的。单层较厚及纱线较粗复合材料的射线照片上，裂纹更深和更强一些。

试验方法类型	评定的试验方法	最好的试验方法
面内		
无缺口拉伸	直边 (ASTM D3039) 和狗骨形试样	直边 (ASTM D3039) 试样
无缺口压缩	NASA 短块, 修正的 IITRI, Boeing OHC, Zabora, Boeing CAI, NASA ST-4 和夹层柱	Zabora
开口拉伸	直边试样 (ASTM D5766)	直边试样 (ASTM D5766)
开口压缩	NASA 短块, 修正的 IITRI, Boeing OHC, Zabora, Boeing CAI, NASA ST-4 和夹层柱	Zabora
充填孔拉伸	直边试样 (ASTM D5766)	直边试样 (ASTM D5766)
螺栓挤压	Boeing 不稳定单剪, Boeing 稳定单剪, Boeing 双剪,	Boeing 稳定单剪
剪切	管子扭转, 轨道剪切, 紧凑剪切	均不满意
面外		
层间拉伸	C 形和 L 形弯曲, 四点弯曲	四点弯曲 (仅强度)

图 15 对纺织复合材料评定和选择的试验方法

对三轴编织和等效预浸带层压板, Boeing 也得到了类似的结果^[9], 试验方法包括:

- 无缺口拉伸、压缩和剪切
- 开口拉伸和压缩
- 充填孔拉伸
- 螺栓挤压

试样分别在平行和垂直于固定纱的方向加载。

图 19 中给出了预浸带层压板和准层压二维纺织复合材料的厚度方向强度^[10]。长方图代表平均值, 长方图上下的记号代表了最大和最小值, 由弯曲试验结果计算得到强度。这些二维纺织复合材料在弯曲区从周向(层间)裂纹处破坏, 与预浸带层压板非常一致。二维纺织和 48 层 AS4/3501-6 预浸带层压板的强度最低, AS4/8551-7 韧性预浸带层压板的强度居中, 而 24 层 AS4/3501-6 预浸带层压板的强度最高, 这可能是由于 24 层预浸带层压板的纤维体积含量最高, 它的纤维体积含量大约为 62%, 其他两种复合材料大约在 50%到 55%之间。考虑了纤维体积含量后, 树脂韧性比单层三维性质对厚度方向的强度有更大的影响。

还进行了三维机织复合材料的试验。但径向裂纹在弯曲区扩展, 使得强度的计算值更值得怀疑。当根据被宽度和厚度除过的归一化破坏弯矩来排序时, 三维机织复合材料是最低的。

对低冲击速度(无黏弹性行为)和大冲击头质量(相对目标物质量), 冲击行为是准静态的^[11], 这样, 可以用静压痕(SI)试验来测量复合材料的损伤阻抗。(静压痕试验目前正被美国材料试验学会(ASTM)考虑作为一种标准的试验方法。)图 20 画出了无缝合与缝合的 16 层

AS4/3501-6 准各向同性板的接触力与压头位移的关系,其中单层是无纬布织物。复合材料板被夹在含有同心圆孔的两块金属板之间,压头安装在万能试验机上。曲线的不连续处是由于损伤的产生和扩展引起的。损伤的起始指标为 F_1 ,在损伤大面积扩展但尚未穿透前将试样卸载。这种静压痕(SI)试验的优点是冲击力及损伤状态可控,而且等效落锤试验的冲击能量可通过对力-位移曲线积分计算得到。Portanova 采用了这种方法确定产生具体凹坑深度的落锤能量,范围从勉强可检到易检^[12]。

图 21 中给出了单个和多次 SI 试验中分层直径与冲击力的关系^[13]。分层直径是根据面积与由 C 扫描造影测得的损伤区等价得到的圆计算得到。这些准各向同性、单向编织的复合材料未被缝合。在单个试验中,试样只受载和用超声扫描一次,但在多次试验时加载和扫描不止一次,而且最大载荷一次比一次大。图 21 中单次和多次试验的结果是一致的,这表明可用多次试验来大大减少指定试验数所需的试样数。对 F_1 和穿透之间的冲击力,损伤直径随冲击力成比例增加,其斜率对应于 $1/\pi Q^*$,其中 Q^* 是单位长度横向剪切强度的临界值,这样 F_1 和 Q^* 可被用作损伤阻抗的度量。

图 22 和 23 画出了预浸带复合材料和纺织复合材料的 F_1 和 Q^* 值^[13],SI 试验采用 1.3mm 直径的半球形压头,所有的复合材料其名义厚度为 6.3mm。二维编织和三维机织的 F_1 值比无纬布和预浸带层压板的稍微小一点,前者为 4~7kN,后者为 8~10kN。IM7/8551-7 预浸带、缝合的无纬布和 OS2 三维机织的 Q^* 值比其他的预浸带及纺织复合材料约大一倍,因此缝合及 OS2 的三维织物与韧性 8551-7 环氧树脂等效。

LS 和 TS 机织物分别是一层层铺贴和厚度方向角连锁。正交连锁(OS)机织物的织造纱也穿过厚度方向,但垂直于织造面,非常像缝合。OS1,LS1 和 TS1 机织物的经线、纬线和织造纱的长丝含量是 OS2,LS2 和 TS2 机织物的两倍,因此,仅靠三维织构本身并不足以保证能提高冲击损伤阻抗。

图 24 中给出了缝合与无缝合无纬布在 3 种损伤水平下冲击力与厚度的关系^[14]。为了方便起见采用了对数坐标。损伤水平分为目视不可见损伤(F_1)、目视勉强可见损伤(0.13mm 深凹坑)和目视可见损伤(2.5mm 深凹坑)。厚度范围为 16~48 层,对所有情况,冲击力近似随厚度以 $3/2$ 次方的乘幂增加。缝合对冲击力的影响随损伤水平而变,即对不可见损伤起负作用,对可见损伤则起好的作用。

图 25 画出了缝合与无缝合无纬布的损伤阻抗 Q^* 与厚度的关系。对最薄的试样,缝合带来的好处很少,但随厚度增加,其收益急剧增加。

图 26 给出了带有目视可见冲击损伤的冲击后拉伸与压缩强度^[15]。用质量为 5.4kg,直径为 13mm 的半球形压头的落锤进行冲击。用 2.5mm 深凹坑来描述目视可见损伤,用 SI 试验来确定产生这种凹坑所需的落锤能量。为方便起见,用无损强度对强度进行正则化。对编织和三维机织,拉伸强度比通常大于压缩强度比。然而对无纬布织物,拉伸强度比小于压缩强度比,特别是缝合的无纬布。对无缝合无纬布,其强度比最小。缝合对压缩强度比的改善远大于拉伸强度比。

目前的冲击后强度试验方法没有考虑边界影响,而且对规定冲击能量下的许用值确定,认为这种方法是不可接受的^[7]。边界在以下两个主要方面影响冲击问题:(1) 由给定的动能和质量产生的损伤尺寸;(2) 给定损伤尺寸的剩余强度。如果采用可检损伤度量如凹坑深度而不是具体的冲击能量,就能最大限度消除这一影响。但是对可检凹坑,损伤尺寸与试样尺

寸相比会比较大，如果不采用有限宽修正系数，试样的强度就会低得不真实。例如，图 26 中试样的试验截面为 10cm×10cm，C 扫描的损伤尺寸从 4.8cm 到 6.8cm^[12]。如果冲击损伤等效为有限长和有限宽板中的开孔，其强度应该分别用 1.5~2.3 的系数来进行修正。C 扫描的损伤尺寸指的是基体损伤的尺寸。由于纤维损伤尺寸远小于基体损伤，由于使用了小试样，使图 26 中的压缩强度比拉伸强度低得过多。

4.2 分析模型

Cox 和 Flanagan 编制了纺织复合材料的分析方法手册^[16]，在该手册中他们讨论了纺织和预浸带复合材料的选择、失效机理、用于预估弹性模量和热膨胀系数及强度预计的各种数学概念及相关的计算机程序。图 27 中给出了这些计算机软件的功能。

软件名	纺织形式	3 维刚度	热膨胀	板的刚度	局部应力	非线性	强度
Pw	平纹组织						
SAT5	5 综缎纹						
SAT8	8 综缎纹		√	√			
CCM-TEX	3 维机织和 2 步与 4 步编织	√					√
μTex-10	通用	√	√	√			
μTex-20	由用户定义	√	√	√			
SAWC	平纹组织(有限元)	√			√	^a √	√
TEXCAD	2 维机织和 3 维编织	√	√	√		^b √	√
WEAVE	3 维机织	√					
BINMOD	3 维机织	√				√	^c √

^a 刚度不连续 ^b 剪切硬化和刚度不连续 ^c 不是直接得到

图 27 计算机软件功能

图 27 中的 SAWC 计算机程序可计算平纹组织纺织物的应力以及损伤的产生与扩展，用有限元对单个的单元建模。图 28 中给出了用这一程序计算的 AS4/3501-6 平纹组织复合材料的应力-应变曲线^[5]。初始破坏出现在 a 点，这时纬向纤维束的应力 σ_{22} 超过了它的许用值。(纬向纤维束与施加的载荷垂直。) 在 b 点， σ_{22} 引起的损伤出现扩散。在 c 点，经纱中的树脂破坏，这时应力 σ_{33} 和 σ_{13} 超过了它们的许用值。大的折曲角引起大的载荷降，类似于偏轴受载的单向预浸带层压板。随着折曲角的减小，载荷降也会减少，而且加载会一直持续到经向纤维束中的纤维断裂。

图 29 中的 TExCAD 计算机程序可在 PC 机或 Macintosh 台式计算机上运行。这个程序没有采用有限元，但假设在单元内受均匀应变，并叠加上折曲纱线的弯曲产生的应变。可以用 TExCAD 分析机织物和编织物。图 29 和 30 对一种三轴编织物比较了由实验和 TExCAD 给出的模量与强度图，预估值和实验值相当吻合，通常模量比强度的一致性更好。

4.3 试样级数据库

根据由 ACT 计划得到的结果，编制了试样级数据库^[17]。这个数据库的数据文件满足 MIL-HDBK-17 中规定的要求。其中包括下列性能：弹性模量，受单向载荷的无缺口、开孔、充填孔的拉伸与压缩强度，双向受载的无缺口拉伸和压缩强度，和挤压强度。还描述了下列材料：二维三轴编织、三维多轴编织、缝合的无纬布、8 综和三维联锁机织物、缝合的多轴

经编织物和无纬布。该数据库可以下列两种格式得到：在 Apple Macintosh 系统和 Windows 操作系统上的 Microsoft Excel 的概述或执行版本和以 UNIX 系统运行的 MSC/MVISON 的完整版本。这些都可以在 URL <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs/96/NASA-96-cr4747.refer.html> 上得到。

5 结论性意见

在 NASA 先进复合材料技术计划(ACT)中正在探索纺织增强复合材料及其对飞机主结构的应用可能性，作为飞机主结构一部分的结构元件包括机身加筋壁板、框和舱窗区加筋板、机翼上、上蒙皮、加筋条和梁帽、加强筋支架以及起落架接头。其中一些结构元件被缝合以提高其损伤容限，或采用树脂传递，或采用树脂膜熔浸工艺来浸渍预成形件。预计纺织增强复合材料树脂流动和固化的分析模型正在研制中。对缝合、编织和针织的研究已使得复合材料结构更加耐久、损伤容限更高、重量更轻和成本更低。

NASA 本身的研究，并借助于对大学研究的赞助，已经建立了纺织复合材料的基本力学基础。这些研究的成果是：建立了(1) 测试材料性能和设计许用值的试验方法；(2) 预计纤维预成形件织构和组分性能对工程模量、刚度、强度、损伤阻抗和疲劳寿命影响的力学模型；(3) 试样级试验数据的电子数据库。

参 考 文 献

- [1] Ilicewicz, L. B., Smith, P. J., Walker, T. H., and Johnson, R. W., "Advanced Technology Commercial Fuselage Structure," Proceedings of the First NASA ACT Conference, NASA CP-3104, Part 1, 1991, pp. 127-155.
- [2] Jackson, Anthony C., Barrie, Ronald E., and Chu, Robert L., "Textile Composite Fuselage Structures Development," Proceedings of the Third NASA ACT Conference, NASA CP-3178, Part 1, 1992, pp. 79-96.
- [3] Loos, A. C., MacRae, John D., Kranbuehl, David E., Husmann, Christopher H., Rohwer, Kim, and Deaton, Jerry W., "Resin Film Infusion (RFI) Process Simulation of Complex Wing Structures," Proceedings of the Fifth NASA/DoD Advanced Composites Technology Conference, NASA CP-3294, May 1995, pp. 811-833.
- [4] Masters, John E., "Strain Gage Selection Criteria for Textile Composite Materials," NASA CR-198286, Feb. 1996.
- [5] Poe, Jr., C. C., and Harris, C. E., "Mechanics Methodology for Textile Preform Composite Materials," Proceedings of the Sixth NASA DoD Advanced Composites Technology Conference, NASA CP-3326, Part 1, 1996, pp. 95-130.
- [6] Masters, John E., and Portanova, Marc A., "Standard Test Methods for Textile Composites," NASA CR-4751, Sept. 1996 (available at URL <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs>).
- [7] Poe, C. C., Jr., "Mechanics methodology for textile preform composite materials," Proceedings of the 28th International SAMPE Technical Conference, Nov. 1996, pp. 324-338.
- [8] Norman, Timothy L., Anglin, Colin, Gaskin, David, and Patrick, Mike, "Effect of Open Hole on Tensile Failure Properties of 2D Triaxial Braided Textile Composites and Tape Equivalents," NASA CR-4676, June 1995.
- [9] Minguet, Pierre J., and Gunther, Christian K., "A Comparison of Graphite/Epoxy Tape Laminates and 2-D Braided Composites Mechanical Properties," NASA CR-4610, July, 1994.
- [10] Jackson, Wade C. and Ifju, Peter, G., "Through-the-Thickness Tensile Strength of Textile Composites," Composite Materials: Testing and Design (Twelfth Volume), ASTM STP 1274, R. B. Deo and C. R. Saff, Eds., American Society for Testing and Materials, 1996, pp. 218-238.

- [11] Jackson, W. C., and Poe, Jr., C. C., "The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates," *Journal of Composites Technology Research*, Vol. 15 (No. 4), Winter 1993, pp. 282-289.
- [12] Portanova, M. A., "Evaluation of the Impact Re-sponse of Textile Composites," NASA CR-198265, Dec. 1995.
- [13] Jackson, Wade C., and Portanova, Marc A., "Impact Damage Resistance of Textile Compos-v ites," *Proceedings of the 28th International SAMPE Technical Conference*, Nov. 1996, pp. 339-350.
- [14] Poe, Jr. C. C., "Residual Strength of Compos-ite Aircraft Structures with Damage," *ASM Hand-book*, Vol. 19, *Fatigue and Fracture*, 1996, pp. 920-935.
- [15] Portanova, M. A., "Impact Damage Tolerance of Textile Composites," *Proceedings of the 28th In-ternational SAMPE Technical Conference*, Nov. 1996, pp. 351-362.
- [16] Cox, Brian N., and Flanagan, Gerry, "Handbook of Analytical Methods for Textile Composites," NASA CR-4750, 1997 (available at URL <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs>).
- [17] Delbrey, Jerry, "Database of Mechanical Prop-erties of Textile Composites," NASA CR-4747, Aug. 1996 (available at URL <http://techreports.larc.nasa.gov/ltrs>).

(沈真译自 AIAA 97-1321)

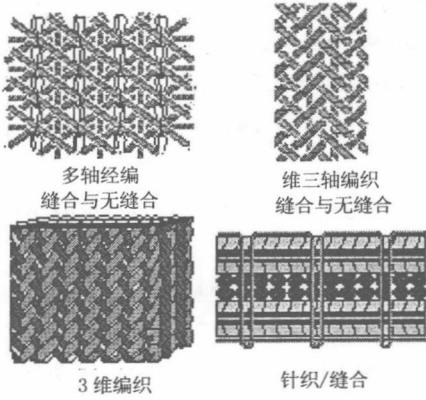


图1 评定的纺织材料形式

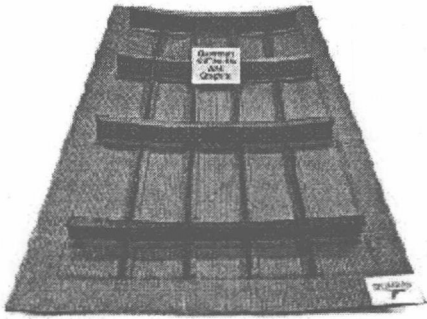


图4 机织/缝合下机身侧壁板预成形件

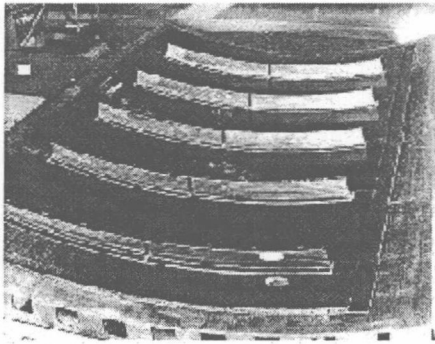


图6 机身龙骨梁的纺织复合材料弯曲框

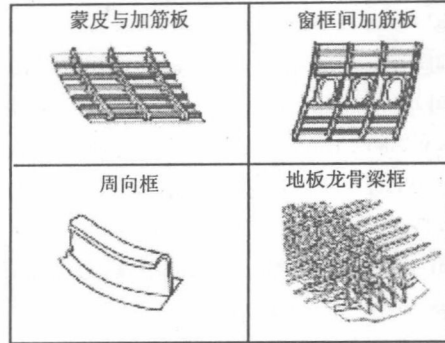


图3 纺织增强复合材料在机身结构中的应用

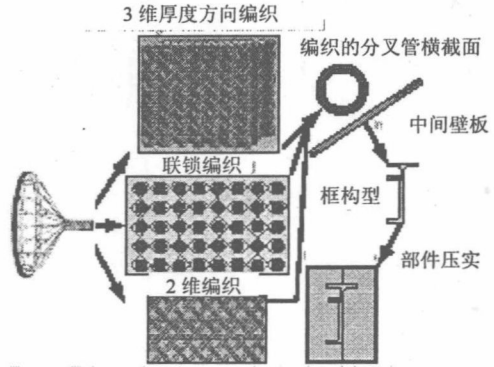


图5 编织机身框的制造过程

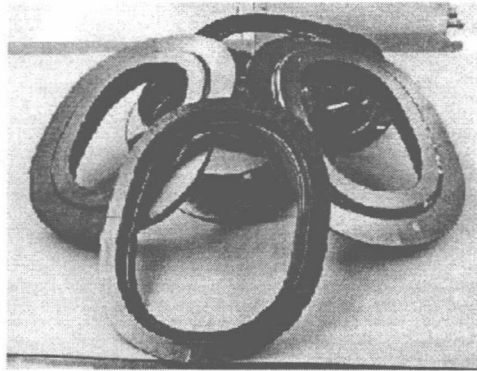


图7 编织和机织机身窗框

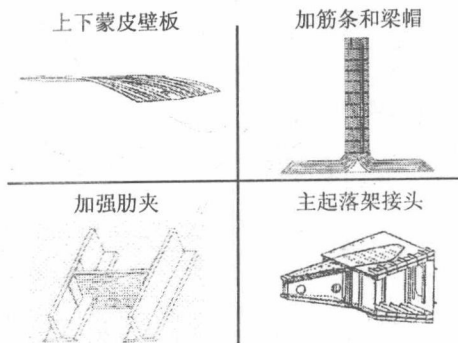


图8 纺织增强复合材料在机翼结构中的应用

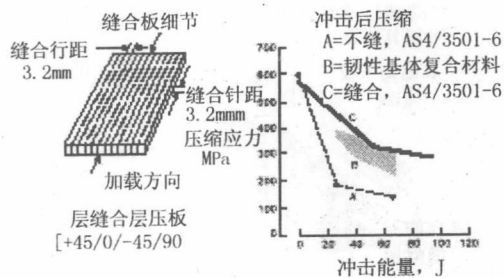


图9 缝合对复合材料损伤容限的影响

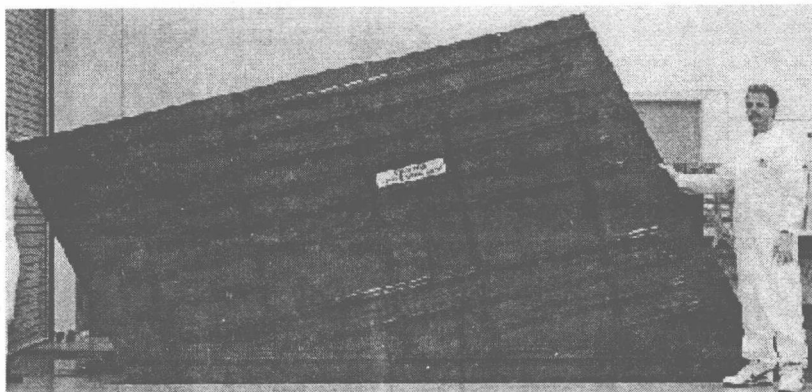


图10 缝合/树脂膜熔浸机翼根部盒段蒙皮壁皮

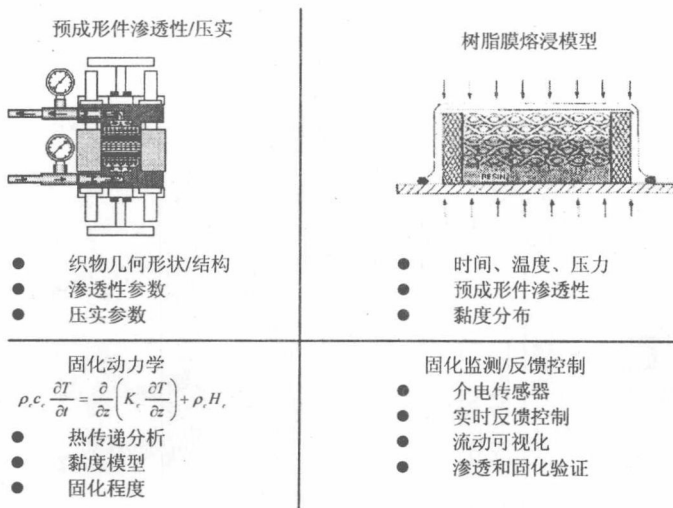


图11 纺织增强复合材料的工艺科学

