第1章　总的说明

1.1　引言

这个标准化手册的发展与维护，已是美国国防部（DoD）和美国联邦航空局（FAA）的一项联合计划项目，并有工业界、学术界和其他政府部门的大量介入与信息提供。目标是朝着以下方面的标准化：(1)用于建立、分析和颁布复合材料力学性能的方法；(2)使设计部门能够有效使用本手册第二卷和相似数据库所收入性能数据的方法、程序；(3)复合材料结构设计、分析和试验的一般程序。在很多情况下，标准化要涉及客户和认证机构的需要和要求，同时提供有效的工程实践。

已经公认，对于以统计为基础的力学性能数据库、其使用的程序、以及对复合材料表征与应用的全部指导原则等加以标准化，这对制造厂商和政府机构都是有利的。对于任何工程材料体系的性能进行全面的表征，取决于材料本身的物理与化学构成，而与具体的应用无关的。因此，在材料体系表征的层次上，这个手册所包括的数据和指南适用于军用和民用的产品，并为建立认证或采购部门认可的统计有效的设计值，提供了技术基础。

1.2　目标、范围与第三卷的组成

就国防部的目标而言，这个手册只是指南，不能引用这个手册作为一种要求。如果这样做了，合同方不是必须遵守的。该指令只是DoD的要求，并不适用于联邦航空局（FAA）或其他政府部门。

在MIL-HDBK-17第三卷中，提供了纤维增强聚合物基复合材料设计、分析、制造和外场支持的方法及所积累的认识。本卷还对材料和工艺规范，以及对第二卷所提供的材料数据的利用方法，提供了指南。所提供的信息与第一卷中的指南相一致，这些信息来自有关工业界、政府和学术界的复合材料专家、结构工程师与科学家，旨在使本卷成为当前“最好知识与实践”的广泛的汇编。本卷还将不断更新，体现复合材料技术进展的“最新技术状态”。

第三卷中包括以下各章，各章大致按照传统的“积木式”研制步骤顺序排列：

第2章，材料与工艺，定义主要的材料体系和工艺方法，强调了不同工艺参数对于最终复合材料产品的影响。

第3章，产品材料的质量控制，评估复合材料生产中关于质量控制的一些重要问题，其中评估了用于材料性能验证与统计的质量控制，所推荐的制造检查程序和技术。

第4章，积木式方法，概述很多金属与复合材料结构计划，特别是在航空航天工业中，传统的多级试验与分析研制方法的基本原理。还包含了指南与各种不同应用情况中积木试验计划的例子，其中包括DoD/NASA的原型与生产型飞机、商用运输飞机、公务及私人飞机和旋翼机。

第5章，设计与分析，讨论复合材料层压板的基本设计与分析问题。本章对当前的技术提供了评估，并介绍了如何将第二卷中所包含的各种组分性能，用于复合材料结构的分析和设计。本章给出了一个标准的分析，在术语和方法上为MIL-HDBK-17的使用者提供了

共同的基础。分析中包括了单层和层压板的刚度与强度预计方法，以及压缩屈曲的计算方法。

第6章，结构连接的设计与分析，介绍了公认的复合材料结构胶接和机械紧固件连接设计程序，及确定应力与变形的分析方法。

第7章，损伤阻抗，耐久性与损伤容限，对涉及结构在其整个寿命期内实现设计功能的这三个广泛题目，进行了深入的讨论。本章前面各节包括了飞机的损伤容限要求与一致性方法、损伤类型及损伤的检查。在随后各节中，在三个主要方面详细说明了影响因素、设计问题与指南、试验问题以及分析方法。大多数信息是在飞机工业中提出并适用于飞机工业的但所提供的一般指南和基本数据已经应用于很多其他的工业部门。

第8章，可支持性，以可维护性和可靠性问题为基础，考虑了复合材料结构中涉及修理的设计和修理本身的设计问题。这为新结构的设计师考虑可支持性/可维护性问题提供了指南，为低成本修理方法的设计提供有关信息，并提供了有关支持与修理复合材料结构的后勤。

第9章，结构可靠性，讨论了影响复合材料结构可靠性的某些重要因素，包括静强度、环境影响、疲劳和损伤容限。简要讨论了确定性以及概率设计方法。

第10章，厚截面复合材料，包括进行厚截面层压板分析的详细方法，厚截面结构的分析技术，三维分析的物理性能要求，实验性能确定技术，以及厚层压板的制造工艺模拟技术和模型。

第11章，环境管理，对有关复合材料和结构的再生循环和重新使用问题提供了指南。

第12章，经验教训，公布了与本卷前面一些题目相关的大量案例，并为所涉及的公司、机构和大学所积累的知识提供展示场所。

1.3 符号、缩写及单位制

本节定义MIL-HDBK-17中采用的符号和缩写，并说明了所沿用的单位制。只要可能，都保留了通常的用法。这些资料主要来源于文献1.3(a)，1.3(b)，1.3(c)。

1.3.1 符号及缩写

本节定义本手册中采用（除了统计学的符号以外）的所有符号和缩写；关于统计学的符号在第一卷第8章进行定义。单层/层压板的坐标轴适用于所有的性能；力学性能的的符号则汇总在图1.3.1中。

- 当用作为上标或下标时，符号f和m分别表示纤维和基体。
- 表示应力类型的符号（如cy——压缩屈服）总在上标位置。
- 方向标示符（如x，y，z，1，2，3等）总是用于下标位置。
- 铺层序号的顺序标示符（如1，2，3等）用于上标位置，且必须用括号括起来，以区别于数学的幂指数。
- 其他标示符，只要明确清楚，可用于下标位置，也可用于上标位置。
- 由上述规则导出的复合符号（例如基本符号加标示符），如下面列出的特定形式所示。

在使用MIL-HDBK-17时，认为下列通用符号和缩写是标准的。当有例外时，将在正文或表格中予以注明。

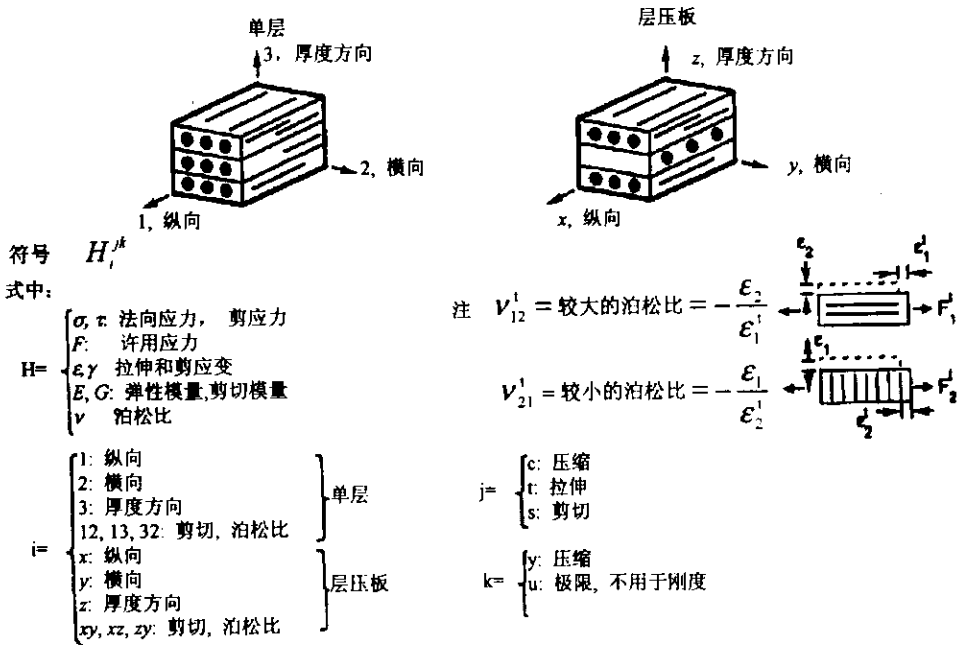


图1.3.1 力学性能的符号

A (1)面积（m^2，in^2）
(2)交变应力与平均应力之比
(3)力学性能的A-基准值

a (1)长度（mm，in）
(2)加速度（m/see^2，ft/sec^2）
(3)振幅
(4)裂纹或缺陷的尺寸（mm，in）

B (1)力学性能的B基准值
(2)双轴比率

Btu 英制热单位

b 宽度（mm，in），例如与载荷垂直的挤压面或受压板宽度，或梁截面宽度

C (1)比热（kJ/kg°C，Btu/lb°F）
(2)摄氏的

CF 地心引力（N，lbf）

CPF 正交铺层系数

CPT 固化的单层厚度（mm，in）

CG (1)质心；“重心”；
(2)面积或体积质心

℄ 中心线

c	柱屈曲的根部固定系数
$\bar{c}$	蜂窝夹芯高度（mm，in）
cpm	每分钟周数
D	(1)直径（mm，in）
	(2)孔或紧固件的直径（mm，in）
	(3)板的刚度（N-m，lbf-in）
d	表示微分的算子
E	拉伸弹性模量，应力低于比例极限时应力与应变的平均比值（GPa，Msi）
E'	储能模量（GPa，Msi）
E''	损耗模量（GPa，Msi）
E_c	压缩弹性模量，应力低于比例极限时应力与应变的平均比值（GPa，Msi）
E_c'	垂直于夹层平面的蜂窝芯弹性模量（GPa，Msi）
E^{sec}	割线模量（GPa，Msi）
E^{tan}	切线模量（GPa，Msi）
e	端距，从孔中心到板边的最小距离（mm，in）
e/D	端距与孔直径之比（挤压强度）
F	(1)应力（MPa，ksi）
	(2)华氏温度计（的）
F^{bu}	弯曲应力（MPa，ksi）
F^{ccr}	压损应力或折损应力（破坏时柱应力的上限）（MPa，ksi）
F^{su}	纯剪极限应力（此值表示该横截面的平均剪应力）（MPa，ksi）
FAW	纤维的面积重量（g/m^2，lb/in^2）
FV	纤维的体积（%）
f	(1)内（或计算）应力（MPa，ksi）
	(2)在有裂纹的毛截面上作用的应力（MPa，ksi）
	(3)蠕变应力（MPa，ksi）
f^c	压缩内应力（或计算压缩应力）（MPa，ksi）
f_c	(1)断裂时的最大应力（MPa，ksi）
	(2)毛应力限（筛选弹性断裂数据用）（MPa，ksi）
ft	英尺
G	刚性模量、剪切模量（MPa，Msi）
GPa	千兆帕斯卡（gigapascal）
g	(1)克
	(2)重力加速度（m/s^2，ft/s^2）
H/C	蜂窝（夹芯）
h	高度（mm，in），如梁截面高度。
hr	小时
I	面积惯性矩（mm^4，in^4）
i	梁的中性面（由于弯曲）斜度，弧度

in	英寸
J	(1)扭转常数（=I_p对圆管）（m^4，in^4）
	(2)焦耳
K	(1)绝对温标，开氏温标
	(2)应力强度因子（MPa/m，ksi/in）
	(3)导热性系数（W/m°C，Btu/ft^2/hr/in/°F）
	(4)修正系数
	(5)介电常数，电容率
K_{app}	表观平面应变断裂韧性或剩余强度 （MPa/m，ksi/in）
K_c	平面应变断裂韧性，对裂纹扩展失稳点断裂韧性的度量（MPa/m，ksi/in）
K_{Ic}	平面应变断裂韧性（MPa/m，ksi/in）
K_N	按经验计算的疲劳缺口因子
K_s	板或圆筒的剪切屈曲系数
K_t	(1)理论的弹性应力集中因子
	(2)蜂窝夹芯板的t_w/c比
K_v	电介质强度，绝缘强度（KV/mm，V/mil）
K_x，K_y	板或圆筒的压缩屈曲系数
k	单位应力的应变
L	圆筒、梁或柱的长度（mm，in）
L'	柱的有效长度（mm，in）
lb	磅
M	外力矩或力偶（N-m，in-lbf）
Mg	百万克（兆克）
MPa	兆帕斯卡（s）
MS	军用标准
M.S.	安全裕度、安全系数
MW	分子量
MWD	分子量分布
m	(1)质量（kg，lb）
	(2)半波数
	(3)米
	(4)斜率
N	(1)破坏时的疲劳循环数
	(2)层压板中的单层数
	(3)板的面内分布力（lbf/in）
	(4)牛顿
	(5)归一化
NA	中性轴
n	(1)在一个集内的次数

	(2)半波数或全波数
	(3)经受的疲劳循环数
P	(1)作用的载荷（N，lbf）
	(2)曝露参数
	(3)概率
	(4)比电阻、电阻系数（Ω）
P^u	试验的极限载荷，（N，lb/每个紧固件）
P^y	试验屈服限载荷，（N，lb/每个紧固件）
p	法向压力（Pa，psi）
psi	磅/平方英寸
Q	横截面的静面积矩（mm^3，in^3）
q	剪流（N/m，lbf/in）
R	(1)循环载荷中最小与最大载荷之代数比
	(2)减缩比
RA	面积的减缩
R.H.	相对湿度
RMS	均方根
RT	室温
r	(1)半径（mm，in）
	(2)根部半径（mm，in）
	(3)减缩比（回归分析）
S	(1)剪力（N，lbf）
	(2)疲劳中的名义应力（MPa，ksi）
	(3)力学性能的S-基准值
S_a	疲劳中的应力幅值（MPa，ksi）
S_e	疲劳限（MPa，ksi）
S_m	疲劳中的平均应力（MPa，ksi）
S_{max}	应力循环中应力的最大代数值（MPa，ksi）
S_{min}	应力循环中应力的最小代数值（MPa，ksi）
S_R	应力循环中最小与最大应力的代数差值（MPa，ksi）
S.F.	安全系数
s	(1)弧长（mm，in）
	(2)蜂窝夹层芯格尺寸（mm，in）
T	(1)温度（℃，°F）
	(2)作用的扭矩 （N-m，in-lbf）
T_d	热解温度（℃，°F）
T_F	曝露的温度（℃，°F）
T_g	玻璃化转变温度（℃，°F）
T_m	熔融温度（℃，°F）

t	(1)厚度（mm，in）
	(2)曝露时间（s）
	(3)持续时间（s）
V	(1)体积（mm^3，in^3）
	(2)剪力（N，lbf）
W	(1)重量（N，lbf）
	(2)宽度（mm，in）
	(3)瓦特
x	沿一个坐标轴的距离
Y	关联构件几何学特性与裂纹尺寸的无因次系数
y	(1)受弯梁弹性变形曲线的挠度（mm，in）
	(2)由中性轴到给定点的距离
	(3)沿一个坐标轴的距离
Z	截面模量，I/y（mm^3，in^3）
α	热膨胀系数（m/m/°C，in/in/°F）
γ	剪应变（m/m，in/in）
Δ	差分（用于数量符号之前）
δ	伸长量或挠度（mm，in）
ε	应变（m/m，in/in）
ε^e	弹性应变（m/m，in/in）
ε^p	塑性应变（m/m，in/in）
μ	渗透性
η	塑性折减因子
$[\eta]$	本征黏度
η^*	动态复黏度
ν	泊松比
ρ	(1)密度（kg/m^3，lb/in^3）
	(2)回转半径（mm，in）
ρ_c	蜂窝夹芯密度（kg/m^3，lb/in^3）
	（i, j=1，2，3或x，y，z）
Σ	总计、总和
σ	标准差
σ_{ij}，τ_{ij}	外法线朝i的平面上沿j方向的应力
T	作用剪应力（MPa，ksi）
ω	角速度（弧度/s）
∞	无限大

1.3.1.1 组分的性能

下列符号专用于典型复合材料组分的性能：

E^f	纤维材料弹性模量（MPa，ksi）

E^m 基体材料弹性模量（MPa，ksi）

E_x^g 预浸玻璃稀纱布沿纤维方向或沿织物经向的弹性模量（MPa，ksi）

E_y^g 预浸玻璃稀纱布在垂直于纤维方向或织物经向的弹性模量（MPa，ksi）

G^f 纤维材料剪切模量（MPa，ksi）

G^m 基体材料剪切模量（MPa，ksi）

G_{xy}^g 预浸玻璃稀纱布剪切模量（MPa，ksi）

G_{cx}' 夹芯沿x轴的剪切模量（MPa，ksi）

G_{cy}' 夹芯沿y轴的剪切模量（MPa，ksi）

l 纤维长度（mm，in）

α^f 纤维材料热膨胀系数（m/m/°C，in/in/°F）

α^m 基体材料热膨胀系数（m/m/°C，in/in/°F）

α_x^g 预浸玻璃稀纱布沿纤维方向或织物经向的热膨胀系数（m/m/°C，in/in/°F）

α_y^g 预浸玻璃稀纱布垂直纤维方向或织物经向的热膨胀系数(m/m/°C，in/in/°F)

ν^f 纤维材料泊松比

ν^m 基体材料泊松比

ν_{xy}^g 由纵向（经向）伸长引起横向（纬向）收缩时玻璃稀纱布的泊松比

ν_{yx}^g 由横向（经向）伸长引起纵向（纬向）收缩时玻璃稀纱布的泊松比

σ 作用于某点的轴向应力，用于细观力学分析（MPa，ksi）

τ 作用于某点的剪切应力，用于细观力学分析（MPa，ksi）

1.3.1.2 单层与层压板

下列符号、缩写及记号适用于复合材料单层及层压板。目前，MIL-HDBK-17的重点放在单层性能上，但这里给出了适用于单层及层压板的常用符号表，以避免可能的混淆。

A_{ij} (i,j=1，2，6) （面内）拉伸刚度（N/m，lbf/in）

B_{ij} (i,j=1，2，6) 耦合矩阵（N，lbf）

C_{ij} (i,j=1，2，6) 刚度矩阵元素（Pa，psi）

D_x，D_y 弯曲刚度（N-m，lbf-in）

D_{xy} 扭转刚度（N-m，lbf-in）

D_{ij} (i,j=1，2，6) 弯曲刚度（N-m，lbf-in）

E_1 平行于纤维或经向的单层弹性模量（MPa，Msi）

E_2 垂直于纤维或经向的单层弹性模量（MPa，Msi）

E_x 沿参考轴X的层压板弹性模量（MPa，Msi）

E_y 沿参考轴Y的层压板弹性模量（MPa，Msi）

G_{12} 在12平面内的单层剪切模量（MPa，Msi）

G_{xy} 在参考平面xy内的层压板剪切模量（MPa，Msi）

h_i 第i铺层或单层的厚度（mm，in）

M_x，M_y，M_{xy} （板壳分析中的）弯矩及扭矩分量（N-m/m，in-lbf/in）

n_f 每个单层在单位长度上的纤维数

Q_x，Q_y 分别垂直于x及y轴的板截面上，与z平行的剪力（N/m，lbf/in）

Q_{ij} (i，j=1，2，6) 折算刚度矩阵（Pa，psi）

u_x，u_y，u_z 位移向量的分量（mm，in）

u_x^0，u_y^0，u_z^0 层压板中面的位移向量分量（mm，in）

V_v 空隙含量（用体积百分数表示）

V_f 纤维含量或纤维体积（用体积百分数表示）

V_g 玻璃稀纱布含量（用体积百分数表示）

V_m 基体含量（用体积百分数表示）

V_x，V_y 边缘剪力或支承剪力（N/m，lbf/in）

W_f 纤维含量（用重量百分数表示）

W_g 玻璃稀纱布含量（用重量百分数表示）

W_m 基体含量（用重量百分数表示）

W_s 单位表面积的层压板重量（N/m^2，lbf/in^2）

α_1 沿1轴的单层热膨胀系数（m/m°C，in/in/°F）

α_2 沿2轴的单层热膨胀系数（m/m°C，in/in/°F）

α_x 层压板沿广义参考轴x的热膨胀系数（m/m°C，in/in/°F）

α_y 层压板沿广义参考轴y的热膨胀系数（m/m°C，in/in/°F）

α_{xy} 层压板的热膨胀剪切畸变系数（m/m°C，in/in/°F）

θ 单层在层压板中的方位角，即1轴与x轴间的夹角（°）

λ_{xy} 等于ν_{xy}与ν_{yx}之积

ν_{12} 由1方向伸长引起2方向收缩的泊松比*

ν_{21} 由2方向伸长引起1方向收缩的泊松比*

ν_{xy} 由x方向伸长引起y方向收缩的泊松比*

ν_{yx} 由y方向伸长引起x方向收缩的泊松比*

ρ_c 单层的密度（kg/m^3，lbf/in^3）

$\bar{\rho}_c$ 层压板的密度（kg/m^3，lbf/in^3）

ϕ (1)广义角坐标（°）

(2)偏轴加载中，x轴与载荷方向之间的夹角（°）

1.3.1.3 下标

认为下列下标记号是MIL-HDBK-17的标准记号：

1, 2, 3 单层的自然直角坐标（1是纤维方向或经向）

A 轴

a (1)胶粘的

(2)交变的

app 表观的

byp 旁路的

c (1)复合材料体系，特定的纤维/基体组合。复合材料作为一个整体，区别于单一的组分又当与上标撇号(')连用时，指夹层芯子

*因为使用了不同的定义，在对比不同来源的泊松比以前，应当检查其定义。

	(2)临界的
cf	离心力
e	疲劳或耐久性
eff	有效的
eq	等效的
f	纤维
g	玻璃稀纱布
H	圈
i	顺序中的第*i*位置
L	横向
m	(1)基体
	(2)平均
max	最大
min	最小
n	(1)序列中的第*n*个（最后）位置
	(2)标准的、法向的
p	极的、极性的
s	对称
st	加筋条
T	横向
t	在*t*时刻的参量值
x, *y*, *z*	广义坐标系
Σ	总和或求和
o	初始点数据或参考数据
()	表示括号内的项相应于特定温度的格式。RT——室温（21℃，70℉）；除非另有说明，所有温度以华氏温度（℉）表示*。

1.3.1.4 上标

在MIL-HDBK-17中，认为下列上标记号是标准的。

b	弯曲
br	挤压
c	(1)压缩
	(2)蠕变
cc	压缩折曲
cr	压缩屈曲
e	弹性
f	纤维
g	玻璃稀纱布

* 译者注：在译文中一般情况下用摄氏温度（℃）表示。

is	层间剪切
(*i*)	第*i*铺层或单层
lim	限制，用指限制载荷
m	基体
ohc	开孔压缩
oht	开孔拉伸
p	塑性
pl	比例极限
rup	断裂
s	剪切
scr	剪切屈曲
sec	割线（模量）
so	偏轴剪切
T	温度或热
t	拉伸
tan	切线（模量）
u	极限的
y	屈服
'	二次（模量），与下标c连用时指蜂窝夹芯的性能。
CAI	冲击后压缩

1.3.1.5 缩写词

在MIL-HDBK-17中，使用下列缩写词。

AA	atomic absorption（原子吸收）
AES	Auger electron spectroscopy（Auger电子能谱术）
AIA	Aerospace Industries Association（航宇工业协会）
ANOVA	analysis of variance（变异分析）
ARL	US Army Research Laboratory（美国陆军研究所）
ASTM	American Society for Testing and Materials（美国材料试验学会）
BMI	bismaleimide（双马来酰亚胺）
BVID	barely visible impact damage（目视勉强可见冲击损伤）
CAI	compression after impact（冲击后压缩）
CCA	composite cylinder assemblage（复合材料圆柱组合）
CFRP	carbon fiber reinforced plastic（碳纤维增强复合材料）
CLS	crack lap shear（裂纹搭接剪切）
CMCS	Composite Motorcase Subcommittee（JANNAF）（复合材料发动机箱分会（JANNAF））
CPT	cured ply thickness（固化后单层厚度）
CTA	cold temperature ambient（低温环境）
CTD	cold temperature dry（低温干态）

CTE	coefficient of thermal expansion（热膨胀系数）
CV	coefficient of variation（变异系数）
CVD	chemical vapor deposition（化学气相沉积）
DCB	double cantilever beam（双悬臂梁）
DDA	dynamic dielectric analysis（动态电介质分析）
DLL	design limit load（设计限制载荷）
DMA	dynamic mechanical analysis（动态力学分析）
DoD	Department of Defense（国防部）
DSC	differential scanning calorimetry（差示扫描量热法）
DTA	differential thermal analysis（示差热分析）
DTRC	David Taylor Research Center（David Taylor研究中心）
ENF	end notched flexure（端部缺口弯曲）
EOL	end-of-life（寿命结束）
ESCA	electron spectroscopy for chemical analysis（化学分析的电子能谱术）
ESR	electron spin resonance（顺磁共振、电子自旋共振）
ETW	elevated temperature wet（湿热）
FAA	Federal Aviation Administration（联邦航空管理局）
FFF	field flow fractionation（场溢分馏法）
FGRP	fiberglass reinforced plastic（玻璃纤维增强塑料）
FMECA	Failure Modes Effects Criticality Analysis（破坏模式影响的危险度分析）
FOD	foreign object damage（外来物损伤）
FTIR	Fourier transform infrared spectroscopy（福里哀变换红外光谱法）
FWC	finite width correction factor（有限宽修正系数）
GC	gas chromatography（气相色谱分析）
GSCS	Generalized Self Consistent Scheme（广义自相容方案）
HDT	heat distortion temperature（热扭变温度）
HPLC	high performance liquid chromatography（高精度液相色层分离法）
ICAP	inductively coupled plasma emission（感应耦合等离子体发射）
IITRI	Illinois Institute of Technology Research Institute（伊利诺斯理工研究所）
IR	infrared spectroscopy（红外光谱学）
ISS	ion scattering spectroscopy（离子散射光谱学）
JANNAF	Joint Army，Navy，NASA and Air Force（陆、海军、NASA及空军联合体）
LC	liquid chromatography（液相色层分离法）
LPT	laminate plate theory（层压板理论）
LSS	laminate stacking sequence（层压板铺层顺序）
MMB	mixed mode bending（混合型弯曲）
MOL	material operational limit（材料工作极限）
MS	mass spectroscopy（质谱（分析）法）
MSDS	material safety data sheet（材料安全数据单）

MTBF	Mean Time Between Failure（破坏间的平均时间）
NAS	National Aerospace Standard（国家航空航天标准）
NASA	National Aeronautics and Space Administration（国家航空航天局）
NDI	nondestructive inspection（无损检测）
NMR	nuclear magnetic resonance（核磁共振）
PEEK	polyether ether ketone（聚醚醚酮）
RDS	rheological dynamic spectroscopy（流变动态波谱学）
RH	relative humidity（相对湿度）
RT	room temperature（室温）
RTA	room temperature ambient（室温大气环境）
RTD	room temperature dry（室温干态）
RTM	resin transfer molding（树脂转移模塑）
SACMA	Suppliers of Advanced Composite Materials Association（先进复合材料供应商协会）
SAE	Society of Automotive Engineers（汽车工程师协会）
SANS	small-angle neutron scattering spectroscopy（小角度中子散射光谱学）
SEC	size-exclusion chromatography（尺度筛析色谱法）
SEM	scanning electron microscopy（扫描电子显微镜）
SFC	supercritical fluid chromatography（超临界流体色谱法）
SI	International System of Units(Le Système International d'Unités)（国际单位制）
SIMS	secondary ion mass spectroscopy（次级离子质谱（法））
TBA	torsional braid analysis（扭转编织分析）
TEM	transmission electron microscopy（发射电子显微镜）
TGA	thermogravimetric analysis（热解重量分析）
TLC	thin-layer chromatography（薄层色谱法）
TMA	thermal mechanical analysis（热量力学分析）
TOS	thermal oxidative stability（热氧化稳定性）
TVM	transverse microcrack（横向微裂纹）
UDC	unidirectional fiber composite（单向纤维复合材料）
VNB	V-notched beam（V缺口梁）
XPS	X-ray photoelectron spectroscopy（X-射线光电光谱学）

1.3.2 单位制

遵照1991年2月23日的国防部指示5000.2，Part 6，Section M“使用公制系统”的规定，通常，MIL-HDBK-17中的数据同时使用国际单位制（SI制）和美国习惯单位制（英制）。ASTM E-380《度量制实施标准》则提供了准备作为世界标准度量单位的SI制（文献1.6.2(a)）的应用指南。下列出版物（文献1.6.2(b)-(e)）提供了使用SI制及换算因子的进一步指南：

(1) DARCOM P 706-470, *Engineering Design Handbook: Metric Conversion Guide*, July 1976.

(2) NBS Special Publication 330, "The International System of Units (SI)," National

Bureau of Standards, 1986 edition.

(3) NBS Letter Circular LC 1035, "Units and Systems of Weights and Measures, Their Origin, Development, and Present Status," National Bureau of Standards, November 1985.

(4) NASA Special Publication 7012, "The International System of Units Physical Constants and Conversion Factors", 1964.

表1.3.2列出了与MIL-HDBK-17数据有关的、由英制向SI制换算的因子。

表1.3.2 英制与SI制换算因子

由	换算为	乘以
Btu/in^2-s	W/m^2	1.634246E+06
But-in（s-ft^2-℉）	W/(mK)	5.192204E+02
华氏度（℉）	摄氏度（℃）	T_C=(T_F -32)/1.8
华氏度（℉）	开氏度（K）	T_K=(T_F+459.67)/1.8
ft	m	3.048000E-01
ft^2	m^2	9.290304E-02
ft/sec	m/s	3.048000E-01
ft/s^2	m/s^2	3.048000E-01
in	m	2.540000E-02
in^2	m^2	6.451600E-04
in^3	m^3	1.638706E-05
kgf	牛顿（N）	9.806650E+00
kgf/m^2	帕斯卡（Pa）	9.806650E+00
kip（1000 lbf）	牛顿（N）	4.448222E+03
ksi（kip/in^2）	MPa	6.894757E+00
lbf-in	N-m	1.129848E-01
lbf-ft	N-m	1.355818E+00
lbf/in^2（psi）	帕斯卡（Pa）	6.894757E+03
lb/in^3	kg/m^3	2.767990E+04
Msi（106psi）	GPa	6.894757E+00
磅力（lbf）	牛顿（N）	4.48222E+00
磅质量（lb 重）	千克（kg）	4.535924E-01
Torr（毛）	帕斯卡（Pa）	1.33322E+02

* 换算因子中的字母“E”表示幂指数，字母“E”之后的二位数表示以10为底的幂次方。

1.4 定义

在MIL-HDBK-17中使用下列的定义。这个术语表还不很完备，但它给出了几乎所有的常用术语。当术语有其他意义时，将在正文和表格中予以说明。为了便于查找，这些定义按照英文术语的字母顺序排列。

A基准值（A-basis）或A值（A-Value）——建立在统计基础上的材料性能。指定测量

值母体的第一百分位数上的95%下置信限，也是对指定母体中99%较高值的95%下容许限。

A阶段（A-Stage）——热固性树脂反应的早期阶段，在该阶段中，树脂仍可溶于一定液体，并可能为液态，或受热时能变成液态。（有时也称之为**甲阶段（resol）**）。

吸收（Absorption）——某种材料（吸收剂）吸收另一种材料（被吸收物质）的过程。

促进剂（Accelerator）—— 一种材料，当其与某种催化的树脂相混合时，将加速催化剂与树脂之间的化学反应。

准确度（Accuracy）——指测量值或计算值与已被认可的一些标准或规定值之间的吻合程度。准确度中包括了操作的系统误差。

加成聚合反应（Addition Polymerization）——用重复添加的方法，使单体链接起来形成聚合物的聚合反应；反应中不脱除水分子或其他简单分子。

粘合（Adhesion）——通过加力或联锁作用，或者通过二者同时作用，使得两个表面在界面处结合在一起的状态。

胶粘剂（Adhesive）——能通过表面粘合，把两种材料结合在一起的物质。在本手册里，专指所生成的连接部位能传递大结构载荷的那些结构胶粘剂。

ADK——表示k样本Anderson-Darling统计量，用于检验k批数据具有相同分布的假设。

代表性样本（Aliquot）——较大样本中一个小的代表性样本。

老化（Aging）——在大气环境下曝露一段时间对材料产生的影响；将材料在某个环境下曝露一段时间间隔的处理过程

大气环境（Ambient）——周围的环境情况，例如压力与温度。

滞弹性（Anelasticity）——某些材料所显示的一种特性，其应变是应力与时间二者的函数。这样，虽然没有永久变形存在，在载荷增加以及载荷减少的过程中，都需要有一定的时间，才达到应力与应变之间的平衡。

角铺层（Angleply）——任何由正、负θ铺层构成的均衡层压板，其中θ与某个参考方向成锐角。

各向异性（Anisotropic）——非各向同性；即随着（相对于材料固有自然参考轴系的）取向的变化，材料的力学及/或物理性能不同。

芳纶（Aramid）—— 一种人造纤维，其纤维的构成物质是一种长链的合成芳族聚酰胺，其中至少有85%的酰胺基（-CONH-）是直接与两个芳基环链接的。

纤维面积重量（Areal Weight of Fiber）——单位面积预浸料中的纤维重量，常用g/m^2表示，换算因子见表1.3.2。

人工老化（Artificial Weathering）——指曝露在某些实验室条件下；这些条件可能是循环改变的，包括在各种地理区域内的温度、相对湿度、辐照能的变化，以及其大气环境中其他任何因素的变化。

纵横比、长径比（Aspect Ratio）——对于基本上为二维矩形形状的结构（如壁板），指其长向尺寸与短向尺寸之比。但在压缩加载下，有时是指其沿载荷方向的尺寸与横向尺寸之比。另外，在纤维的细观力学里，则指纤维长度与其直径之比。

热压罐（Autoclave）—— 一种封闭的容器，用于对在容器内进行化学反应或其他作业的物体，提供一个加热的或不加热的流体压力环境。

热压罐模压（Autoclave Molding）—— 一种类似袋压成形的工艺技术。将压力袋覆

盖在铺贴件上，然后，把整个组合放入一个可提供热量和压力以进行零件固化的热压罐中。这个压力袋通常与外界相通。

编织轴（Axis of Braiding）——编织的构型沿其伸展的方向。

B基准值（B-basis）或B值（B-Value）——建立在统计基础上的材料性能。指定测量值母体的第十百分位数上的95%下置信限，也是对指定母体中90%较高值的95%下容许限。（见第一卷，8.1.4节。）

B阶段（B-Stage）——热固性树脂反应过程的一个中间阶段；在该阶段，当材料受热时变软，同时，当与某些液体接触时，材料会出现溶胀但并不完全熔化或溶解。在最后固化前，为了操作和处理方便，通常将材料预固化至这一阶段。（有时，也称为**乙阶段（resitol）**）。

袋压成形（Bag Molding）—— 一种模压或层压成形的方法；通过对一种柔性材料施加流体压力，将压力传到被模压或胶接的材料上。通常使用空气、蒸汽、水，或者用抽真空的手段，来提供流体压力。

均衡层压板（Balanced Laminate）—— 一种复合材料层压板，其所有非0°和非90°的其他相同角度单层，均只正、负成对出现（但未必相邻）。

批、批料（Batch）或批、组（Lot）——对于纤维和树脂，指在同一加工过程中形成、并具有同一特性的一些材料。对于预浸料、单层和层压板，则指用同一批纤维和同一批树脂制成的材料。

挤压面积（Bearing Area）——销子直径与试件厚度之积。

挤压载荷（Bearing Load）——作用于接触表面上的压缩载荷。

挤压屈服强度（Bearing Yield Strength）——指当材料中挤压应力与挤压应变的比例关系出现偏离并到某一规定限值时，其所对应的挤压应力值。

弯曲试验（Bend Test）——用弯曲或折叠来测量材料延性的一种试验方法；通常是用持续加力的办法。在某些情况下，试验中可能包括对试件进行敲击；这个试件的截面沿一定长度是基本均匀的，而该长度则是截面最大尺寸的几倍。

粘接剂（Binder）——在制造模压制件过程中，为使毡子或预成形件中的纱束粘在一起而使用的一种胶接树脂。

二项随机变量（Binomial Random Variable）——指一些独立试验中的成功次数，其中每次试验的成功概率是相同的。

双折射率（Birefringence）——指（纤维的）两个主折射率之差，或指在材料给定点上其光程差与厚度之比。

吸胶布（Bleeder Cloth）—— 一层非结构的材料，以便在复合材料零件制造时排出固化过程中的多余气体和树脂。吸胶布在完成固化后被除去，因而并不构成复合材料制件的一部分。

筒子架（Bobbin）—— 一种圆筒状或略带锥形的桶体，带突缘或无突缘，用于缠绕无捻纱、粗纱或有捻纱。

胶接（Bond）——用胶作粘结剂或不用胶，把一个表面粘着到另一个表面上。

编织物（Braid）——由三根或多根纱线所构成的体系，其中的纱彼此交织，但没有任何两根纱线是相互缠绕的。

编织角（Braid Angle）——与编织轴之间的真实角度。

双轴编织（Braid，Biaxial）——具有两个纱线系统的编织织物，其中一个纱线系统沿着+θ方向，而另一个纱线系统沿着-θ方向，角度由编织轴开始计量。

编织数（Braid Count）——沿编织织物轴线计算，每英寸上的编织纱数量。

菱形编织物（Braid, Diamond）——织物图案为一上一下（1×1）的编织织物。

窄幅织物（Braid, Flat）—— 一种窄的斜纹机织带；其每根纱线都是连续的，并与这个机织带的其他各纱相捻，但自身无捻。

Hercules编织物（Braid, Hercules）——图案为三上三下（3×3）的编织织物。

提花编织物（Braid, Jacquard）——借助于提花机进行的编织图案设计；提花机是个脱落机构，可用它独立地控制大量纱束，产生复杂的图案。

规则编织物（Braid, Regular）——织物图案为二上二下（2×2）的编织织物。

正方形编织物（Braid, Square）——其纱线构成一个正方形图案的编织织物。

两维编织物（Braid, Two-Dimensional）——沿厚度方向没有编织纱的编织织物。

三维编织物（Braid, Three-Dimensional）——沿厚度方向有一或多根编织纱的编织织物。

三轴编织物（Braid, Triaxial）——在编织轴方向上设置有衬垫纱的双轴编织织物。

编织（Braiding）—— 一种纺织的工艺方法；它将两个或多个纱束、有捻纱或带子沿斜向缠绕，形成一个整体的结构。

宽幅（Broadgoods）—— 一个不太严格的术语，指宽度大于约305 mm（12 in）的预浸料，它们通常由供货商以连续卷提供。这个术语通常用于指经过校准的单向带预浸料及织物预浸料。

（复合材料）屈曲（Buckling （Composite））—— 一种结构响应的模式，其特征是，由于对结构元件的压缩作用，导致材料的面外挠曲变形。在先进复合材料里，屈曲不仅可能采取常规的总体或局部失稳形式，同时也可能采取一些单独纤维的细观失稳形式。

（无捻）纤维束（Bundle）—— 一个普通术语，指一束基本平行的长丝或纤维。

C阶段（C-Stage）——热固性树脂固化反应的最后阶段，在该阶段，材料成为几乎既不可溶解又不可熔化的固态。（通常认为已充分固化，有时称为**丙阶段（resite）**）

绞盘（Capstan）—— 一种摩擦型提取装置，用以将编织物由折缝移开，其移动速度决定了编织角。

碳纤维（Carbon Fibers）——将有机前驱体纤维（如人造纤维、聚丙烯腈（PAN））进行高温分解，再置于一种惰性气体内，从而生产出的纤维。这个术语通常可与“石墨”纤维（graphite）互相通用；然而，碳纤维与石墨纤维的差别在于，其纤维制造和热处理的温度不同，以及所形成纤维的碳含量不同。典型情况是，碳纤维在大约1 300°C（2 400°F）时进行碳化，经检验含有93%-95%的碳；而石墨纤维则在1 900-3 000°C（3 450-5 450°F）进行石墨化，经检验含有99%以上的元素碳。

载体（Carrier）——通过编织物的编织动作来输送有捻纱的机械装置，典型的载体包括筒子架纺锤、迹径跟随器和拉紧装置。

均压板（Caul Plates）—— 一种无表面缺陷的平滑金属板，与复合材料铺层具有相同尺寸和形状。在固化过程中，均压板与铺贴层直接接触，以传递垂直压力，并使层压板制件的表面平滑。

检查（Censoring）——如果每当观测值小于或等于M（大于或等于M）时，记录其实际观测值，则称数据在M处是右（左）检查的。若观测值超过（小于）M，则观测值记为M。

链增长聚合反应（Chain-Growth Polymerization）——两种主要聚合反应机制之一。在这种链锁聚合反应中，这些反应基在增长过程中不断地重建。一旦反应开始，通过由某个特殊反应引发源（可以是游离基、阳离子或阴离子）所开始的反应链，使聚合物的分子迅速增长。

层析图（Chromatogram）——混合物溶液体系中的洗出溶液（洗出液）经色谱仪分离后，各组分峰值的色谱仪响应图。

缠绕循环（Circuit）——缠绕机中纤维给进机构的一个完整往返运动。缠绕段的一个完整往返运动，是从任意一点开始，到缠绕路径中、通过该起点并到与轴相垂直的平面上的另外一点为止。

共固化（Cocuring）——指在同一固化周期中，在将一个复合材料层压板固化的同时，将其胶接到其他已经准备的表面上。（见二次胶接Secondary Bonding）。

线性热膨胀系数（Coefficient of Linear Thermal Expansion）——温度升高一度，每单位长度上所产生的长度改变。

变异系数（Coefficient of Variation）——母体（或样本）标准差与母体（或样本）平均值之比。

准直（Collimated）——使平行。

相容（Compatible）——指不同树脂体系能够彼此在一起处理，且不致使最终产品性能下降的能力。

复合材料分类（Composite Class）——本手册中指复合材料的一种主要分类方式，其分类按纤维体系和基体类型定义，如有机基纤维复合材料层压板。

复合材料（Composite Material）——复合材料是由成分或形式在宏观尺度都不同的材料构成的复合物。各组分在复合材料中保持原有的特性，即各组分尽管变形一致，但它们彼此完全不溶解或者相互不合并。通常，各组分从物理上能够区别，并且相互间存在界面。

混合料（Compound）——具有最终成品所需各种材料的一种或多种聚合物的混合物。

缩聚反应（Condensation Polymerization）—— 一种特殊形式的逐步聚合反应，其特点是，在反应基的逐级加成过程中，有水或其他简单分子的生成。

置信系数 （Confidence Coefficient）——见置信区间Confidence Interval。

置信区间（Confidence Interval）——置信区间按下列三者之一进行定义：

$$(1)\quad p\{a<\theta\}\leq 1-a$$

$$(2)\quad p\{\theta<b\}\leq 1-a$$

$$(3)\quad p\{a<\theta<b\}\leq 1-a$$

式中 1-α 称为置信系数。称类型(1)或(2)的描述为单侧置信区间，而称类型(3)的描述为双侧置信区间。对于式(1)，α为下置信限；对于式(2)，b 为上置信限。置信区间内包含参数θ的概率，至少为 1-α。

组分（Constituent）——通常指一个大组合的元素。在先进复合材料中，主要的组分是纤维和基体。

长丝（Continuous Filament）——指其纱线与纱束的长度基本相同的纱束。

耦联剂（Coupling Agent）—— 一种与复合材料的增强体或基体发生作用的化学物质，用以形成或提供较强的界面胶接。耦合剂通过水溶液或有机溶液或由气体相加到增强体中，或作为添加剂加到基体中。

覆盖率（Coverage）——对表面上被编织物所覆盖部分的量度。

龟裂（Crazing）——在有机基体表面或表面下的可见细裂纹。

筒子架（Creel）—— 一个用来支持无捻纱、粗纱或纱线的构架，以便能平稳而均匀地拉动很多丝束，而不会搞乱。

蠕变（Creep）——外加应力所引起应变中与时间有关的那部分应变。

蠕变率（Creep, Ratio of）——蠕变（应变）-时间曲线上，在给定时刻处的曲线斜率。

卷曲（Crimp）——编织过程中在编织织物内产生的波纹。

卷曲角（Crimp Angle）——从丝束的平均轴量起、单个编织纱的最大锐角。

卷曲转换（Crimp Exchange）——使编织纱体系在受拉或压时达到平衡的工艺。

临界值（Critical Values）——当检验单侧统计假设时，其临界值是指，如果该检验的统计大于（小于）此临界值时，这个假设将被拒绝。当检验双侧统计假设时，要决定两个临界值，如果该检验的统计小于较小的临界值时，或大于较大的临界值时，这个假设将被拒绝。在以上这两种情况下，所选取的临界值取决于所希望的风险，即当此假设为真实但却被拒绝的风险，（通常取0.05）。

正交铺层（Crossply）——指任何非单向的长纤维层压板，与角铺层的意义相同。在某些文献中，术语“正交铺层”只指各铺层间彼此成直角的层压板，而“角铺层”则指除此之外的所有其他铺层方式。在本手册中，这两个术语被作为同义词使用。由于使用了层压板铺层方向代码，因而没有必要只为其中某种基本铺层方向而保留单独的术语。

累积分布函数（Cumulative Distribution Function）——见第一卷，8.1.4节。

固化（Cure）——指通过化学反应，即缩合反应、闭环反应或加成反应等，使热固性树脂的性能发生不可逆的变化。可以在添加或不加催化剂、在加热或者不加热的情况下，通过添加固化（交联）剂来实现固化。同时，也可通过加成反应实现固化，如环氧树脂体系的酐固化过程。

固化周期（Cure Cycle）——指为了达到规定的性能，将反应的热固性材料置于规定的条件下进行处理的时间进程。

固化应力（Cure Stress）——复合材料结构在固化过程中所产生的残余内应力。一般情况下，当不同的铺层具有不同的热膨胀系数时，会产生固化应力。

脱胶（Debond）——指有意将胶接接头或胶接界面剥离*，通常用于修理或重新加工情况。（见**脱粘Disbond，未粘住Unbond**）。

变形（Deformation）——由于施加载荷或外力所引起的试件形状变化。

退化（Degradation）——指在化学结构、物理特性或外观等方面出现的有害变化。

分层（Delamination）——指层压板中铺层之间的材料分离。分层可能出现在层压板中的局部区域，也可能覆盖很大的区域。在层压板固化过程或在随后使用过程的任何时刻，都可能因各种原因出现分层。

旦（Denier）—— 一种表示线性密度的直接计量体系，等于9000m长的纱、长丝、纤

---

* 译者注：原文为A deliberate separation of a bonded joint or interface。

维或其他纺织纱线所具有的质量（克）。

密度（Density）——单位体积的质量。

解吸（Desorption）——指从另一种材料中释放出所吸收或所吸附材料的过程。解吸是吸收、吸附的逆过程，或者，是这二者的逆过程。

偏差（Deviation）——相对于规定尺度或要求的差异，通常规定其上限或下限。

介电常数（Dielectric Constant）——板极之间具有某一介电常数的电容器，当以真空取代电解质时，二者电容之比即其介电常数，这是对单位电压下每单位体积所储存电荷的一个度量。

介电强度、抗电强度、绝缘强度（Dielectric strength）——当电解质材料破坏时，单位厚度的平均电压。

脱胶（Disbond）——在两个被胶接体间的胶接界面内出现胶接破坏或分离情况的区域。在结构寿命的任何时间，都可能由于各种原因发生脱胶。另外，用通俗的话来说，脱胶还指在层压板制品两个铺层间的分离区域，（这时，通常更多使用“分层”一词。）（见**脱胶Debond，未粘住Unbond，分层Delamination**）。

分布（Distribution）——一个公式，给出某个数值落入指定范围内的概率。（见**正态分布，Weibull分布和对数正态分布**。）

干态（Dry）——在相对湿度为5%或更低的周围环境下，材料达到湿度平衡的一种状态。

干纤维区（Dry Fiber Area）——指纤维未完全被树脂包覆的纤维区域。

延展性（Ductility）——材料在出现断裂之前的塑性变形能力。

弹性（Elasticity）——在卸除引起变形的作用力之后，材料能立即恢复到其初始尺寸及形状的特性。

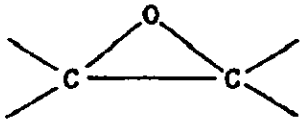
伸长（率）（Elongation）——在拉伸试验中，试件标距长度的增加或伸长，通常用初始标距的百分数来表示。

洗出液（Eluate）——（液相层析分析中）由分离塔析出的液体。

洗提剂（Eluent）——对进入、通过以及流出分离塔的标本（溶质）成分，进行净化或洗提所使用的液体（流动相）。

丝束（End）——指正被织入或已被织入到产品中的单根纤维、纱束、无捻纱或有捻纱，丝束可以是机织织物中的一支经纱或细线。对于芳纶和玻璃纤维，丝束通常是未加捻的连续长丝纱束。

环氧当量（Epoxy Equivalent Weight）——含有一个化学当量环氧基树脂所相应的重量，用克数表示。



环氧基

环氧树脂（Epoxy Resin）——指具有如右图所示环氧基特征的一些树脂，但其结构形式可能是多样的。（环氧基或环氧化物基通常表现为环氧丙基醚、环氧丙基胺、或作为脂环族系的一部分。通常复合材料应用芳族型环氧树脂。）

引伸计（Extensometer）——用于测量线性应变的一种装置。

F-分布（F-Distribution）——见第一卷，8.1.4节。

织物（非机织）（Fabric, Nonwoven）——通过机械、化学、加热或溶解的手段、以及这些手段的组合，实现纤维的胶接、联锁或胶接加联锁，从而形成的一种纺织结构。

织物（机织）（Fabric, Woven）——由交织的纱或纤维所构成的一种普通材料结构，通常为平面结构。在本手册中，专指用先进纤维纱按规定的编织花纹所织成的布，用作为先进复合材料单层中的纤维组分。在这个织物单层中，其经向被取为纵向，类似于长丝单层中的长丝纤维方向。

折缝（Fell）——在编织形式中的某种点，其定义为编织体系的纱线终止彼此相对运动的点。

纤维（Fiber）——长丝材料的一般术语。通常把纤维用作为长丝的同义词，把纤维作为一般术语，表示有限长度的长丝。天然或人造材料的一个单元，它构成了织物或其他纺织结构的基本要素。

纤维含量（Fiber Content）——复合材料中含有的纤维数量。通常，用复合材料的体积百分数或重量百分数来表示。

纤维支数（Fiber Count）——复合材料的规定截面上，单位铺层宽度上的纤维数目。

纤维方向（Fiber Direction）——纤维纵轴在给定参考轴系中的取向或排列方向。

纤维体系（Fiber System）——构成先进复合材料的纤维组分中，纤维材料的类型及排列方式。纤维体系的例子有，校准平行的长纤维或纤维纱、机织织物、随机取向的短纤维带、随机纤维毡、晶须等。

纤维体积含量（Fiber Volume （Fraction））——见**纤维含量（Fiber Content）**。

单丝、长丝（Filament）——纤维材料的最小单元。这是在抽丝过程中形成的基本单元，把它们聚集构成纤维束（以用于复合材料）。通常长丝的长度很长直径很小，长丝一般不单独使用。当某些纺织长丝具有足够的强度和韧性时，可以用作为纱线。

长丝复合材料（Filamentary Composites）——用连续纤维进行增强的一种复合材料。

纤维缠绕（Filament Winding）——见**缠绕（Winding）**

纤维缠绕的（Filament Wound）——指与用纤维缠绕加工方法所制成产品有关的。

纬纱（Fill）——机织织物中与经纱成直角、从布的织边到织边布置的纱线。

填料（Filler）——添加到材料中的一种相对惰性的物质，用以改变材料的物理、力学、热力学、电学性能以及其他的性能，或用以降低材料的成本。有时，这个术语专指颗粒状添加物。

表面处理剂（Finish）或浸润材料（Size System）—— 一种用于处理纤维（表面）的材料，其中含有耦联剂，以改善复合材料中纤维表面与树脂基体之间的结合。此外，在表面处理剂中还经常含有一些成分，它们可对纤维表面提供润滑，防止操作过程中的纤维表面擦伤；同时，还含有粘合剂，以增进纱束的整体性，及便于纤维的包装。

确定性影响（Fixed Effect）——由于处理或条件有一特定改变，使测定量出现的某个系统移位。（见第一卷，8.1.4节。）

溢料（Flash）——指从模具或模子分离面溢出的，或从封闭模具中挤出的多余材料。

仿型样板（Former Plate）——附着在编织机上，用于帮助进行折缝定位的一种便模。

断裂延性（Fracture Ductility）——断裂时的真实塑性应变。

标距（Gage Length）——在试件上需要确定应变或长度变化的某一段初始长度。

凝胶（Gel）——树脂固化过程中，由液态逐步发展成的初始胶冻状固态。另外，也指由含有液体的固体聚集物所组成的半固态体系。

凝胶涂层（Gel Coat）—— 一种快速固化的树脂，用于模压成形过程中改善复合材料的表面状态，它是在脱模剂之后，最先涂在模具上的树脂。

凝胶点（Gel Point）——指液体开始呈现准弹性性能的阶段。（可由黏度-时间曲线上的拐点发现这个凝胶点。）

凝胶时间（Gel Time）——指从预定的起始点到凝胶开始（凝胶点）的时间周期，由具体的试验方法确定。

玻璃（Glass）—— 一种熔融物的无机产品，它在冷却成固体状态时没有产生结晶。在本手册中，凡说到玻璃，均指其（用作为长丝、机织织物、纱、毡以及短切纤维等情况的）纤维形态。

玻璃布（Glass Cloth）——按照常规机织的玻璃纤维材料（见**稀纱布Scrim**）。

玻璃纤维（Glass Fibers）—— 一种由熔融物抽丝、冷却后成为非晶刚性体的无机纤维。

玻璃化转变（Glass Transition）——指非晶态聚合物、或处于无定形阶段的部分晶态聚合物的可逆变化过程；或者由其黏性状态或橡胶状态转变成硬而相对脆性的状态，或由其硬而相对脆性的状态转变为黏性状态或橡胶状态。

玻璃化转变温度（Glass Transition Temperature）——在发生玻璃化转变的温度范围内，其近似的中点温度值。

石墨纤维（Graphite Fibers）——见**碳纤维（Carbon Fibers）**。

坯布（Greige）——指未经表面处理的织物。

手工铺贴（Hand Lay-up）—— 一种工艺过程，即把构件放到模具上或工作台面上，然后用手工将随后的铺层铺叠起来。

硬度（Hardness）——抵抗变形的能力；通常通过压痕来测定硬度。标准试验形式有布氏（Brinell）试验、洛氏（Rockwell）试验、努普（Knoop）试验以及维克（Vickers）试验。

热清洁（纤维）（Heat Cleaned）——指将玻璃纤维或其他纤维曝露在高温中，以除去其表面上与所用树脂体系不相容的浸润剂或粘接剂。

多相性（Heterogeneous）——说明性术语，表示材料是由各自单独可辨的各种不相似成分组成；也指由内部边界分开且性能不同的区域所组成的介质。（注意，非均质材料不一定是多相的。）

均质性（Homogeneous）——说明性术语，指其成分处处均匀的材料；也指无内部物理边界的介质；还指其性能在内部每一点处均相同的材料，即材料性能相对于空间坐标为常数（但是，对方向坐标则不一定）。

水平剪切（Horizontal Shear）——有时用于指层间剪切。在本手册中这是一个未经认可的术语。

相对湿度（Humidity, Relative）——指当前水蒸汽压与相同温度下标准水蒸汽压之比。

混杂（Hybrid）——指由两种或两种以上复合材料体系的单层所构成的复合材料层压板，或指由两种或两种以上不同的纤维（如碳纤维与玻璃纤维，或碳纤维与芳纶纤维）相组合而构成的结构（单向带、织物及其他可能组合成的结构形式）。

吸湿的（Hygroscopic）——指能够吸纳并保存大气的湿气。

滞后（Hysteresis）——指在一个完整的加载及卸载循环中所吸收的能量。

夹杂（Inclusion）——在材料或部件内部中出现的物理的或机械的不连续体，一般由夹带的外来固态材料构成。夹杂物通常可以传递一些结构应力和能量场，但其传递方式却明显不同于母体材料。

整体复合材料结构（Integral Composite Structure）——指把本身包含几个结构元件的结构，作为一个单一、复杂、连续的整体进行铺贴和固化后所得的复合材料结构。例如，把翼梁、翼肋以及机翼盒段的加筋蒙皮，制成一个单一的整体零件，而不是去分别制造这些结构元件，再按常规方式、用胶接或机械紧固件将其装配起来的结构。有时，也不太严格地用该术语泛指任何不用机械连接件进行装配的复合材料结构。

界面（Interface）——指复合材料中物理上可区别的不同组分之间的边界。

层间的（Interlaminar）——指在层压板单层之间的。

讨论：用于说明相邻单层之间存在或出现的物体（如空隙）、事件（如断裂）或势场（如应力）。

层间剪切（Interlaminar Shear）——使层压板中两个铺层沿其界面产生相对位移的剪切力。

中间挤压应力（Intermediate Bearing Stress）——指挤压的载荷-变形曲线上某点所对应的挤压应力，在该点处的切线斜率等于挤压应力除以初始孔径后的某个给定百分数（通常为4%）。

层内的（Intralaminar）——指在层压板的单层之内的。

讨论：用于说明存在或出现的物体（如空隙）、事件（如断裂）或势场（如应力）。

各向同性（Isotropic）——指所有方向均具有一致的性能。各向同性材料中，性能的测量值与测试轴的方向无关。

挤卡状态（Jammed State）——编织织物在受拉伸或压缩时，此时，其织物变形情况取决于纱的变形性能的一种状态。

针织（Knitting）——将单根或多根纱的一系列线圈相互联锁以形成织物的一种方法。

转折区域（Knuckle Area）——在纤维缠绕部件不同几何形状截面之间的过渡区域。

***k*样本数据（k-Sample Data）**——从*k*批样本中取样时，由这些观测值所构成的数据集。

衬垫纱（Laid-In Yarns）——在三轴编织物中，夹在斜纱之间的一个纵向纱体系。

单层（Lamina）——指层压板中一个单一的铺层或层片。

讨论：在缠绕时，一个单层就是一个层片。

单层（laminae）——单层（Lamina）的复数形式。

层压板（Laminate）——对于纤维增强的复合材料，指经过压实的一组单层（铺层），这些单层关于某一参考轴取同一方向角或多个方向角。

层压板取向（Laminate Orientation）——复合材料交叉铺设层压板的结构形态，包括交叉铺层的角度、每个角度的单层数目、以及准确的单层铺设顺序。

格子花纹（Lattice Pattern）——纤维缠绕的一种花纹，具有固定的开孔排列方式。

铺贴（Lay-up）（动词）——按照规定的顺序和取向，将材料的单层进行逐层叠合。

铺层（Lay-up）（名词）——(1)在固化或压实前，按照规定的顺序和取向铺层后的叠合件。(2)在固化或压实前，包括铺层叠合件、装袋材料、透气材料等的完整叠合体。(3)对层压板组分材料、几何特性等情况的描述。

对数正态分布（Lognormal Distribution）—— 一种概率分布。在该分布中，从母体中随机选取的观测值落入a和b（$0<a<b<B$）之间的概率，由正态分布曲线下面在log$a$和log$b$之间的面积给出。可以采用常用对数（底数10）或自然对数（底数e）（见第一卷，8.1.4节）。

下置信限（Lower Confidence Bound）——见**置信区间（Confidence Interval）**。

宏观（性能）（Macro）——当涉及复合材料时，表示复合材料作为结构元素的总体特性，而不考虑其个体的特性（即组分的特性）。

宏观应变（Macro Strain）——指任何有限测量标距范围内的平均应变；与材料的原子间距相比，这个标距是个大值。

芯模（Mandrel）——在用铺贴、纤维缠绕或编织方法生产零件的过程中，用作基准的一种成形装置或阳模。

毡子（Mat）——用粘接剂把随机取向的短切纤维或卷曲纤维松散地粘合在一起所构成的纤维材料。

材料验收（Material Acceptance）——对来料进行测试，以保证其满足要求。

材料取证（Material Qualification）——公司或机构在验收生产用材料时用的程序。

材料体系（Material System）——指一种特定的复合材料，它由按规定几何比例和排列方式的特定组分构成，并具有用数值定义的材料性能。

材料体系类别（Material System Class）——用于本手册时，指具有相同类型组分材料、但并不唯一定义其具体组分的一组材料体系；如石墨/环氧类材料。

材料变异性（Material Variability）——由于材料本身在空间与一致性方面的变化以及材料处理上的差异，而形成的一种变异源。（见第一卷，8.1.4节）。

基体（Matrix）——基本上是均质的材料；复合材料的纤维体系被嵌入其中。

基体含量（Matrix Content）——复合材料中的基体数量，用重量百分比或体积百分比来表示。

平均值（Mean）——见**样本平均值（Sample Mean）**和**母体平均值（Population Mean）**。

力学性能（Mechanical Properties）——材料在受力作用时与其弹性和非弹性反应相关的材料性能，或者关于其应力与应变之间关系的性能。

中位数（Median）——见**样本中位数（Sample Median）**和**母体中位数（Population Median）**。

细观（性能）（Micro）——当涉及复合材料时，仅指组分（即基体与增强材料）和界面的性能，以及这些性能对复合材料性能的影响。

微应变（Microstrain）——在标距的长度可与材料的原子间距相比时的应变。

弦线模量（Modulus, Chord）——应力应变曲线任意两点之间所引弦线的斜率。

初始模量（Modulus, Initial）——应力应变曲线初始直线段的斜率。

割线模量（Modulus, Secant）——从原点到应力应变曲线任何特定点所引割线的斜率。

切线模量（Modulus, Tangent）——由应力应变曲线上任一点切线所导出的应力差与应变差之比。

弹性模量（Modulus, Young's）——在材料弹性极限以内其应力差与应变差之比。（适用于拉伸与压缩情况）。

刚性模量（Modulus of Rigidity），剪切模量或扭转模量（Shear Modulus or Torsional

Modulus）——剪切应力或扭转应力低于比例极限时，其应力与应变之比值。

弯曲破断模量（Modulus of Rupture, in Bending）——指梁受载到弯曲破坏时，该梁最外层纤维（导致破坏的）最大拉伸或压缩应力值。该值由弯曲公式计算：

$$F^{b}=\frac{Mc}{I} \tag{1.7(a)}$$

式中： M=由最大载荷与初始力臂计算得到的最大弯矩；

c=从中性轴到破坏的最外层纤维之间的初始距离；

I=梁截面关于其中性轴的初始惯性矩。

扭转破断模量（Modulus of Rupture, in Torsion）——圆形截面构件受扭转载荷到达破坏时，其最外层纤维的最大剪切应力；最大剪切应力由下列公式计算：

$$F^{s}=\frac{Tr}{J} \tag{1.7(b)}$$

式中： T=最大扭矩；

r=初始外径；

J=初始截面的极惯性矩。

吸湿量（Moisture Content）——在规定条件下测定的材料含水量，用潮湿试件质量（即干物件质量加水分质量）的百分数来表示。

吸湿平衡（Moisture Equilibrium）——当试件不再从周围环境吸收水分，或向周围环境释放水分时，试件所达到的状态。

脱模剂（Mold Release Agent）——涂在模具表面上、有助于从模具中取出模制件的润滑剂。

模制边（Molded Edge）——在模压后实际不再改变而用于最终成形工件的边沿，特别是沿其长向没有纤维丝束的边沿。

模压（Molding）——通过加压和加热，使聚合物或复合材料成形为具有规定形状和尺寸的实体。

单层（Monolayer）——基本的层压板单元，由它构成交义铺设或其他形式的层压板。

单体（Monomer）—— 一种由分子组成的化合物，其中每个分子能提供一个或更多构成的单元。

NDE（Nondestructive Evaluation）——无损评定，一般认为是NDI（无损检测）的同义词。

NDI（Nondestructive Inspection）——无损检测。用以确定材料、零件或组合件的质量和特性，而又不致永久改变对象或其性能的一种技术或方法。

NDT（Nondestructive Testing）——无损试验，一般当作NDI（无损检测）的同义词。

颈缩（Necking）—— 一种局部的横截面面积减缩，这现象可能出现在材料受拉伸应力作用下的情况下。

负向偏斜（Negatively Skewed）——如果一个分布不对称且其最长的尾端位于左侧，则称该分布是负向偏斜的。

试件名义厚度（Nominal Specimen Thickness）——铺层的名义厚度乘以铺层数所得的厚度。

名义值（Nominal Value）——为方便设计而规定的值，名义值仅在名义上存在。

正态分布（Normal Distribution）—— 一种双参数（μ，σ）的概率分布族，观测值落入a和b之间的概率，由下列分布曲线在a和b之间所围面积给出：

$$f(x)=\frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}}e^{-(x-\mu)^2/2\sigma^2}$$

（见第一卷，8.1.4 节）。

归一化（Normalization）——将纤维控制性能的原始测试值，按某个单一（规定）的纤维体积含量进行修正的一种数学方法。

归一化应力（Normalized Stress）——相对于一个规定的纤维体积含量修正后的应力值，办法是，把测量的应力值乘以试件纤维体积与规定纤维体积之比。可以用实验的方法直接测量纤维体积而得出这个比值；或者用试件厚度与纤维面积重量直接计算这个比值。

观测显著性水平（OSL，Observed Significance Level）——当零假设（null hypotheses）成立时，观测到一个较极端的试验统计量的概率。

偏移剪切强度（Offset Shear Strength）——（由正确实施的材料性能剪切响应试验），弦线剪切弹性模量的平行线与剪切应力/应变曲线交点处对应的剪切应力值，在该点，这个平行线已经从原点沿剪切应变轴偏移了一个规定的应变偏置值。

低聚物（Oligomer）——只由几种单体单元构成的聚合物，如二聚物、三聚物等，或者是它们的混合物。

单侧容限系数（One-Side Tolerance Limit Factor）——见**容限系数（Tolerance Limit Factor）**。

正交各向异性（Orthotropic）-——具有三个相互垂直的弹性对称面（的材料）。

烘干（Oven Dry）——材料在规定的温度和湿度条件下加热，直到其质量不再有明显变化时的状态。

PAN纤维（PAN Fibers）——由聚（丙烯腈）纤维经过受控高温分解而得到的增强纤维。

平行层压板（Parallel Laminate）——由机织织物制成的层压板，其铺层均沿织物卷中原先排向的位置铺设。

平行缠绕（Parallel Wound）——描述将纱或其他材料绕到带突缘绕轴上的术语。

剥离层（Peel Ply）—— 一种不含树脂的材料层，用于保护层压板，供稍后进行二次胶接。

pH值（pH）——对于溶液酸碱度的度量，中性时数值为7，其值随酸度增加而逐渐减小，随碱度增加而逐渐提高。

纬纱密度（Pick Count）——机织织物每单位英寸或每公分长度的纬纱数目。

沥青纤维（Pitch Fibers）——由石油沥青或煤焦油沥青所制成的增强纤维。

塑料（Plastic）—— 一种含有一种或多种高分子量有机聚合物的材料，其成品为固态，但在其生产或加工为成品的某阶段，可以流动成形。

增塑剂（Plasticizer）—— 一种低分子量材料，加到聚合物中以使分子链分离，其结果是，降低了玻璃化转变温度，减小了刚度和脆性，同时改善工艺性。（注意，许多聚合物材料不需要使用增塑剂。）

合股纱（Plied Yarn）——由两段或两股以上的单支纱经一次操作加捻而成的纱。

层数（Ply Count）——在层压复合材料中，指用于构成该复合材料的铺层数或单层

数。

泊松比（Poisson's Ratio）——在材料的比例极限以内，均布轴向应力所引起横向应变与其相应轴向应变的比值（绝对值）。

聚合物（Polymer）—— 一种有机材料，其分子的构成特征是，重复一种或多种类型的单体单元。

聚合反应（Polymerization）——通过两个主要的反应机制，使单体分子链接一起而构成聚合物的化学反应。增聚合是通过链增进行，而大多数缩聚合则通过跃增来实现。

母体（Population）——指要对其进行推论的一组测量值，或者，指在规定的试验条件下有可能得到的测量值全体。例如，“在相对湿度95%和室温条件下，碳/环氧树脂体系A所有可能的极限拉伸强度测量值”。为了对母体进行推论，通常有必要对其分布形式作假设，所假设的分布形式也可称为母体。（见第一卷，8.1.4节）。

母体平均值（Population Mean）——在按母体内出现的相对频率对测量值进行加权后，给定母体内所有可能测量值的平均值。

母体中位数（Population Median）——指母体中测量值大于和小于它的概率均为0.5的值。（见第一卷，8.1.4节）。

母体方差（Population Variance）——母体离差的一种度量。

孔隙率（Porosity）——指实体材料中截留多团空气、气体或空腔的一种状态，通常，用单位材料中全部空洞体积所占总体积（实体加空洞）的百分比来表示。

正向偏斜（Positively Skewed）——如果是一个不对称分布，且最长的尾端位于右侧，则称该分布是正向偏斜。

后固化（Postcure）——补充的高温固化，通常不再加压，用以提高玻璃化温度、改善最终性能或完善固化过程。

适用期（Pot Life）——在与反应引发剂混合以后，起反应的热固性合成物仍然适合预期加工处理的时间周期。

精度（Precision）——所得一组观测值或试验结果相一致的程度，精度包括了重复性和再现性。

（碳或石墨纤维的）前驱体（Precursor）——用以制备碳纤维和石墨纤维的PAN（聚丙烯腈）纤维或沥青纤维。

预成形件（Preform）——干织物与纤维的组合体，准备提供某一种湿树脂注射工艺方法使用。可以对预成形件缝合，或者用其他方法加以稳定，以保持其A形态。一个混合的预成形件可以包含热塑性的纤维，并可用高温和加压来压实，而无需注射树脂。

预铺层（Preply）——预浸材料的铺层，它已经按照客户规定的铺层顺序进行了铺贴。

预浸料（Prepreg）——准备好可供模压或固化的片状材料，它可能是用树脂浸渍过的丝束、单向带、布或毡子，它可存放待用。

压力（Pressure）——单位面积上的力或载荷。

概率密度函数（Probability Density Function）——见第一卷，8.1.4节。

比例极限（Proportional Limit）——与应力应变的比例关系不存在任何偏离的情况（所谓虎克定律）下，材料所能承受的最大应力。

准各向同性层压板（Quasi-Isotropic Laminate）—— 一种均衡而对称的层压板，在这

层压板的某个给定点上，所关心的本构关系特性在层压板平面内呈现各向同性。

讨论：通常的准各向同性层压板为$[0/\pm60]_s$及$[0/\pm45/90]_s$。

随机影响（Random Effect）——由于某个外部（通常不可控）因素有特定量级的改变，测量值出现的变化。（见第一卷，8.1.4节）。

随机误差（Random Error）——数据变异中，由未知或不可控的因素造成，并且独立而不可预见地影响着每一观察值的那一部分。（见第一卷，8.1.4节）。

断面收缩（率）（Reduction of Area）——拉伸试验试件的初始截面积与其最小横截面积之差，通常表示为初始面积的百分数。

折射率（Refractive Index）——空气中的光速（具有确定波长）与在被检物质中的光速之比，也可定义成，当光线由空气穿入该物质时其入射角正弦与反射角正弦之比。

增强塑料（Reinforced Plastic）——其中埋置了大刚度或高强度纤维的一种塑料，这样可以改善基本树脂的某些力学性能。

脱模剂（Release Agent）——见**脱模剂（Mold Release Agent）**

回弹（Resilience）——从变形状态恢复的过程中，材料能抵抗约束力而作功的性能。

树脂（Resin）—— 一种有机聚合物或有机预聚合物，用作为复合材料的基体以包容纤维增强物，或用作为一种胶粘剂。这种有机基体可以是热固性或热塑性的，同时，可能含有多种成分或添加剂，以影响其可控性、工艺性能和最终的性能。

树脂含量（Resin Content）——见**基体含量（Matrix content）**。

贫脂区（Resin Starve Area）——指复合材料构件中其树脂未能连续平滑地包覆纤维的区域。

树脂体系（Resin System）——指树脂与一些成分的混合物，这些成分是为满足预定工艺和最终成品的要求所需要的，例如催化剂、引发剂、稀释剂等成分。

室温大气环境（RTA）——(1)在实验室大气相对湿度下，23±3°C（73±5°F）的环境条件；(2)一种材料调节状态，即在紧随其压实/固化后，将材料储存在23±3°C（73±5°F）和最大相对湿度60%条件下。

粗纱（Roving）——由略微加捻或不经加捻的若干原丝、丝束或纱束所汇成的平行纤维束。在细纱生产中，指处于梳条和纱之间的一种中间状态。

S基准值（S-Basis）或S值（S-Value）——力学性能值，通常为有关的政府规范或SAE（美国汽车工程师学会）宇航材料规范中对此材料所规定的最小力学性能值。

样本（Sample）——准备用来代表所有全部材料或产品的一小部分材料或产品。从统计学上讲，一个样本就是取自指定母体的一组测量值。（见第一卷，8.1.4节）。

样本平均值（Sample Mean）——样本中所有测量值的算术平均值。样本平均值是对母体均值的一个估计量。（见第一卷，8.1.4节）。

样本中位数（Sample Median）——将观测值从小到大排序，当样本大小为奇数时，居中的观测值为样本中位数；当样本大小n为偶数时，中间两个观测值的平均值为样本中位数。如果母体关于其平均值是对称的，则样本中位数也就是母体平均值的一个估计量。（见第一卷，8.1.4节）。

样本标准差（Sample Standard Deviation）——即样本方差的平方根（见第一卷，8.1.4节）。

样本方差（Sample Variance）——等于样本中观测值与样本平均值之差的平方和除以n-1。（见第一卷，8.1.4节）。

夹层结构（Sandwich Construction）—— 一种结构壁板的概念，其最简单的形式是，在两块较薄而且相互平行的结构板材中间，胶接一块较厚的轻型芯子。

饱和（状态）（Saturation）—— 一种平衡状态，此时，在所指定条件下的吸收率基本上降为零。

稀纱布（Scrim），亦称玻璃布、载体（Glass Cloth，Carrier）—— 一种低成本、织成网状结构的机织织物，用于单向带或其他B阶段的材料的加工处理，以便操作。

二次胶接（Secondary Bonding）——通过胶粘剂胶接工艺，将两件或多件已固化的复合材料零件结合在一起，这个过程中发生的唯一化学反应或热反应，是胶粘剂自身的固化。

织边（Selvage或Selvedge）——织物中与经纱平行的织物边缘部分。

残留应变（Set）——当完全卸除产生变形的作用力后，物体中仍然残留的应变。

剪切断裂（Shear Fracture）——沿滑移面平移所导致的断裂模式，滑移面的取向主要沿剪切应力的方向。

储存期（Shelf Life）——材料、物质、产品或试剂在规定的环境条件下储存，并能够继续满足全部有关的规范要求和/或保持其适用性的情况下，其能够存放的时间长度。

短梁剪切强度（Short Beam Strength（SBS））——正确执行ASTM试验方法D 2344所得的试验结果。

显著性（Significant）——如果某检验统计值的概率最大值小于或等于某个被称为检验显著性水平的预定值，则从统计意义上讲该检验统计值是显著的。

有效位数（Significant Digit）——定义一个数值或数量所必须的位数。

浸润材料（Size System）——见**表面处理剂（Finish）**。

浸润剂（sizing）—— 一个专业术语，指用于处理纱的一些化合物，使得纤维能粘结在一起，并使纱变硬，防止其在机织过程被磨损。浆粉、凝胶、油脂、腊、以及一些人造聚合物如聚乙烯醇、聚苯乙烯、聚丙烯酸和多酯酸盐等都可用作为浸润剂。

偏斜（Skewness）——见**正向偏斜（Positively Skewed）**、**负向偏斜（Negatively Skewed）**。

管状织物（sleeving）——管状编织织物的一般名称。

长细比（Slenderness Ratio）——均匀柱的有效自由长度与柱截面最小回旋半径之比。

梳条（Sliver）——由松散纤维组合而成的连续纱束，其截面近似均匀、未经过加捻。

溶质（Solute）——被溶解的材料。

比重（Specific Gravity）——在一个恒温或给定的温度下，任何体积的某种物质的重量，与同样体积的另一种物质的重量之比。固体与流体通常是在4°C（39°F）情况下与水进行比较。

比热（Specific Heat）——在规定条件下，使单位质量的某种物质升高温度一度所需要的热量。

试件（Specimen）——从待测试的样品或其他材料上取下的一片或一部分。试件通常按有关的试验方法要求进行准备。

纺锤（Spindle）——纺纱机、三道粗纺机、缠绕机或相似机器上的一种细长而垂直转动的杆件。

标准差（Standard Deviation）——见**样本标准差（Sample Standard Deviation）**。

短切纤维（Staple）——指自然形成的纤维，或指由长纤维上剪切成的短纤维段。

逐步聚合（Step-Growth Polymerization）——两种主要聚合机制之一。在逐步聚合中，是通过单体、低聚物、或聚合物分子的联合，由消耗反应基而进行反应。因为平均分子量随着单体的消耗而增大，只有在高度转化时，才会形成高分子量的聚合物。

应变（Strain）——由于力的作用，物体尺寸或形状相对于其初始尺寸或形状每单位尺寸的变化量，应变是无量纲量，但经常用in/in，m/m或百分数来表示。

原丝（Strand）—— 一般指作为一个单位使用的单束未加捻连续长纤维，包括梳条、丝束、纱束、纱等。有时，也称单根纤维或长丝为原丝。

强度（Strength）——材料能够承受的最大应力。

应力（Stress）——物体内某点处，在通过该点的给定平面上作用的内力或内力分量的烈度。应力用单位面积上的力（lbf/in^2，MPa等）来表示。

应力松弛（Stress Relaxation）——指在规定约束条件下固体中应力随时间的衰减。

应力-应变曲线（Stress-Strain Curve （Diagram））—— 一种图形表示方法，表示应力作用方向上试件的尺寸变化与作用应力的幅值之间的相互关系。一般取应力值作为纵坐标（垂直方向），而取应变值为横坐标（水平方向）。

结构元件（Structural Element）—— 一个专业术语，用于较复杂的结构成分（如蒙皮、长桁、剪力板、夹层板、连接件或接头）。

结构型数据（Structured Data）——（见第一卷，8.1.4节）。

覆面毡片（Surfacing Mat）——由细纤维制成的薄毡，主要用于形成有机基复合材料的光滑表面。

对称层压板（Symmetrical Laminate）—— 一种复合材料层压板，其在中面下部的铺层顺序与中面上部者呈镜面对称。

加强片（Tab）——用于在试验夹头或夹具中抓住层压板试件的一片材料，以免层压板受损坏，并使其得到适当的支承。

黏性（Tack）——预浸料的粘附性。

（单向）带（Tape）——指制成的预浸料，对碳纤维可宽达305 mm（12 in），对硼纤维宽达76 mm（3 in）。在某些场合，也有宽达1 524 mm（60 in）的横向缝合碳纤维带的商品。

韧度（Tenacity）——用无应变试件上每单位线密度的力来表示的拉伸应力，即，克（力）/旦尼尔，或克（力）/特克斯。

特克斯（Tex）——表示线密度的单位，等于每1 000 m长丝、纤维、纱或其他纺织纱的质量或重量（用克表示）。

导热性（系数）（Thermal Conductivity）——材料传导热的能力，物理常数，表示当物体两个表面的温度差为一度时，在单位时间内通过单位立方体物质的热量。

热塑性（塑料）（Thermoplastic）—— 一种塑料，在该材料特定的一个温度范围内，可以将其重复加温软化、冷却固化；而在其软化的阶段，可以通过将其流入物体并通过模压或挤压而成形。

热固性（塑料）（Thermoset）—— 一种聚合物，经过加热、化学或其他的方式进行固化以后，就变成为一种基本不熔和不溶的材料。

容限（Tolerance）——允许一个参量变化的总量。

容许限（Tolerance Limit）——对某一分布所规定百分位的下（上）置信限。例如，B基值是对分布的百分数10取95%的下置信限。

容限系数（Tolerance Limit Factor）——指在计算容许限时，与变异性估计量相乘的系数值。

韧性（Toughness）——对材料吸功能力的一种度量，或为使材料断裂，对每单位体积或单位质量的材料实际需要作的功。韧性正比于原点到断裂点间载荷——伸长量曲线下所包围的面积。

丝束（Tow）——未经加捻的连续长纤维束。在复合材料行业，通常指人造纤维，特别是碳纤维和石墨纤维。

变换（Transformation）——数值变换，是把一个数学函数用于所有数值而实现的计量单位变换。例如，给定数据x，则$y=x+1$，x^2，$1/x$，$\log x$以及$\cos x$都是x的变换。

一级转变（Transition, First Order）——聚合物中与结晶或熔融有关的一种状态变化。

横观各向同性（Transversely Isotropic）——说明性术语，指一种呈现特殊的正交各向异性的材料，其中在两个正交维里，性能是相同的，而在第三个维里性能就不相同；在两个横向具有相同的性能，而在纵向则非如此。

随炉件（Traveller）——同一产品（板、管等）的一小片，作为试件，用于测量含湿量，了解吸湿处理的结果。

捻度（Twist）—— 纱或其他纺织原丝在单位长度上沿其轴线扭转的圈数，可表示为每英寸的圈数（tpi），或每厘米的圈数（tpcm）。

加捻方向（Twist, Direction of）——对纱或其他纺织原丝加捻的方向，用大写字母S和Z表示。当把纱吊置起来后，如果纱围绕其中心轴的可见螺旋纹与字母S中段的偏斜方向一致，则称其为S加捻，如果方向相反，则之为Z加捻。

加捻增量（Twist multiplier）——每英寸的加捻圈数与纱线支数平方根之比值。

典型基准值（Typical Basis）——典型性能值是一种样本平均值，注意，典型值定义为简单的算术平均值，其统计含义是，在50%置信水平下可靠性为50%。

未粘住（Unbond）——指两胶接件的界面间准备胶接而未被胶接的区域。也用来指一些为模拟胶接缺陷，而有意防止其胶接的区域，例如在质量标准试件制备中的未胶接区。（参见**脱粘Disbond、脱胶 Debond**）。

单向纤维增强复合材料（Unidirectional Fiber-Reinforced Composite）——其所有纤维均沿相同方向排列的任何纤维增强复合材料。

单胞（Unit Cell）——这个术语用于编织织物的纱线轨迹，表示其重复几何图案的一个格子单元。

非结构型数据（Unstructured Data）——（见第一卷，8.1.4节）。

上置信限（Upper Confidence Limit）——见**置信区间（Confidence Interval.）**。

真空袋模压（Vacuum Bag Molding）——对铺贴层进行固化的一种工艺，即用软质布盖在铺贴层上且沿四周密封，然后在铺贴层与软布之间抽真空，使其在压力下进行固化。

均方差（Variance）——见**样本方差（Sample Variance）**。

黏度（Viscosity）——材料体内抵抗流动的一种性能。

空隙（Void）—— 复合材料内部所包容的任何小气泡或或接近真空的空穴。

空隙含量（Void Content）——复合材料内部所含空隙的体积百分比。

经纱（Warp）——机织织物中，沿纵向的纱（见**纬纱（Fill）**），本身很长并近似平行。

经纱面（Warp Surface）——与纬纱相比，其经纱面积较大的这个层的表面。

讨论：对于两个表面的经纱与纬纱均相等的织物，不存在经纱面。

（双参数）Weibull分布（Weibull Distribution（Two-Parameter））——一种概率分布，随机取自该母体的一个观测值，落入值a和$b(0 < a < b < \infty)$之间的概率由式1.7(d)给出，式中：α 称为尺度参数，β 称为形状参数。（见第一卷，8.1.4节）。

$$\exp\left[-\left(\frac{a}{\alpha}\right)^{\beta}\right]-\exp\left[-\left(\frac{b}{a}\right)^{\beta}\right] \qquad 1.7(d)$$

湿铺贴（Wet Lay-up）——在把增强材料铺放就位的同时，加入液态树脂体系的一种增强制品制作方法。

湿强度（Wet Strength）——在其基体树脂吸湿饱和时有机基复合材料的强度。（见**饱和（Saturation）**）。

湿法缠绕（Wet Winding）——一种纤维缠绕方法，这种方法是，在刚要将纤维增强材料缠到芯模上的时候，才用液体树脂对其浸渍。

晶须（Whisker）——一种短的单晶纤维或细丝。晶须的直径范围是1-25 μm，其长径比在100-15 000之间。

缠绕（Winding）——一种工艺过程，指在受控的张力下，把连续材料绕到有预定几何关系的外形上，以制作结构。

讨论：可以在缠绕之前、在缠绕过程中、以及在缠绕之后，加上粘结纤维用的树脂材料。纤维缠绕是最普通的一种形式。

使用寿命（Work Life）——在与催化剂、溶剂或其他组合成分混合以后，一个化合物仍然适合于其预期用途的时间周期。

机织织物复合材料（Woven Fabric Composite）——先进复合材料的一种主要形式，其纤维组分由机织织物构成。机织织物复合材料一般是由若干单层组成的层压板，而每个单层则由埋置于所选基体材料中的一层织物构成。单个的织物单层是有方向取向性的，由其组合成特定的多向层压板，以满足规定的强度和刚度要求包线。

纱（Yarn）——表示连续长丝束或纤维束的专业术语；它们通常是加捻的因而适于制成纺织物。

合股纱（Yarn, Plied）——由两股或多股有捻纱合成的纱束。通常，将这几股纱加捻合到一起，有时不用加捻。

屈服强度（Yield Strength）——指当某材料偏离应力-应变比例关系达到某规定限值时，其所对应的应力值。（这个偏移用应变表示，如在偏量法中为0.2%，在受载总伸长法中为0.5%）。

***X*轴（*X*-Axis）**——复合材料层压板中，在层压板面内作为0°基准，用以标明铺层角度的轴。

***X*-*Y*平面（*X*-*Y* Plane）**——复合材料层压板中，与层压板平面相平行的基准面。

***Y*轴（*Y*-Axis）**——复合材料层压板中，位于层压板平面内与*X*轴相垂直的轴。

***Z*轴（*Z*-Axis）**——复合材料层压板中，与层压板平面相垂直的基准轴。

参考文献

1.3(a) Military Standardization Handbook, *"Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures,"* MIL-HDBK-5F, 1 November 1990.

1.3(b) *DOD/NASA Advanced Composites Design Guide*, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Dayton, OH, prepared by Rockwell International Corporation, 1983 (distribution limited).

1.3(c) ASTM E 206, "Definitions of Terms Relating to Fatigue Testing and the Statistical Analysis of Fatigue Data," *1984 Annual Book of ASTM Standards*, Vol 3.01, ASTM, Philadelphia, PA, 1984.

1.3.2(a) ASTM E 380, "Standard for Metric Practice," *1984 Annual Book of ASTM Standards*, Vol 14.01, ASTM, Philadelphia, PA, 1984.

1.3.2(b) Engineering Design Handbook: Metric Conversion Guide, DARCOM P 706-470, July 1976.

1.3.2(c) *The International System of Units (SI)*, NBS Special Publication 330, National Bureau of Standards, 1986 edition.

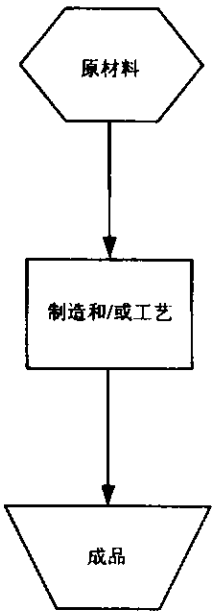
1.3.2(d) Units and Systems of Weights and Measures, Their Origin, Development, and Present Status, NBS Letter Circular LC 1035, National Bureau of Standards, November 1985.

1.3.2(e) The International System of Units Physical Constants and Conversion Factors, NASA Special Publication 7012, 1964.

第2章　材料和工艺——变异性对复合材料性能的影响

2.1　引言

通常，有机基复合材料的性能与固化和工艺相关。这可以导致玻璃化转变（使用温度）、耐蚀性、对微裂纹的敏感性、常规强度、或疲劳及使用寿命的变化。此外，在多数情况下，这些材料或由其构成的结构元件是复杂多步骤的材料工艺产品。图2.1(a)和2.1(b)说明从原材料到复合材料终端产品的工艺流程。图2.1(b)中每个方框代表一个有可能将附加变异性引入材料的工艺过程。标准复合材料性能数据库的利用，需要了解测得的材料性能与用于终端产品的组分材料和工艺顺序有关的特性及变异性的依赖关系。因而，为达到要求的复合材料结构力学和物理性能，研究和应用工艺控制是最重要的。



不论处于哪个工作阶段，均将所有产品看作是原材料。这些可以是用于树脂的化学品、或是待加工成玻璃产品的砂石、或是作为长丝产品前驱体、或是织物、或是扁平的已加工为片材及许多其他尚待加工为成品的物品。

然后加工每种原始产品、或与其他原始产品混合、或改变成流程中仍是尚待经历其他加工步骤的另一种原始产品。每种接收的原始产品在其加工步骤中必须按这样的方式加工，即在下一个流程操作中将变异性减至最小。工艺操作可以是复杂的；如基体浸渍，或许是比较简单的；如运输。无论如何，每一步骤必须是有效的，即在每一步骤内均不应引入改变后续使用产品或成品性能的不可控制的变化。

留下一个加工操作印迹的成品，在交付下道工序时通常仍认为是半成品。在正完成的加工步骤中，必须确认和注意该产品一致性的责任。在成品未按要求进行全部操作之前，材料流程不算完成。

图2.1(a)　复合材料及其工艺，通用于所有材料与工艺的基本流程

2.2　目的

本章的目的是通过复合材料的类型和相关材料工艺方法概述，提供对这些材料中工艺导致变异性的起因和性质的了解。此外还寻求阐明将变异性减至最小的各种各样方法，包括实施工艺过程控制和采用材料和工艺规范。

2.3　范围

本章包括复合材料的说明，从作为组分原材料引入材料流程的前景开始，随后将原材料转变成中间产品形式如预浸料，至最后制造者利用这些中间产品一步加工成形为完整的复合材料结构。重点放在流程中每一工艺阶段对终端产品的总质量以及物理、化学和力学

性能的累积影响上。最后包括一个普通工艺过程控制方案概述和讨论材料和工艺规范的制定。

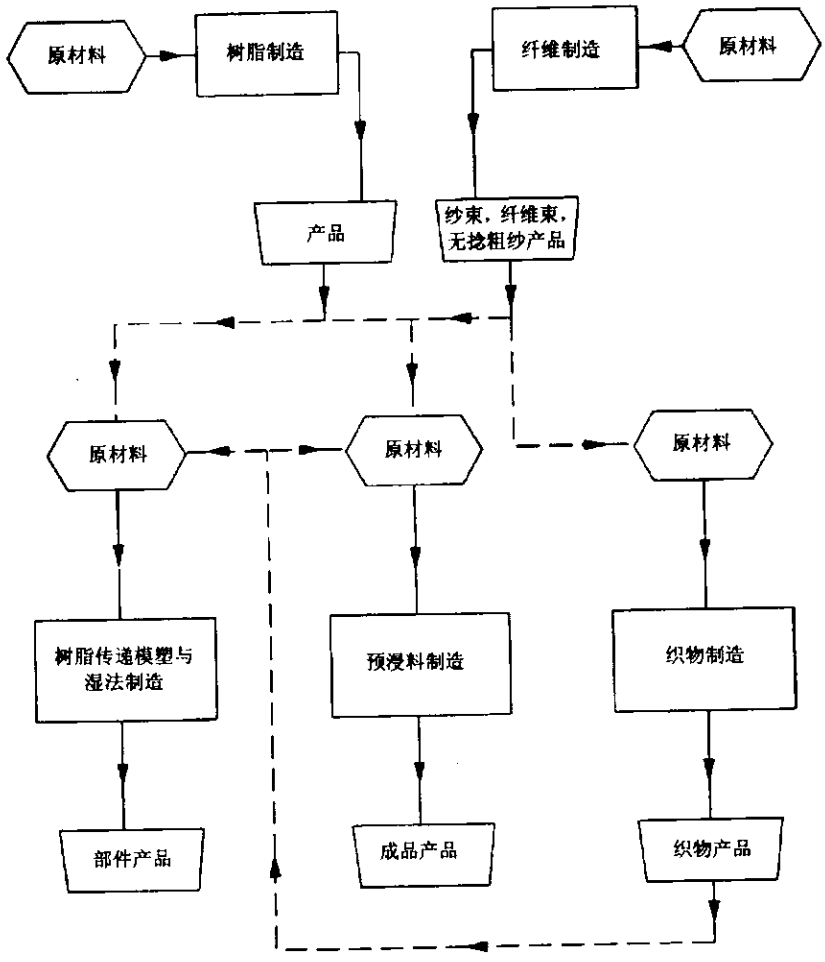


图2.1(b) 原材料流程（示例）

2.4 组分材料

2.4.1 纤维

2.4.1.1 碳和石墨纤维

碳和石墨作为增强纤维具有相当大的能力，其可提供的性能变化可以很大。在聚合物基复合材料中，增强纤维的主要特性是高刚度和强度。在险恶环境中，如高温、曝露于常用溶剂和液体以及潮湿环境中，纤维必须保持这些特性。用作主要结构材料的一部分，其还应以连续纤维形式供货（文献2.4.1.1）。对于纤维的物理、化学和力学性能，这些特性和要求具有实质的含意，同样也意味着工艺和验收参数。

2.4.1.1.1 碳与石墨比较

对用于结构材料的碳纤维产生兴趣是在上世纪50年代后期开始的，当时以纺织品形式

的合成人造丝被碳化制造成了用于高温导弹的碳纤维（文献2.4.1.1.1）。虽然这两个术语使用时经常可互换，首先要区分的是碳和石墨纤维之间的差别，这些差别的背景资料包含于下列几节里。本文指出这些区别的主要目的是提醒读者：在涉及石墨与碳纤维时，用户可能指的是不同的东西。

碳和石墨纤维两者均基于碳中石墨（六方）层片网状构造存在。如果石墨层片或平面堆叠是三维有序的，称该材料为石墨（文献2.4.1.1.1）。形成这种有序结构通常要求延长加工时间和温度，因而使石墨纤维更为昂贵。因为平面之间的键合是微弱的，经常出现无序，这样以致于仅在层片的内部存在二维有序，定义这种材料为碳（文献2.4.1.1.1）。对于这种区分，应知道虽然有某些差异，但没有单一可以严格将碳与石墨纤维分开的条件，甚至在石墨纤维的结构中还保持一些无序。

2.4.1.1.2 一般材料说明

目前，通常用3种不同的前驱体材料制造碳纤维：人造丝、聚丙烯腈（PAN），及各向同性和液晶沥青（文献2.4.1.1.1）。碳纤维主要是由PAN（聚丙烯腈）碳化制造的。该纤维由具有趋向沿纤维轴取向基面的乱层石墨之混合原纤维组成。这形成了使人想起洋葱皮的内部结构。沥青纤维也许有一种不同的内部结构，更像束或辐条（文献2.4.1.1）。

高度各向异性结构导致平行于纤维长轴的模量在200-750 GPa范围内，以及在垂直方向大约为20 GPa。对比起来，石墨的单晶（晶须）分别约为1 060和3 GPa，但以纤维形式是不可能得到这样性能的。超高模量纤维可由液晶中间相沥青制备；前驱体中较高程度的定向完全转化至最后的碳化纤维，导致更大和更多的定向石墨微晶。

2.4.1.1.3 工艺

高刚度和强度表示原子间与分子间强键合和很少的限制强度的缺陷（文献2.4.1.1）。碳纤维性能取决于与工艺密切相关的纤维微结构，如具有相同母体、但不同工艺的纤维性能可能会有显著差异。前驱体本身也能改变这些性能。可以按高模量或高强度、或按经济性考虑对工艺进行优化。

2.4.1.1.3.1 制造

如下所述，最普通的一种碳纤维制造工艺是采用PAN（聚丙烯腈）变体。在PAN（聚丙烯腈）和沥青以及人造丝前驱体工艺之间的一些差异将在以后叙述。PAN（聚丙烯腈）基碳纤维的制造可以分成白色纤维和黑色纤维阶段。大多数制造者考虑这些工艺专利的细节。

2.4.1.1.3.1.1 白纤维

PAN（聚丙烯腈）前驱体、或白纤维的生产本身就是一项技术，相当传统的纤维工艺是：聚合、纺丝、牵引和洗涤。工艺过程中可能加入补充的牵引阶段。白纤维的特性影响黑纤维的工艺和结果。

2.4.1.1.3.1.2 黑纤维

黑纤维工艺由若干步骤组成：氧化（或热固）、高温热解（或碳化）、表面处理和涂浸润剂。在氧化过程中PAN（聚丙烯腈）纤维从热塑性塑料变为热固性的。对于该氧化过程，纤维直径受到废气扩散的限制。在热解过程（此过程是在惰性气体气氛中进行的）中，大部分非碳材料被驱除，形成与纤维轴方向一致的碳带。

在表面处理步骤中，纤维在气体或液相中受到氧化剂如氯、溴、硝酸或者氯酸盐刻蚀，这样改善了与树脂的浸润性，并有助于形成强的持久粘接。通过除去表面缺陷，同时可能实现一些补充的改善，该工艺可能是电解的。碳纤维经常用未改性环氧树脂和/或其他用作浸润剂的产品溶液处理。浸润剂防止纤维磨损、改善操作，并且可提供与环氧树脂基体相容的表面。

2.4.1.1.3.1.3　由于沥青/PAN（聚丙烯腈）/人造丝前驱体的不同而产生的碳纤维差异

通常PAN前驱体能够提供较高强度的碳纤维，而沥青能够提供较高模量的碳纤维。人造丝基纤维价格比较低廉，但性能较低。已经制备出弹性模量优于钢和导电性高于铜导体的沥青纤维复合材料，但剪切强度和冲击阻抗降低了（文献2.4.1.1.3.1.3）。PAN的产率大约是50%，但沥青能够高达90%。

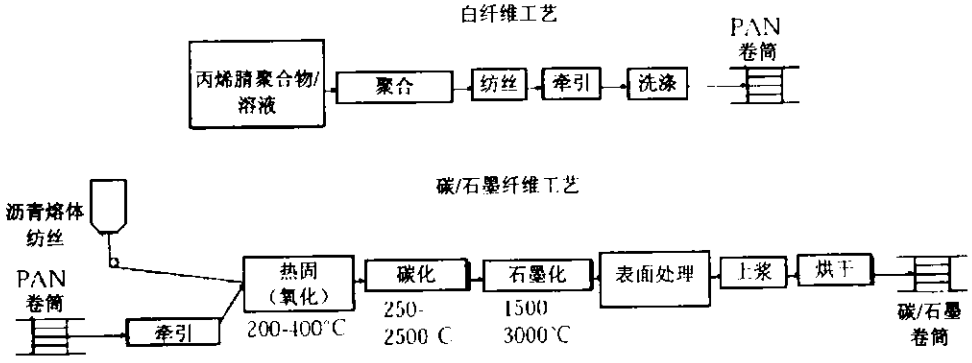


图2.4.1.1.3.1.3　碳纤维典型工艺流程图

2.4.1.1.3.2　工艺对微结构的影响

碳纤维性能由缺陷的类型和范围、纤维的取向和结晶度控制。前驱体的制作和热处理可能影响结晶度和取向，缺陷含量可能由于污染物和工艺引起，取向也深受牵引工艺的影响，在纤维的加工过程中可能多次重复牵引。

2.4.1.1.3.3　微结构对性能的影响

脆性材料的强度经常是由有无缺陷、缺陷数量和大小所控制。发现缺陷的概率与体积相关，因此单位长度体积较小的纤维似乎更强一些。消除缺陷使拉伸强度提高，并改善导热和导电性及抗氧化性。但是，过分提高结晶度可能会降低纤维的强度和模量。

2.4.1.1.3.4　试验

如同大多数复合材料性能的情况一样，得到的值主要取决于使用的试验方法，纤维模量的测定尤其可能引起争论。应力/应变响应可能是非线性的，因此在何处及如何进行测量会极大地影响到结果。因而，在文献中，仿佛本质不同的纤维也许在模量方面几乎没有差异。报告的差异可能完全是试验和计算差异的结果。欲知纤维试验方法的更多信息，可以参见第一卷第3章。

2.4.1.1.4　典型性能

复合材料结构中碳纤维在最终用途方面的一般限制更多取决树脂基体而非纤维。但存在某些必须考虑纤维抗氧化稳定性、导热性、热膨胀系数或其他性能的例外。碳纤维的一些主要性能，包括成本，列于表2.4.1.1.4中。为进行比较列出了玻璃、芳纶和硼的典型值。

虽然某些碳纤维性能是相当通用的，但不同厂商的不同产品可能具有显著不同的性能。美国的三个主要制造商是Amoco，Hercules和Toray。应该指出，除混合律之外，纤维性能转化成复合材料性能取决于许多因素。

表2.4.1.1.4 碳与其他纤维性能的比较

拉伸模量，GPa（Msi）		拉伸强度，MPa（ksi）	密 度，g/cm³	纤维直径，μm	价 格，$/#
碳（PAN）	207-345（30-50）	2 414-6 896（350-1000）	1.75-1.90	4-8	20-100
碳（沥青）	172-758（25-110）	1 379-3 103（200-450）	1.90-2.15	8-11	40-200
碳（人造丝）	41（6）	1034（150）	1.6	8-9	5-25
玻璃	69-86（10-12.5）	3 034-4 620（440-670）	2.48-2.62	30	5-40
芳纶	138（20）	2 827（410）	1.44	–	25-75
硼	400（58）	5 034-6 896（730-1000）	2.3-2.6	100-200	100-250

2.4.1.2 芳纶

在上世纪70年代初期，杜邦公司推出Kevlar芳纶，这是一种具有高比拉伸模量和强度的有机纤维。这就是在先进复合材料中用作增强材料的第一种有机纤维。今天，这种纤维已用于各种各样的结构部件，包括增强塑料、防弹制品、轮胎、绳索、电缆、石棉替代品、涂层织物和防护服。芳纶纤维是通过挤压聚合物溶液通过喷丝头而制造的。杜邦供货的主要形式有连续长丝纱、无捻粗纱、短切纤维、浆粕、射流喷网法片材、湿法成网纸、热塑性树脂浸渍纤维束和可热成形的复合材料片材。

芳纶纤维重要的一般性能是：低密度、高拉伸强度、高拉伸刚度、低压缩性能（非线性的）和优良的韧性特性。芳纶的密度为1.44 g/cm³（0.052 lb/in³），这比玻璃纤维大约低40%，并比常用碳纤维大约低20%。芳纶不会融熔，而大约在500°C（900°F）下分解。根据选择不同类型芳纶，加捻结构纱的拉伸强度可以在3.4-4.1 GPa（500-600 ksi）范围内变化，轴向名义热膨胀系数是-5×10⁻⁶ m/m/°C（3×10⁻⁶ in/in/°F）。芳纶纤维是芳香族聚酰胺聚合物，具有高的热稳定性、介电性和化学性能。极好的防弹性能以及一般的损伤容限源自于纤维韧性。芳纶以织物或复合材料形式使用，以实现用于人体、装甲车、军用飞机等防弹保护。

用芳纶增强的复合材料体系，具有优良的振动-阻尼特性。它们在受冲击时不会碎裂。聚合物基复合材料形式的使用温度范围为-36-200°C（-33-390°F），热固性树脂基体（文献2.4.1.2(a)）以及热塑性树脂基体（文献2.4.1.2(b)）芳纶增强复合材料的名义拉伸性能列于表2.4.1.2(a)。在60%纤维体积含量条件下，芳纶增强环氧树脂复合材料的名义拉伸强度（室温）为1.4 GPa（200 ksi）和名义拉伸模量为76 GPa（11 Msi）。在受压缩和弯曲时，这些复合材料是韧性的，压缩或弯曲极限强度比玻璃或碳纤维复合材料低。芳纶增强复合材料体系耐疲劳和应力断裂。在芳纶增强环氧树脂体系中，拉/拉疲劳时，在50%极限应力条件下，单向试样（体积含量V_f 约60%）经受得住3 000 000次循环（文献2.4.1.2(a)）。近来，已经开发了芳纶增强热塑性树脂复合材料，并显示出这些热塑性复合材料体系的力学性能与类似的热固性体系相当（文献2.4.1.2(b)）。此外，在低成本加工、胶接和修理方面，热塑性塑料体系具有潜在优势（文献2.4.1.2(c)）。独特的、可热成形的芳纶纤维增强热塑性塑料基体片材产品已有供应（文献2.4.1.2(d)）。还用这些复合材料体系实现低热膨胀系数或高耐磨性，它们是非导电的并且与金属不产生电化学反应。芳纶纤维以数种具有不同纤

维模量的形式供货（表2.4.1.2(b)）。Kevlar 29的模量最低和韧性最高（破坏应变约4%），这些纤维主要用于防弹及其他软复合材料体系，如抗切割和斩砍的防护服、绳、涂层织物、石棉替代品、充气轮胎等等，这些纤维也用作主要要求最大冲击和损伤容限，而刚度不重要的复合材料。Kevlar 49主要用于增强塑料，包括用于热塑性和热固树脂两种体系。Kevlar 49也用于软复合材料，像纤维光缆芯和橡胶工业制品（例如高压软管、散热器软管、电力传输带、传送带等）。已经制成一种149型超高模量的纤维，最近已有供货，其模量比Kevlar 49高40%。Kevlar 29以纤维纱线支数和两种无捻粗纱支数供货，Kevlar 49以六种纱和两种无捻粗纱支数供货，Kevlar 149以三种纱支数供货。纱支数范围从非常细的55旦尼尔（30根长丝）到3 000旦尼尔（1 300根长丝），无捻粗纱为4 560旦尼尔（3 072根长丝）和7 100旦尼尔（5 000根长丝）。复合材料热塑性塑料纤维束，用不同旦尼尔的不同Kevlar纱增强的几种类型的融体浸渍热塑性塑料也有供货。

表2.4.1.2(a)　芳纶纤维增强的复合材料名义性能（V_f 约60%）

拉伸性能	单　位	热固性（环氧树脂）		热塑性（J2）	
		单　向	织　物(1)	单　向	织　物(1)
模　量	GPa(Msi)	68.5(11)	41(6)	73-79(10.5-11.5)	35-40(5.1-5.8)
强　度	GPa(ksi)	1.4(200)	0.56(82)	1.2-1.4(180-200)	0.53-0.57(77-83)

(1) 归一化按V_f=40%，织物类型S285

表2.4.1.2(b)　芳纶纤维的名义性能

拉伸性能	单　位	Kevlar类型		
		29	49	149
模　量	GPa（Msi）	83（12）	124（18）	173（25）
强　度	GPa（ksi）	3.6（525）	3.6-4.1（525-600）	3.4（500）

芳纶复合材料首先应用于减重为关键之处，例如：飞机部件、直升飞机、宇宙飞行器和导弹。由于具有优越的防弹和结构性能，使其可应用于装甲。在海洋娱乐工业中，重量轻、刚性好、振动阻尼和损伤容限是很重要的，芳纶增强复合材料已用于游艇、皮艇、帆船和汽艇的船体。由于上述的复合材料属性已使其用于运动器材上。随着对体系其他的性能方面的利用发展，芳纶复合材料应用持续增长。高温下芳纶的稳定性和摩擦性能已使其用于刹车、离合器和垫圈；其低热膨胀系数正用于印刷电路板；而优良的耐磨性使其正发展成为采用注射模塑热塑性塑料的工业部件。芳纶增强融体浸渍的热塑性复合材料提供了独特的工艺优势，例如长丝缠绕的部件现场压实。利用这些可使其用于制造采取其他方式很难加工的厚部件（文献2.4.1.2(e)）。

芳纶是比较柔软和韧性的，因此它能采用大多数为玻璃纤维建立的方法与树脂结合并加工成复合材料。纱和无捻粗纱用于长丝缠绕、预浸料带和拉挤成形。机织物预浸料是用于热固性复合材料的主要形式。芳纶纤维以各种重量、编织花和构造供货：从非常薄（0.005 mm（0.0002 in））轻质的（275 g/m^2）到厚（0.66 mm（0.026 in））重的（2.8 g/m^2）粗纱布均有。热塑性塑料浸渍纤维束可以各种形式织物编织到形成预浸料。这些复合材料在湿热条件下显示出良好的性能保持率（文献2.4.1.2(f)）。长度从6-100 mm的短切芳纶纤维均有供货。在汽车制动器和离合器衬片、垫圈和电气元件中，用较短的纤维来增强热固性、热塑性和弹性树脂。针刺毡和替代石棉应用的短纤纱由较长的切段纤维制成。一种独

特的具有许多附着原纤维的非常短的纤维（2-4 mm，0.08-0.16 in）也有供应（芳纶浆粕）。在石棉替代应用中，它可提供有效的增强。芳纶短纤维可加工成射流喷网纸和湿法成网纸，这些对于表面网、薄印刷电路板和衬垫材料是很有用的。经由专门的混合方法和设备，可实现在树脂组分中均匀分散芳纶短纤维。由于芳纶纤维固有的韧性，需要特种工具切割纤维和加工芳纶复合材料。

2.4.1.3 玻璃

从早期伊特鲁里亚文明时代开始，已经制造出用于商业目的的各种形式玻璃。在17世纪初玻璃已作为结构材料推出；在20世纪，由于平板窗玻璃的技术完善而得到广泛应用。增强用途的玻璃纤维是替代金属的先驱，随着配方控制和熔融材料模制或坩埚拉成连续长丝技术的出现，使其既可民用也能军用。这些情况导致现今在航空航天和商业的高性能结构方面仍能大范围应用。

2.4.1.3.1 化学方面的说明

玻璃用最丰富自然资源之一 ——砂子为原料制取。或许除运输和熔化过程之外，它不依赖石油化学。对本手册而言，典型玻璃组成为：对电气/“E”级玻璃，成分是碱含量小于2%的钙铝硼硅酸盐；对耐化学的C玻璃，由钠钙-硼硅酸盐组成；对高强度S-2玻璃，成分是低碱镁铝硅酸盐（见表2.4.1.3.1）。在拉制工序过程中，表面处理（粘接剂/浸润剂）可以直接涂敷于长丝上。在织造织物或“坯布成品”期间有机粘结剂如淀粉油，是用来提供最适宜的织造和纱束保护。然后洗涤和加热清除这些类型的粘结剂，以便用偶联剂对织物表面进行处理或上浆来改善与树脂的相容性。（见图2.4.1.3.1）用于织物的这种工艺例外情况是在热处理或“焦糖化”时，淀粉转化成碳（0.2%-0.5%）。在长丝制造工序期间，玻璃纤维无捻粗纱产品（退捻的）类型纱经常用最终偶联剂直接表面处理。所以，产品将通过玻璃制造商的制品代号识别，而作为普通具有织物“坯布成品”形式的则不需要退浆工序。加热清除的产品也有供货，该产品实质上是纯玻璃。这些产品易遭受损伤，通常用于硅树脂层压板。另一种表面处理剂牌号适用于加热清除、随后采用去除矿物质的水洗涤（中性pH）的产品。对于结构应用更通用的是偶联剂，这些偶联剂供标准有机聚合物使用。上世纪40年代推出了volan*表面处理剂。其后，出现了许多由各个公司指定认同的变种/改良产品。或许最认可的是Volan A。该表面处理剂用于聚酯、环氧和酚醛树脂，可提供良好的湿态和干态强度性能。在应用该表面处理剂之前，清洁（已洁化）的玻璃纤维用甲基丙烯酸氯化铬浸透，使表面处理剂的含铬量在0.03%和0.06%之间。该添加物在固化期间提高树脂的润湿能力。或许，更有特色地已用于（然而并非限于）环氧的是硅烷表面处理剂。制定配方首先是提高层压板润湿能力，有些还产生高的层压板透明度或在含水环境中有良好的复合材料性能。其他还可改善高压铺叠，或耐有害环境或化学试剂侵蚀。虽然其他的表面处理剂用于与除环氧外的基体材料结合，但表面处理剂或许有专利配方或许是针对特殊玻璃制造商或织造商的不同名称，相信这些处理剂对树脂配料员（预浸料制造商）是容易得到的、并可判定相容性和最终使用目的。注意，非相容的表面处理剂是特意地用于装饰用途的。

---

* E.I.Du Pont的命名

表2.4.1.3.1 玻璃纤维典型化学成分

	% (Wt)	E-玻璃	S-2玻璃（名义值）	H_R玻璃(B)
二氧化硅(SiO_2)		52-56(A)	65	63.5-65.0
氧化铝(Al_2O_3)		12-16(A)	25	24.0-25.5
氧化硼(B_2O_3)		5-10(A)		
氧化钙(CaO)		16-25(A)		<0.5
氧化镁(MgO)		0-5(A)	10	9.5-10.5
氧化锂(Li_2O)				
氧化钾(K_2O)	O.C.	0.0-0.2		
氧化钠(Na_2O)	O.C.	0-2		
氧化钛(TiO_2)	O.C.	0-1.5		
氧化铈(CeO_2)				
氧化锆(Zr_2O_2)				
氧化铍(BeO)				
氧化铁(Fe_2O_3)	O.C.	0.0-0.8		
氟(F_2)	O.C.	0.0-0.1		
二氧化硫(SO_2)				
碱性氧化物	PPG	0.5-1.5		
氟化钙(CaF)	PPG	0.0-0.8		
表面处理剂/粘接剂		0.5/3.0		

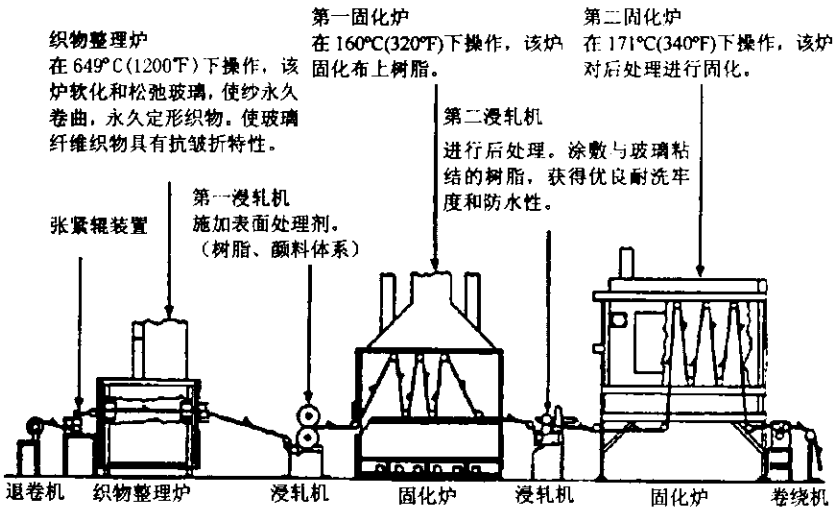


图2.4.1.3.1 织物表面处理（文献2.4.1.3.1(c)）

2.4.1.3.2 能得到的物理形式

由于大量的玻璃制品商业应用，因而有许多适用的产品形式。就本手册的玻璃形式而言，将限于连续长丝产品形式。这些形式分成四大类，它们为连续无捻粗纱、织物或编织物用纱、毡和短切原丝。（有关玻璃织物的信息见图2.4.1.3.2和ASTM D 579，文献

2.4.1.3.2(a)，对织物的进一步讨论可在有关织物和预成形件的2.5.1节中查到。）各种物理表面处理和表面处理剂均有供货。大多数结构应用采用织物、无捻粗纱或转化成单向带的无捻粗纱。或许用于生产玻璃纤维产品形式的最通用纤维类型是“E”玻璃，“E”玻璃被确定为电气方面应用，该类型或等级的玻璃有八种以上标准的长丝直径供货，其范围从3.5-13 μm（1.4-5.1 mil）。（见表1、ASTM规范D 578、文献2.4.1.3.2(b)。）这使得易于制造非常薄的产品形式。“S”玻璃表示为高强度，S-2玻璃只有一种长丝直径可供货，然而，这并不限制S-2玻璃基本结构织物形式的供货。虽然有更多“E”粗纱产品按支数供货，这没有明显地限制S-2型无捻粗纱产品或单向带的无捻粗纱使用。S-2型无捻粗纱成品按照500，1 500和2 500 m/kg（250、750和1 250 yard/lb）支数供货。尽管粗纱布可认为是织物产品形式，应当指出它很重要的是军事应用。此外，还有应用于先进结构而受到称赞的玻璃纤维产品形式，这些应包括磨碎纤维和短切原丝。

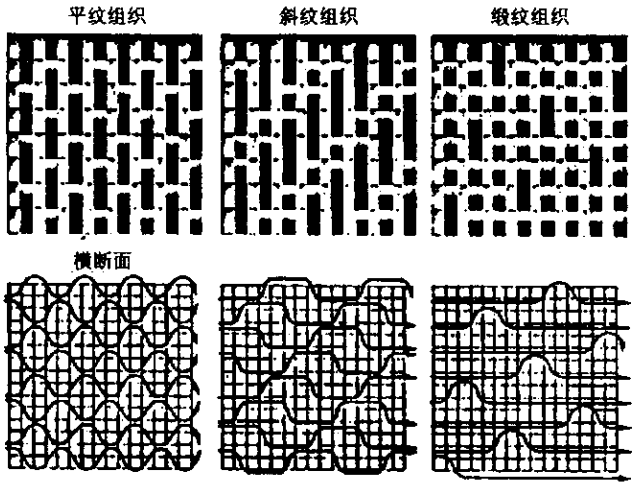


图2.4.1.3.2　普通类型的玻璃纤维织物组织

2.4.1.3.3　优点和缺点

多年以来，玻璃纤维复合材料有显著的强度-重量比的优势。虽然快速发展的碳和芳纶纤维已赢得许多优势，但是玻璃纤维复合材料产品在某些应用领域内仍然占优势。例如单位重量或体积的成本、某些武器应用、耐化学试剂或电化腐蚀、电气性能和有许多产品形式供货等继续保持着优势。与碳纤维复合材料相比，可能认为热膨胀系数和模量性能是典型的缺点。当与芳纶复合材料相比时，拉伸性能低是玻璃纤维复合材料的一个缺点，但极限压缩、剪切和吸湿性能是优势。

商用玻璃纤维制品是多种多样的，包括过滤装置、隔热和电绝缘、压力和液体容器、汽车的结构产品和游乐车。许多还用于军事以及航空航天工业产品，部分用途包括：石棉替代品、电路系统、光学装置、雷达天线罩、直升机旋翼桨叶和防弹应用。由于有许多产品形式，对制造结构的应用是没有限制的。与其他纤维相比如果有局限性的话，可以包括热和电传导率低或，当与碳纤维相比时或许还包括熔化温度。

典型玻璃纤维和用连续玻璃纤维增强的复合材料性能示于表2.4.1.3.3(a)-(d)。

卸货价格因产品形式和玻璃类型而不同。验证合格的一般支数“E”玻璃纤维无捻粗纱价格为每磅1.40美元。而验证合格的S-2型750支无捻粗纱平均每磅6.30美元。根据经验，以

铁路车皮购买的无捻粗纱价格较低。根据织物和纤维类型，一般卸货织物价格也不同。“E”玻璃纤维120型织物平均每磅13.10美元。7781织物平均每磅4.35美元。S-2型6781类织物每磅为8.40美元。

表2.4.1.3.3(a) 典型的玻璃纤维电性能

	E	S-2	H_R
密度，g/cm^3（lb/in^3）	2.59（0.094）	2.46（0.089）	2.49（0.090）
拉伸强度，MPa（ksi）	34 450（500）	45 818（665）	45 818（665）
弹性模量，GPa（Msi）	72.35（10.5）	86.81（12.6）	86.81（12.6）
%极限伸长率	4.8	5.4	5.4
介电常数（23℃(73℉) 1MHz条件下）	6.3-6.7	4.9-5.3	无数据

表2.4.1.3.3(b) 典型玻璃纤维热性能

	E	S-2	S_R
热膨胀系数，$10^6m/m/℃$（in/in/℉）	5.1（2.8）	2.6（1.3）	
软化点℃(℉)	832(1 530)	988(1 810)	970(1 778)
退火温度℃(℉)	654(1 210)	821(1 510)	810(1 490)

表2.4.1.3.3(c) 典型玻璃纤维耐腐蚀性（重量损失Wt%）

液 体	E	S-2	S_R
10%H_2SO_4	42	6.8	无数据
10%HCL	43	4.4	无数据
10%HNO_3	43	3.8	无数据
H_2O（蒸馏水）	0.7	0.7	无数据
10%NaOH	29	66	无数据
10%KOH	23	66	无数据

条件：96℃（200℉）——浸一周

表2.4.1.3.3(d) 典型固化的环氧/玻璃力学性能

E玻璃，织物7781类型	标准结构	两种目的结构/胶接
拉伸强度，MPa(ksi)	430(63)	330(48)
拉伸模量，GPa(Msi)	36(3.8)	19(2.8)
压缩强度，MPa(ksi)	410(60)	340(50)
压缩模量，GPa(Msi)	25(3.6)	22(3.2)
弯曲强度，MPa(ksi)	550(80)	450(65)
弯曲模量，GPa(Msi)	26(3.7)	23(3.3)
层间剪切，MPa(ksi)	18(2.6)	26(3.8)
夹层结构剥离，N/m(lb/in.)	N.A.(无数据)	3.4(30)
金属与金属剥离，N/m(lb/in)	N.A.(无数据)	6.3(55)
密度，g/cm^3(lb/in^3)	1.8(0.065)	1.6(0.058)
固化后树脂含量，%Wt	33	48

文献： 织物 MIL-C-9084，VIIIB

树脂 MIL-R-9300，TyI MIL-A-25463，TyI，C12

2.4.1.3.4 普通制造方法与变量

最经常的未加工产品是混合物（和/添加剂）并预熔融成玻璃球。这种形式易于取样分析，但更重要是提供一种给单个熔化炉自动化进料的原始产品形式。另一种方法是经由进料斗将干燥的原料直接送入配料罐，不论原始形式如何，物料送入炉内后，在约1 500°C（2 800°F）下变成熔融的。熔融物流到底板上，底板包含具有许多小漏嘴的漏板，由这些漏嘴拉出单根长丝。有时，加热单个衬套温度控制在0.6°C（<1°F）范围内。长丝的直径由熔融玻璃的黏度和拉出速度控制。当玻璃在周围环境条件下以长丝形式离开漏嘴时，迅速冷却或凝固，经常通过喷水及施加粘合剂来加速冷却。集束单根退捻长丝，并高速卷在管或“丝饼”上。有时纱束卷在管上后再施加表面处理剂，然后调态（干燥）。对于本手册通用产品而言，纱束是C（连续）纤维，非“S”（短切）纤维。为了生产无捻粗纱，纱束则要上线轴架、退绕和再集束形成丝束或多根退捻纱束。（见表2.4.1.3.4(a)。）再重复集束或组合过程以形成所要求支数（码/每磅）的无捻粗纱。为了织物的纺织与编织，加捻纱束以形成纱。（见表2.4.1.3.4(b)。）单股纱由单纱束通过自捻制成，两股（以此类推）结构是两束纱束一起加捻产生单股纱，合股纱是将两股或多股纱捻在一起制成。常称加捻和合股为“捻丝工艺”。在许多的产品形式制造期间，在加工“C”纤维产品过程中的一个变量是所需的重复的张力。使用张力装置如：圆盘型或“锭盘式”、门式、张力杆或“S”杆，以及由线轴架输送的调整辊。在加捻、合股、编织、整经、浆纱、截断和纺织区域，湿度是另一个需要控制的变量。保持相对湿度在60%-70%的范围，这些操作变得更为方便。在玻璃纤维加工操作中，表面磨损是一个必须监控的因素。许多装置如：导纱眼、隔杆、辊筒等易受磨损件必须维护。磨损还会影响张力。这些接触装置是用不锈钢、镀铬物和陶瓷等材料制造的。

可在文献2.4.1.3.4(a)-(c)中查到补充信息。

表 2.4.1.3.4(a) 基本纱束纤维名称和纤维支数

长丝直径名称		纤维支数（号数）		
			英制单位	
SI (μm)	英制单位（字母）	号数（TEX） g/km	100码 克特支数（cuts/lb）	码/磅 yds/lb
5	D	11	450	45 000
7	E	22	225	22 500
9	G	733	150	15 000
10	H	45	110	11 000
13	K	66	75	7 500

2.4.1.4 硼

元素硼纤维是在炽热钨丝上沉积反应形成的，炽热钨丝通过一个含有BCl_3与H_2的反应装置中连续拉出。钨丝载体也起反应在芯子中形成钨的硼化物。由于沉积硼的晶体结构尺寸小（20Å），所以认为它是无定形的。硼纤维作为圆截面纤维以两种名义直径供货，即0.10和0.14 mm（4和5.6 mil），这两种纤维密度分别为2.57和2.49 g/cm^3（0.0929和0.0900 lb/in^3）。纤维表面采用化学蚀刻可产生较高的强度，但该工艺未取得商业上应用。

硼纤维的强度、刚度和密度相结合起来是独一无二的。硼纤维的拉伸模量和强度为40 GPa和3600 MPa（60×10^6 psi和0.52×10^6 psi）。导热性和热膨胀均较低，其热膨胀系数为4.5-5.4×10^{-6}/°C（2.5-3.0×10^{-6}/°F）。典型的最终使用性能示于表2.4.1.4。目前，硼纤维的成

本比标准碳纤维大约高一个数量级。

硼纤维几乎只以长丝或环氧基体预浸料形式供货，它已用作要求高强度及刚度的航空航天应用和体育用品中可供选择的增强材料。该纤维最值得注意的使用是F-14和F-15军用飞机安定面盒段、B-1B轰炸机的机背纵梁和金属机体结构的修理。高模量（HM）或高强度（HS）碳/环氧的复合材料能够以更经济的价格与硼复合材料的抗拉模量或强度相比，但硼/环氧复合材料强度为碳复合材料的两倍。更多信息可在文献2.4.1.4(a)-(g)中查到。

表2.4.1.3.4(b) 典型纱名称（文献2.4.1.3.1(c)）

长丝名称	长丝名义直径 mm(in)	原丝支数 g/km(×100=yds/lb)	长丝大约根数
D	0.053(0.00021)	2.8(1800)	51
D	0.053(0.00021)	5.5(900)	102
B	0.0038(0.00015)	11(450)	408
D	0.053(0.00021)	11(450)	204
D	0.053(0.00021)	22(225)	408
E	0.0074(0.00029)	22(225)	204
B	0.0038(0.00015)	33(150)	1224
C	0.0048(0.00019)	33(150)	750
DE	0.0064(0.00025)	33(150)	408
G	0.0091(0.00036)	33(150)	204
H	0.011(0.00043)	45(110)	204
C	0.0048(0.00019)	66(75)	1500
DE	0.0064(0.00025)	66(75)	816
G	0.0091(0.00036)	66(75)	408
K	0.014(0.00053)	66(75)	204
H	0.011(0.00043)	90(55)	408
DE	0.0064(0.00025)	130(37)	1632
G	0.0091(0.00036)	130(37)	816
K	0.014(0.00053)	130(37)	408
H	0.011(0.00043)	200(25)	816
K	0.014(0.00053)	275(18)	816
G	0.0091(0.00036)	330(15)	2052

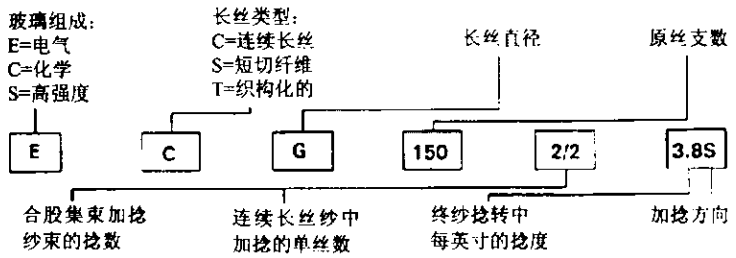


表2.4.1.4 单向硼/环氧层压板最终使用的典型性能（V_f=0.5）

		数 值
模量，GPa(Msi)		
	拉伸，纵向	207(30)
	拉伸，横向	19(2.7)
强度，MPa(ksi)		
	拉伸，纵向	1 323(192)
	拉伸，横向	72(10.4)
	压缩，横向	2 432(353)

2.4.1.5 氧化铝

连续多晶的氧化铝纤维是适合于包括塑料、金属和陶瓷等各种材料的理想增强材料。氧化铝纤维是以含名义值200根长丝的连续纱形式制备的。它以连续长丝纱线轴，和氧化铝/铝及氧化铝/镁板形式供应。氧化铝短切纤维也有供货，用作短纤维增强材料。

纯度超过99%的α 氧化铝纤维具有极好的耐化学性，并且比含二氧化硅的陶瓷纤维具有更高的模量和温度容限。其380 GPa（55 Msi）的高模量可与硼和碳纤维相比。其平均长丝拉伸强度最低为1.4 GPa（200 ksi）。因为氧化铝是一种良好的绝缘体，它可用于导电纤维不能应用之处。氧化铝的名义性能列于表2.4.1.5(a)，氧化铝的预测价格可与碳相竞争。

连续形式的氧化铝纤维对复合材料制造有许多优点，这些优点包括容易处理、能够按要求方向定位纤维，及能进行长丝缠绕等。氧化铝是一种电绝缘体并同时具有高模量和压缩的这一事实，使人们对将其用于聚合物基复合材料产生兴趣。例如：已经制成氧化铝/环氧和用氧化铝增强的芳纶/环氧混杂复合材料，并可考虑用于雷达透波结构、电路板和天线罩。单向复合材料的典型性能列于表2.4.1.5(b)。

表2.4.1.5(a) 氧化铝的名义性能

成 分	>99% α-Al_2O_3	纤维/纱	200, 名义
熔 点	2 045 ℃(3 713℉)	拉伸模量	385 GPa(55 Msi)
长丝直径	20 μm(0.8×10^{-3} in)	拉伸强度	1.4 GPa（200 ksi）最小
长度/质量	（约4.7 m/g）	密 度	3.9 g/cm^3(0.14 lb/in^3)

表2.4.1.5(b) 氧化铝复合材料的名义性能

模 量		
拉伸，轴向		210-220 GPa(30-32 Msi)
拉伸，横向		140-150 GPa(20-22 Msi)
剪 切		50 GPa(7 Msi)
强 度		
拉伸，轴向		600 MPa(80 ksi)
拉伸，横向		130-210 MPa(26-30 ksi)
剪 切		85-120 GPa(12-17 ksi)
疲劳-轴向持久极限		在75%极限静强度下10^7次（拉-拉，R=0.1，旋转弯曲）
平均热膨胀系数		20-400℃(68-750℉)
轴 向		7.2 μm/m/℃(4.0 μin/in/℉)
横 向		20 μm/m/℃(11 μin/in/℉)
导热系数	20-400℃(68-750℉)	38-50 w/m·K(22-29 Btu/hr-ft-℉)
比 热	20-400℃(68-750℉)	0.8-0.5 J/g·K(0.19-0.12Btu/bm-℉)
密 度		3.3 g/cm^3(30.12 lbm/in^3)

2.4.1.6 碳化硅

在上世纪50年代初期基于Arthur D. Little公司工作，通过不同的生产方式首先生产了各种超级耐火纤维。这些方法主要基于：

- 用于多晶纤维工艺的蒸发法。
- 用于多晶纤维的HITCO连续工艺。
- 氧化铝单晶的气相沉积法（文献2.4.1.6(a)）。

AVCO公司在化学气相沉积法（CVD）类型工艺方面的最新进展是：在高温下，载体丝经由玻璃管式反应器拉制。

生产的碳化硅纤维其长丝直径名义值为140 μm（0.0055 in.），并表征发现具有高强度、模量和密度。纤维形式朝着增强铝或钛合金的纵向与横向两方面性能方向定向。也生产具有不同长度和直径的多晶纤维晶须的其他形式（文献2.4.1.6(b)）。

有几种描述材料形态的体系，由Thibault和Lindquist命名的α和β形式是最普遍的（文献2.4.1.6(c)）。

事实上目前生产的全部碳化硅单丝纤维均用作金属复合材料增强材料，也生产了使用铝、钛和钼的合金（文献2.4.1.6(b)）。

用于环氧、双酰亚胺和聚酰亚胺树脂的一般工艺可以借助于溶剂或无溶剂胶膜浸渍工艺，采用与碳或玻璃纤维增强产品相当的固化周期。有机基体碳化硅浸渍产品可用压机、热压罐或真空袋炉固化。在模具上进行铺贴如同碳或玻璃纤维复合材料产品的情况一样，按部件制造要求采用吸胶、围挡和排气。采用所选择基体树脂固化的通用温度和压力范围，不会对碳化硅产品纤维形态产生不利影响。

工程上用于提供高工作温度（超过1 450°C或2 640°F）的碳化硅陶瓷复合材料，有若干热性能是很独特的。总的耐热性由热导率、热膨胀、热冲击和蠕变阻抗确定。碳化硅陶瓷的热导率范围是：由室温下的60 W/m·K到800°C下的48 W/m·K（室温下0.12 Btu-in/s-ft^2-°F~1 470°F下的0.09 Btu-in/s-ft^2-°F）。膨胀值范围、以原来尺寸的百分数表示：从200°C（390°F）下的0.05到800°C（1 470°F）下的0.30%。碳化硅陶瓷的蠕变阻抗将随晶粒内硅相百分数的增加而变化。通常，与氧化铝或氧化锆材料相比，其蠕变率是极低的。

碳化硅材料的力学性能示于表2.4.1.6(a)。已有文献报道，用双扭转分析测得的断裂韧性K_{Ic}值范围，从单晶SiC/Si的0.6 MPa Jm（0.55 ksi Jm）*到热压SiC陶瓷的6.0 MPa Jm（5.5 ksi Jm）（文献2.4.1.6(g)）。先进结构材料设计中应考虑腐蚀阻抗，用各种无机酸进行了基于腐蚀重量损失的评估，如表2.4.1.6(b)所示。

目前，CVD工艺纤维通常价格范围在每磅100.00美元左右，控制晶形需要增加费用（文献2.4.1.6(e)）。

2.4.1.7 石英

石英纤维是非常纯的（99.95%）熔凝硅石玻璃纤维。典型的纤维性能示于表2.4.1.7(a)。石英纤维连续纱束由名义直径9 μm的120或240根单丝组成。将这些单股纱束加捻与合股形成更粗的纱。石英纤维通常涂有含硅烷偶联剂的有机粘结剂，该硅烷偶联剂与许多树脂体系是相容的。无捻粗纱的纱束被合并成的多股未加捻纱束。这些纱束表面用与许多树脂相容的“直接浸润剂”涂敷。机织织物可能用作织物或可能被“净化”（洗涤）以除去不起

* 译者注：原文单位有误。

作用的粘结剂和某些（但并非全部）硅烷偶联剂的成分。在净化后，织物可用与具体树脂相容的各种硅烷偶联剂表面处理剂处理。

除了玻璃成分用字母Q标明外，石英纤维命名法与E或S玻璃纤维相同，如表2.4.1.7(b)所示。一般用途的石英织物列于表2.4.1.7(c)。石英无捻粗纱为连续增强材料，是由若干300 2/0的零捻度纱束组合形成。8，12和20的单丝支数是有供货的，其支数为660-264 g/km（每磅750-1 875码）。以短切纤维形式、切段长度从3-50 mm（1/8-2 in）的石英纤维也是有供货的。

表2.4.1.6(a) 碳化硅材料的性能

性 能	报告值		文献信息
	MPa	ksi	
弯曲强度	700-7 000	100-1 000	单晶，纯度99+%(1)
	70-400	10-60	多晶材料，纯度78-99%，具有<12%的游离硅，烧结的(1)
	30-60	5-8	烧结的SiC——石墨复合材料-环氧、酰亚胺、聚酰亚胺基体(2)
压缩强度	3 000-7 000	500-1 000	单晶，纯度99+%(1)
	70-170	10-25	多晶材料，纯度78-99%，具有<12%的游离硅，烧结的(1)
	97-400	14-60	烧结的SiC——石墨复合材料-环氧、酰亚胺、聚酰亚胺基体(2)
拉伸强度	-140	-20	单晶，纯度99+%(1)
	30-140	5-20	多晶材料，纯度78-99%，具有<12%的游离硅，烧结的(1)
	17-170	2.5-25	烧结的SiC——石墨复合材料-环氧、酰亚胺、聚酰亚胺基体(2)
弹性模量	$\sim 66\times10^3$	$\sim 9.5\times10^1$	单晶，纯度99+%(1)
	$\sim 48\times10^3$	$\sim 7.0\times10^1$	多晶材料，纯度78-99%，具有<12%的游离硅，烧结的(1)

(1) 文献2.4.1.6(b)

(2) 文献2.4.1.6(d)

表2.4.1.6(b) 在100℃（212℉）条件下腐蚀质量损失（文献2.4.1.6(e)）

试验试剂	Si/SiC复合材料，12%Si $mg/cm^2 \cdot yr$	SiC-无游离Si $mg/cm^2 \cdot yr$
98%硫酸	55	1.8
50%氢氧化钠	数天内完全	2.5
53%氢氟酸	7.9	<0.2
70%硝酸	0.5	<0.2
25%盐酸	0.9	<0.2

长丝拉伸强度为5 900 MPa（850 ksi）的石英纤维具有最高的强度-质量比，几乎超过所有其他的高温材料。石英纤维能在比“E”玻璃或“S”玻璃纤维高得多的温度条件下使用，其工作温度高达1 050℃（1 920°F）。除非温度超过1 650℃（3 000°F），石英纤维是不会熔融或蒸发，有可能用作烧蚀材料。此外，这些纤维几乎保持固体石英的全部特点与性能。

石英纤维在化学上是稳定的。除氢氟酸和热磷酸外，石英纤维不受卤素或液态或气态普通酸的影响。石英纤维不应用于存在高浓度强碱的环境。

在与某些基体体系复合时，由于石英纤维的高电阻性能，在隐身应用方面具有潜在的优势。石英不会形成顺磁中心，在高能应用中也不会俘获中子。这些纤维具有低的介电常

数和介电损耗角正切，作为电绝缘材料提供极好性能。石英纤维与三种不同聚合物基体体系相复合的典型性能示于表2.4.1.7(d)-(f)。与“E”或“S-2”玻璃产品相比，石英产品是比较昂贵的，其价格范围从每磅$45-$150。更多的信息可在文献2.4.1.7中查到。

表2.4.1.7(a) 石英纤维的性能

比 重	2.20
密 度，g/cm^3（lb/in^3）	2.20（0.0795）
拉伸强度	
单 丝，GPa（ksi）	6.0（870）
无捻粗纱，ASTM D2343浸渍的纱束试验-宇航石英II 9779，GPa（ksi）	3.6（530.5）
模 量，GPa（Msi）	72.0（10.0）
伸长率，%，单丝拉伸强度×100/模量	8.7
热	
膨胀系数，10^{-6}cm/cm/°C（10^{-6}in/in/°F）	0.54（0.3）
热导率，W/m·K（Btu/hr/ft/°F）（Btu/hr/sqft/in/°F）	1.362（0.80）（9.5）
比热，J/kg·K（Btu/lb/°F）	7 500（1.8）
电	
介电常数，10 GHz，24°C(75°F)	3.78
介电损耗角正切，10 GHz，24°C(75°F)	0.0001

表2.4.1.7(b)石英连续纱束

纱束号数	长丝数	纱束支数		长丝直径	
		g/km	yd/lb	μm	10^{-5} in
QCG 300 1/0	119[a]	6.5	30 000	1.1	45
QCG 300 2/0	240[b]	33	15 000	0.89	35
QCG 300 1/2	240[a]	33	15 000	0.89	35
QCG 300 2/2	480[a]	66	7 500	0.89	35
QCG 300 2/8	1 920[a]	264	1 875	0.89	35

(a) 用作织物纱

(b) 用作无捻粗纱与织物纱。

表2.4.1.7(c) 航空航天应用的机织织物结构

类 型	支 数	经 纬	纬 纱	织 纹	重 量 Oz/Sq.Yd.
503	50×50	300 1/2	300 1/2	平纹	3.5
507	27×25	300 1/2	300 1/2	平纹	2.0
525	50×50	300 1/0	300 1/0	平纹	2.0
527	42×32	300 2/2	300 2/2	平纹	5.6
531	68×65	300 1/2	300 1/2	8HS	5.1
557	57×31	300 2/2	300 1/0	四经破缎纹	5.0
570	38×24	300 2/8	300 2/8	5HS	19.3
572	17×16	300 2/8	300 2/8	平纹	9.9
581	57×54	300 2/2	300 2/2	8HS	8.4
593	49×46	300 2/2	300 2/2	5HS	7.5

表2.4.1.7(d) 石英/环氧的典型性能

性 能	室 温		在180°C(350°F)下1/2小时	
	国际单位	英制单位	国际单位	英制单位
拉伸强度（MPa，ksi）	516-717	74.9-104	451-636	65.4-92.2
拉伸模量（GPa，Msi）	21.7-28.2	3.14-4.09	19.5-25.3	2.83-3.67
弯曲强度（MPa，ksi）	658-682	95.5-98.9	372-523	53.9-75.9
弯曲模量（GPa，Msi）	22.5-23.8	3.27-3.46	19.2-21.2	2.78-3.08
压缩强度（MPa，ksi）	458-499	66.4-72.4	294-344	42.6-49.9
压缩模量（GPa，Msi）	23.6-25.9	3.43-3.75	21.4-23.4	3.10-3.40
层压板树脂含量（wt%）	33.5-32.0			
比重（g/cm³）	1.73-1.77			

表2.4.1.7(d) 石英/增韧环氧的典型性能

性 能	室 温		82°C(180°F)	
	国际单位	英制单位	国际单位	英制单位
弯曲强度（MPa，ksi）	889	129.0	770	111.7
弯曲模量（GPa，Msi）	27.6	4.0	26.9	3.9
压缩强度（MPa，ksi）	608	88.2	534	77.5
压缩强度，湿态（MPa，ksi）	528	76.6	488	70.8
压缩模量（GPa，Msi）	29.0	4.2	26.2	3.8
压缩模量，湿态（GPa，Msi）	25.5	3.7	27.6	4.0
短梁强度（MPa，ksi）	91.0	13.2	81.4	11.8
短梁强度，湿态（GPa，Msi）	63.4	9.2	64.1	9.3
树脂含量（wt%）	32.0			
铺层厚度（mm，in）	0.23	0.009		

表2.4.1.7(f) 石英/聚酰亚胺的典型性能

性 能	室 温		在180°C(350°F)下1/2小时	
	国际单位	英制单位	国际单位	英制单位
拉伸强度（MPa，ksi）	545-724	79.1-105		
拉伸模量（GPa，Msi）	27	3.9		
弯曲强度（MPa，ksi）	646-703	93.7-102	430-471	62.4-68.3
弯曲模量（GPa，Msi）	22	3.2	18-19	2.6-2.8
压缩强度（GPa，Msi）	462-465	67.0-67.4	266-312	38.6-45.2
压缩模量（GPa，Msi）	24-26	3.5-3.7	19	2.8
层压板树脂含量（wt%）	36.2-36.2			

2.4.1.8 超高分子量聚乙烯

材料说明

超高分子量聚乙烯纤维（UHMWPE）是一种高性能纤维的通用名称，今天众所周知的Spectra是由UHMWPE的主要销售者Allied Signal Inc命名的商品名称。非定向UHMWPE在上世纪50年代中期首次人工合成。美国和欧洲的若干学术和商业机构研究开发了定向

UHMWPE纤维。Allied在70年代开发了Spectra纤维，1985年首次作为一种商业产品提供。

普遍接受可称作“超高分子量”的定义，是分子量大于3 000 000。聚乙烯的性能强烈地依赖分子量和支化程度。UHMWPE纤维是一种线性聚合物，一般分子量在3 000 000和6 000 000之间变化。该纤维高度轴向定向，并且是链形成的高度晶体结构（在95%-99%之间），但结晶性不是热塑性塑料中一般具有的折叠链形式，其链是全部伸展的（图2.4.1.8(a)）。

纤维通过为解开聚合物链而溶解聚合物的凝胶纺丝工艺形成。由溶液拉伸出纤维，纤维分子沿轴向极其高度取向。与其他高性能纤维相比（一般芳纶直径为12 μm；S-2玻璃为7 μm；碳纤维为7 μm），所生产的纤维直径相当大，为27 μm（对Spectra 1 000）。

与其他高性能纤维相比，UHMWPE的成本是有竞争能力的，低性能、高旦尼尔的Spectra 900产品约为$16/lb；高性能、低旦尼尔的Spectra 1 000高达$80/lb。

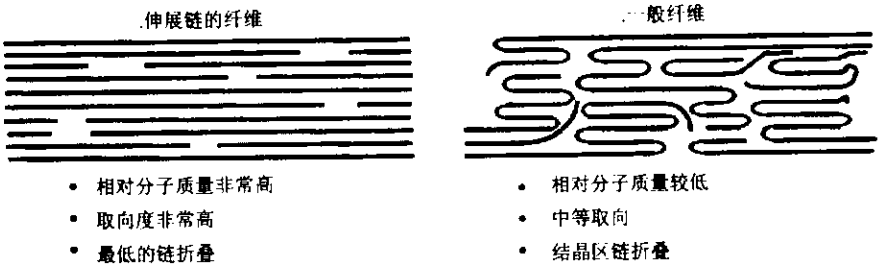


图2.4.1.8(a) 与一般聚乙烯纤维相比较，UHMWPE纤维的示意图（文献2.4.1.8(8)）

优点和局限性

UHMWPE的主要缺点是温度性能较差，该纤维熔点是149°C（300°F），一般最高使用温度为110°C（230°F）。把UHMWPE与热固性基体复合，通过固化、后固化及模压形成复合材料时，必须考虑温度因素。UHMWPE加工极限上限（121°C，250°F）与许多商用结构树脂体系的推荐固化温度相一致，但不能用于177°C（350°F）固化。由于加工温度高，实际上在高性能热塑性基体中不能使用UHMWPE。

即使在室温下，蠕变也是一个问题（图2.4.1.8(b)）。由于这个缘故，对长期恒载应用的设计应仔细考虑，高温下承载会导致严重的蠕变问题。

在用于复合材料时，UHMWPE与大多数基体树脂粘合性能差。这是由于它的化学惰性和不良的润湿性（低表面能）。为了改善胶接，常用气体等离子处理来改进纤维表面以使其与各种树脂相容。

虽然UHMWPE有严重的温度和蠕变局限性，但是仍然有许多应用。即使在低温下仍有优良的冲击强度，再加上比芳纶减重33%，使其在温度要求不高的应用中是一种不错的选择。

防弹是它的主要用途之一。在防弹应用方面，这种纤维在商业上是成功的，尤其是在军队和执法人员的轻质护身装甲和防暴盾牌方面的应用。美国军队正研究把UHMWPE作为芳纶替代物来制造标准的士兵头盔。其他两种防弹应用是陆上车辆防地雷装甲和飞机的超轻质装甲。例如，按空军特殊作战指令飞行的AC-130H幽灵武装直升机，使用UHMWPE装甲作为低空（150 m（500 ft））飞行攻击模式要求。

UHMWPE也用于雷达天线罩，这类部件利用其低介电常数（2.2）和低介电损耗角正切（0.0002）方面的优点。其他应用包括抗割裂的织物、重型起动设备荷重电缆、雪和水

滑板及其他体育用品，以及高耐磨耗性应用。

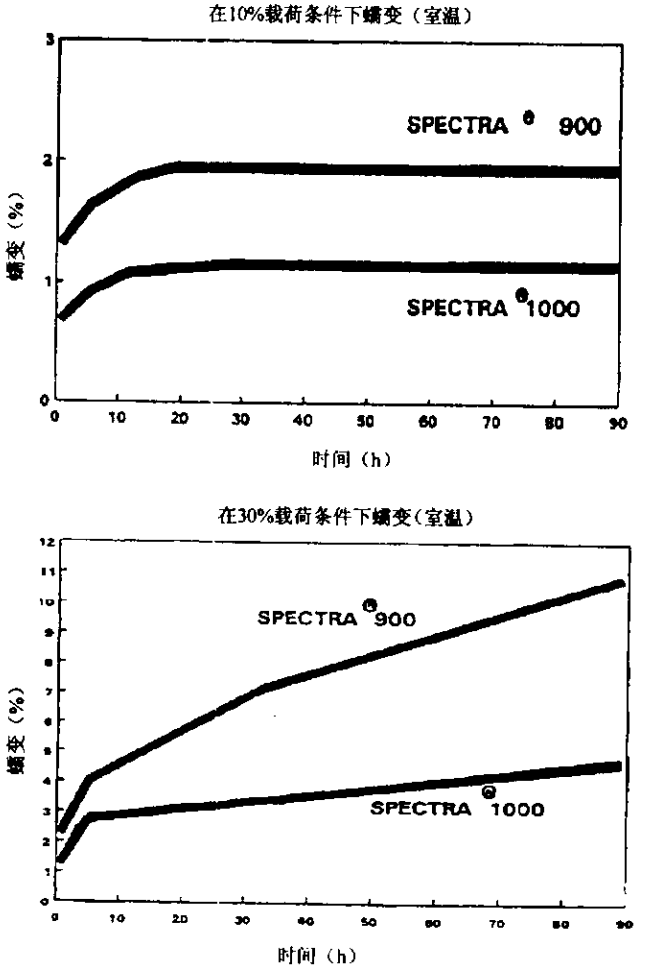


图2.4.1.8(b) 在10%与30%载荷条件下，Spectra纤维的室温蠕变性能（文献2.4.1.8(a)）

用UHMWPE纤维增强的复合材料，其力学性能通常是非常良好的。拉伸强度与模量、伸长率和韧性比其他类型纤维要好，尤其是在以重量为基准归一化时（虽然压缩和剪切性能不可这样去比较）。

UHMWPE是一种疏水材料，并且非常耐湿。事实上，除其不良的高温性能外，UHMWPE能很好经受住环境、包括长时间日光曝晒。UHMWPE具有优越的耐溶剂性（化学惰性），甚至耐强酸和碱。在普通溶剂如水、汽油、液压油和清洗溶剂中，其稳定性是杰出的。该纤维也显示出良好的耐磨性和自润滑的性能。

在高性能纤维之中，只有UHMWPE才能浮在水上。迄今为止在4种普通高性能纤维中，密度为0.97 g/cm^3（0.035 lb/in^3）的UHMWPE是最轻的（芳纶密度是1.4 g/cm^3（0.051 lb/in^3））；碳是1.8 g/cm^3（0.065 lb/in^3）；S-2玻璃是2.5 g/cm^3（0.091 lb/in^3））。UHMWPE经常与芳纶纤维相比较，该纤维的强度和模量与芳纶大约相同，但由于较低的密度使其比强度和比模量更高，以重量为基准几乎与今天的高模量碳纤维一样。

若无专用设备，对UHMWPE很难进行机械加工。通常，除了由于它的低熔融温度之外，

UHMWPE机加要求与芳纶相同，UHMWPE还可以用热切刀切割。表2.4.1.8列出两个等级Spectra纤维的一些主要性能。在文献2.4.1.8(b)-(e)中可以查到更多的信息。

表2.4.1.8 Spectra®900 和Spectra®1000纤维的性能2.4.1.8(a)

性 能	Spectra 900	Spectra 1 000
纤维直径，μm（mil）	38（1.5）	27（1.1）
密度，g/cm^3（lb/in^3）	0.97（0.035）	0.97（0.035）
拉伸强度，GPa（Msi）	2.58（375）	3.00（435）
拉伸模量，GPa（Msi）	120（17.4）	171（24.8）
比拉伸强度，M-m（M-in）	0.272（10.7）	0.315（12.4）
比拉伸模量，M-m（M-in）	12.3（486）	18.1（714）
伸长率，%	3.5	2.7
介电常数	2.2	2.2
介电损耗角正切	0.0002	0.0002

2.4.2 树脂

2.4.2.1 概述

树脂是一个通用术语，用于表示聚合物、聚合物前驱体材料和/或混合物或其中含有各种添加剂或化学反应成分的配方。树脂的化学组成和物理性能从根本上影响着复合材料的工艺、制造和最终性能。在树脂化学组成、物理状态或形态方面的变化，和树脂中存在杂质或污染物会影响操作性能及加工性能、单层/层压板性能和复合材料性能与长期耐久性。本节描述用于聚合物基复合材料和胶粘剂中的树脂材料，并且考虑树脂化学和组分变化可能的来源和后果，以及杂质与污染物对树脂加工性能和树脂及复合材料性能的影响。

2.4.2.2 环氧

术语环氧是对基于分子含环氧基团的聚合物族的概括描述。一个环氧基团是一个环氧乙烷结构，具有一个氧原子和两个碳原子的三元环。环氧是含一个或多个环氧基团，可通过与胺、酸、酰胺、醇、酚、酸酐或硫醇等反应固化的可聚合的热固性树脂。该聚合物以各种黏度从液体到固体都有供货。

环氧树脂广泛用作预浸料的树脂和结构胶粘剂。环氧树脂的优点是强度和模量高、挥发分低、优良的粘合性、低收缩率、良好的耐化学性和易于加工成形。其主要缺点是脆性和吸湿后性能下降。环氧树脂的加工或固化比聚酯树脂慢，该树脂的价格也高于聚酯树脂。加工成形技术包括热压罐模塑、长丝缠绕、压机模塑、真空袋模塑、树脂传递模塑和拉挤。固化温度从室温至180°C（350°F）。最常用的固化温度范围在120°C与180°C（250°F与350°F）之间。固化后结构的使用温度也随固化温度变化。固化温度高通常耐温性也较高。一般考虑固化压力为低压模塑，压力从真空到大约700 kPa（100 psi）。

2.4.2.3 聚酯（热固性）

热固性聚酯树脂是指邻苯二甲酸聚酯树脂或间苯二甲酸聚酯树脂的通用术语。聚酯树脂是比较便宜和快速成形的树脂，一般用于低成本应用。与某些填料复合，在电弧和漏电条件下呈现抗击穿性。间苯二甲酸聚酯树脂呈现较高的热稳定性、尺寸稳定性和抗蠕变性。通常，对于纤维增强树脂体系，聚酯的优点是成本低和能快速成形。

纤维增强聚酯可用许多方法成形。普通的成形方法包括金属对模模塑、湿法铺贴、压制（真空袋）模塑、注射模塑、长丝缠绕、拉挤和热压罐成形。在热固性模塑成形过程中，可配制聚酯使其比酚醛更快固化。例如，酚醛成形取决于时间/温度关系，而聚酯成形主要取决于温度。根据配方不同，聚酯可在室温至180°C（350°F）条件下成形。如果采用适合的温度，将发生快速固化。无足够热量，该树脂/催化剂体系会保持塑性状态。与环氧相比，聚酯成形较易且韧性较高；而酚醛则较难成形且脆，但却具有较高的使用温度。

2.4.2.4 酚醛

20世纪初苯酚-甲醛树脂及其直接前驱体首次商业化生产投入市场。在1920-1930年代脲甲醛和三聚氰胺-甲醛以更便宜的替代品问世，用于较低温度使用。通常，酚醛树脂通过缩聚方法固化，伴随有水气排出。所得基体的特点在于耐化学和耐热性以及高硬度、低烟和低毒性降解产物。

酚醛聚合物经常称作可熔（甲阶）酚醛树脂或线性酚醛树脂，取决于存在碱性催化剂时过量甲醛与酚反应的缩聚物（可熔酚醛树脂），或存在酸性催化剂时过量酚与甲醛反应的缩聚物（线性酚醛树脂）。可熔酚醛树脂与线性酚醛树脂之间基本区别是：在线性酚醛树脂中没有羟甲基基团，并由此引起需要延伸剂，如多聚甲醛、六亚甲基四胺或补充甲醛作为固化剂。这些树脂比任何一种母体材料都具有更高的相对分子质量和黏度，因此，它们是成形独特构造和复杂曲率最理想的材料。该树脂允许压制或热压罐固化，并允许自由状态较高温度的后固化。

2.4.2.4.1 可熔酚醛树脂

苯酚和过量甲醛在有碱时的反应，生成低相对分子质量预聚物，这种预聚物可溶于碱并含有大量羟甲基（$-CH_2OH$）。这些预聚物加工到可使用的黏度（已凝酚醛树脂），然后固化成高交联密度难加工的固体，水分作为挥发物损失（按重量计算差不多是树脂的10%-12%）。

2.4.2.4.2 线性酚醛树脂

第二种酚醛树脂是存在酸催化剂时由过量苯酚与甲醛反应生成。这些预聚物树脂是低相对分子质量材料的复杂混合物，微溶于酸并在芳环的邻位、对位和邻-对位位置上显示无规的亚甲基（$-CH_2$）。除非大量过剩的苯酚存在，该材料将形成不熔的树脂。用于调节加工黏度的过量苯酚能够按应用需要而变化。水和甲醛都是挥发性产物。

2.4.2.5 双马来酰亚胺

双马来酰亚胺是一种热固性树脂，仅最近才有以预浸料带、织物、粗纱和片状模塑料（SMC）等形式商业供货。如同术语所表示的，双马来酰亚胺树脂是由二胺和顺丁烯二酸酐生成的马来酰亚胺。典型的二胺是芳香族胺，到目前为止最普遍的是二苯氨基甲烷（MDA）。

双马来酰亚胺通过均聚合或通过与二胺、环氧或单一的或混合的不饱和化合物聚合形成有用的聚合物。各类材料像烯丙基、乙烯基、丙烯酸酯、环氧、聚酯、及酚醛类活性稀释剂和树脂可用于改进双马来酰亚胺体系的性能。然而，为了得到有用的聚合物，需注意特定的组分。

双马来酰亚胺树脂的物理形态取决于最终应用的要求。其形态能从固体变化到室温下

可浇注的液体。用于航宇预浸料的黏性树脂需要有专利权的特殊配方。

对双马来酰亚胺树脂（BMI树脂）谈论最多的是与环氧树脂相比的优点。新出现的数据表明BMI是在电子和航宇工业中得到广泛应用的多用途树脂。与环氧树脂相比的主要优点是其较高的玻璃化转变温度，可高达260-320°C（500-600°F）。高温环氧的玻璃化转变温度通常低于260°C（500°F）。BMI树脂的第二个优点是高使用温度下的高伸长率。用二氨基二苯砜（DDS）固化的高温环氧具有大约1%的伸长率，而BMI可能具有2-3%的伸长率。因此，双马来酰亚胺树脂具有更高的耐温能力和更高的韧性，能在大气环境和高温条件下提供优良的性能。

双马来酰亚胺树脂成形工艺基本上与环氧树脂类似。除了别的以外，BMI树脂还适合于标准的热压罐成形法、注射模塑法、树脂传递模塑和SMC（片状模塑料）。除使用温度更高时需要在烘箱中进行自由状态后固化外，BMI的成形时间类似于环氧。仅有的局限性是尚未开发出室温固化的BMI。

目前，BMI的成本一般比高温环氧要高。双马来酰亚胺树脂的主要缺点是它们近来才有商业推介，使得很少有文献来源或权威性评述。另外，与BMI的种类一样，供应商很少。后面的缺点可由其多种适用的共聚单体部分补偿。

2.4.2.6 聚酰亚胺

聚酰亚胺树脂系列包括多种聚合物，所有这些聚合物都含有芳香杂环结构。2.4.2.5节中讨论的双马来酰亚胺是该系列的一个分支。其他聚酰亚胺是由各种环酐或其二酸衍生物通过与二胺反应合成的。此反应生成聚酰胺酸，该聚酰胺酸通过除去水和/或乙醇进行缩聚。

在高温环境下，聚酰亚胺基复合材料性能优异，其耐热性、氧化稳定性、低热膨胀系数和耐溶剂性对设计十分有用。其主要用途是电路板和工作温度高的发动机和航空航天结构。

聚酰亚胺可以是热固性树脂或热塑性树脂。热塑性树脂品种在2.4.2.7.2节中讨论。热固性聚酰亚胺特性是具有可交联的封端和/或刚性聚合物主链。如果后固化温度足够高，一些热塑性聚酰亚胺在零件成形过程中可能变成热固性聚合物。另一方面，含残余增塑溶剂部分固化的热固性聚酰亚胺可能显示出热塑性行为。因此，很难肯定地说一种具体的聚酰亚胺确实是热固性的还是热塑性树脂。所以，聚酰亚胺代表这两类聚合物之间的过渡。

聚酰亚胺性能，如韧性和耐热性受交联和链延长程度影响。相对分子质量和交联密度由具体的封端基团和酸酐：胺混合物的化学计量法确定，该混合物通过逐步链增长产生聚酰胺酸，然后通过连续热固化循环利用聚酰胺酸形成最终聚合物结构。树脂配方中所选溶剂对交联和链延长有重要影响。如N-甲基2-吡咯烷酮（NMP）这样的溶剂，在形成相当大的交联网络之前，通过提高树脂流动、链迁移率和相对分子质量促进链延长。从实际出发，这些溶剂有益于聚合作用，但由于它们有引起分层的趋势，对零件制造是有害的。

大多数聚酰亚胺树脂单体是粉末状的，但某些双马来酰亚胺是例外。因而也将溶剂加到树脂中，使其能够浸渍单向纤维和机织织物。通常，按重量计算50:50的混合物用于织物，按重量计算90:10高含固量混合物用来生产单向的纤维和低单位面积重量织物预浸料用薄膜。溶剂进一步用于控制预浸料操作质量，如黏性和铺覆性。浸渍期间，通过干燥过程除去大多数溶剂，但预浸料总挥发分含量按重量计算一般介于2%-8%之间。该含量包括所有的挥发分，包括缩聚固化反应所产生的挥发分。

聚酰亚胺需要很高的固化温度，通常超过290°C（550°F）。因此，可用于常规环氧复合材料消耗材料就不适用了，并且必须使用钢模具。聚酰亚胺采用的袋压材料和隔离薄膜，如Kapton和Upilex，替代了环氧复合材料成形常用的低成本尼龙袋压材料和聚四氟乙烯（PTFE）隔离薄膜，并必须用玻璃纤维织物代替聚酯毡作为吸胶和透气材料。

2.4.2.7 热塑性材料

2.4.2.7.1 半结晶

半结晶热塑性塑料之所以如此取名，是因为它们体内含有一定数量的晶体形态。剩余的体积具有称为无定形的无规分子定向，此名赋予不含晶体结构的热塑性塑料。可能变成晶体的总体积百分数取决于聚合物，例如低密度聚乙烯，晶体可能高达70%（文献2.4.2.7.1(a)）。半结晶热塑性塑料用它们的分子形成三维有序排列的能力来表征（文献2.4.2.7.1(b)）。这与无定形聚合物相反，无定形聚合物不含有序结晶结构的分子。部分半结晶热塑性塑料的名单包括：聚乙烯、聚丙烯、聚酰胺、聚苯硫醚、聚醚醚酮、（聚醚酮酮）和聚芳酮。

半结晶热塑性塑料可转变成几种物理形式，包括薄膜、粉末和长丝。与增强纤维复合，可按注塑配混料、可压塑无规片材、单向带、纱预浸料和织物预浸料供货。浸渍的纤维包括碳、镀镍碳、芳纶、玻璃、石英及其他纤维。

在注射模塑工业中，短纤维增强半结晶热塑性塑料的应用已超过廿多年。固有的加工速度、生产复杂精细零件的能力、优良的热稳定性和耐腐蚀性使它们在汽车、电子和化学制造工业中确立了地位（文献2.4.2.7.1(c)）。

连续长纤维与高性能半结晶热塑性塑料复合是一项最新的进展，这些复合材料与现有材料相比已显示出了若干优点。材料的化学稳定性提供了无限储存期，避免了适用期及需要冷贮存的问题。半结晶材料通常比无定形聚合物具有更好的耐腐蚀性和耐溶剂性，在某些情况下超过了热固性材料（文献2.4.2.7.1(c)），其耐腐蚀性在化学加工工业设备方面得到了利用。结晶结构的另一个优点是在高于材料玻璃化转变温度（T_g）时的性能保持率，这些材料可以在高于T_g的温度下应用，但取决于加载要求，应用实例如油田井下抽油杆导杆（文献2.4.2.7.1(d)）。

某些半结晶热塑性塑料具有固有的阻燃性、优越的韧性、在高温下与冲击后良好的力学性能及低吸湿性，这些使其在航宇的次要和主结构件中获得应用（文献2.4.2.7.1(e)-(f)）。固有的阻燃性使这些材料成为飞机内部、船舶和潜艇应用的理想候选材料；优越的韧性使其成为对冲击损伤阻抗有要求的飞机前缘和舱门的有前途的候选材料（文献2.4.2.7.1(g)）；低吸湿性与低渗气性已引起空间结构的兴趣，而湿膨胀是它的一个问题（文献2.4.2.7.1(h)）；另外，镀镍碳纤维/热塑性塑料体系正在EMI（电磁干扰）屏蔽应用方面找到应用。

半结晶热塑性复合材料的主要缺点是缺少设计数据库、0°压缩性能比180°C（350°F）环氧体系低和抗蠕变性大（文献2.4.2.7.1(c)）。半结晶热塑性塑料的抗蠕变性优于无定形热塑性塑料，预计层压板纤维方向的抗蠕变性不是问题。

成形速度是热塑性塑料材料的主要优点。在成形过程中不会发生材料的化学固化，因此，与热固性复合材料相比经历的周期时间少（文献2.4.2.7.1(i)和(j)）。然而，热塑性塑料预浸料通常比较僵硬，不具有热固性预浸料的黏性与铺覆性。供货形式包括交织在一起的热塑性塑料与增强纤维，称为可铺覆的混合片。高性能工程热塑性塑料材料的目前价格略

高于相当性能的环氧，而且模具成本更高。但是，由于减少成形时间，可以降低最终零件成本。后成形或再加工模塑零件的能力也可节约成本。

有许多方法和技术适用于半结晶热塑性塑料的成形，包括冲压模塑、热成形、热压罐成形、隔膜法成形、滚压成形、纤维缠绕和拉挤成形。半结晶热塑性塑料与无定形热塑性塑料不同，根据模塑过程中材料的时间/温度历程，其形态会变化，因此，可以通过控制冷却速度控制结晶度。为了得到更高的性能，该材料必须在高于其熔融温度下加工成形，要求温度范围为260-370°C（500-700°F）。由于成形温度高，应该解决模具和热塑性材料之间的热膨胀差异问题。实际需要的压力随工艺而变，但对于冲压模制可能高达34 MPa（5 000 psi），而对于热成形低至0.7 MPa（100 psi）。一旦成形，半结晶热塑性塑料能采用各种方法连接，包括超声波焊接、红外线加热、振动、热空气和气体、电阻加热和传统的胶粘剂。

2.4.2.7.2 无定形

大多数热塑性聚合物由无规取向的分子组成，并称为无定形。因为分子是不均衡的或由具有大侧基的单元组成，所以分子本身不能按有序方式排列。相反，半结晶热塑性塑料含有形成有序三维排列的分子（文献2.4.2.7.1(b)）。无定形热塑性塑料包括聚砜、聚酰胺-酰亚胺、聚苯砜、聚苯基硫醚砜、聚醚砜、聚苯乙烯、聚醚酰亚胺和聚芳酯。

无定形热塑性塑料以几种物理形式供货，包括薄膜、长丝和粉料。在与增强纤维复合时，它们也是以注塑配混料、压缩的可模制的无规片材、单向带、织物预浸料等供货的。所用的纤维主要是碳、芳纶和玻璃。

无定形热塑性塑料用于许多领域，具体的用途取决于所关心的聚合物。在医疗、通讯、运输、化工、电子和航空航天工业方面已很好得到了应用。大多数应用采用无填料和短纤维形式。无填料聚合物的一些应用包括：厨具、动力工具、商业机器、耐腐蚀管道、诊疗器械和飞机座舱盖。短纤维增强形式的用途包括：印刷电路板、传输零件、在汽车发动机罩下应用、电气连接和喷气发动机部件（文献2.4.2.7.2(a)）。

无定形热塑性塑料作为连续纤维增强复合材料的基体材料应用是最新开发的。复合材料的性能使得已经考虑将它们用于主要和次要的飞机结构，包括内部部件、地板、整流罩、机翼蒙皮和机身段（文献2.4.2.7.2(b)和(c)）。

无定形热塑性塑料的具体优点取决于聚合物。通常，因便于快速成形、高温性能、良好的力学性能、优良的韧性和冲击强度及化学稳定性这种树脂受到了关注。稳定性使其有无限的储存期，从而无需热固性预浸料所要求的冷冻贮存。一些无定形热塑性塑料还具有良好的电气性能、阻燃性和低烟释放、长期热稳定性和水解稳定性（文献2.4.2.7.2(a)）。

无定形热塑性塑料一般比半结晶热塑性塑料具有更高的耐温能力。玻璃化转变温度高达260°C（500°F）的聚合物是有供货的。此外，因为避免了晶体结构的形成，简化了工艺，使得因其熔融黏度较低而收缩较少。一般无定形聚合物耐溶剂性和抗蠕变性较低，且在高于玻璃化转变温度时比半结晶热塑性塑料的性能保持率低（文献2.4.2.7.1(f)）。

连续纤维增强无定形热塑性塑料复合材料的主要优点是：有可能采用高生产率下的低成本工艺、高温承受能力、冲击前后良好的力学性能和化学稳定性。高温承受能力和冲击后的力学性能保持率使无定形热塑性塑料对航空航天工业颇具吸引力。其特征是使用温度为177°C（350°F）和韧性为传统热固性聚合物的2-3倍（文献2.4.2.7.1(f)）。热塑性塑料最

值得注意的的优点是成形工艺速度，使得成本较低。因为在成形过程中无化学反应发生，通常其生产周期比热固性材料短（文献2.4.2.7.1(i)和(j)）。

无定形热塑性塑料与半结晶热塑性塑料有许多共同的缺点，如数据库数据很少，与180°C（350°F）固化热固性材料相比其0°压缩性能低。半结晶热塑性塑料所具有的良好耐溶剂性，对大多数无定形热塑性塑料却是令人担心的事。因所选用的聚合物和溶剂各不相同，它们可能受到不同程度的腐蚀。聚合物的抗蠕变性是受关切的事，但对沿纤维方向受载的复合材料形式应该是良好的。材料的黏性和铺覆性不如热固性材料，然而某些以混合片方式供货的无定形热塑性塑料是可铺覆的。

用作先进复合材料的无定形热塑性塑料预浸料的成本比相当性能的环氧高，但由于上述的工艺优点，所以成品成本可能较低。材料的再加工性可降低边角料率，又转化成额外费用节省。例如：可对同一张片材层压板热成形几次直至达到所需的构型。此外，可以重复利用某些形式。

连续增强复合材料使用的工艺包括：冲压模塑、热成形、热压罐成形、隔膜法成形、滚压成形、纤维缠绕和拉挤成形。高熔融温度要求的成形温度范围为260-370°C（500-700°F）。由于成形温度高，应该解决模具和热塑性材料之间的热膨胀差异问题。成形压力范围，从热成形的0.7 MPa（100 psi）到冲压模塑的35 MPa（5 000 psi）。几种吸湿的无定形热塑性塑料，在成形之前必须干燥。此外，推荐用热模以提高材料流动性。材料可采用几种方法连接，包括普通的胶粘剂，或熔焊如超声波焊接、红外线加热、热空气和气体及电阻加热；使用胶粘剂的表面处理技术会与热固性材料不同；连接无定形热塑性塑料能使用溶剂胶接技术，但却不适于多数半结晶热塑性塑料。

一类重要的无定形热塑性塑料基体是缩聚固化的聚酰亚胺。实例包括聚酰胺酰亚胺，如Torlon；具有更柔性主链的聚酰亚胺，如由NASA开发的AvimidR K3B，NR 150B2和LaRC聚合物。如2.4.2.1.6节中所述，聚酰亚胺代表热固性和热塑性聚合物之间的过渡。因此，这些热塑性塑料还具有许多环氧和酚醛热固性聚合物的典型特性（例如，优良的耐溶剂性和最大工作温度高）。

由于可以忽略交联密度，这些聚合物给予复合材料层压板一些韧性，使得在成形过程中可能具有有限的流动，尽管这种流动更像超塑性的金属显示的高蠕变率。与其他热塑性塑料不同，即使在高的压实压力下，这些聚合物也不产生液态流动。缩聚固化热塑性塑料的典型成形条件是290°C（550°F），在起始值为1.4 MPa（200 psi）压实压力下温度更高。

已经开发了许多以低成本快速冲压、或加压模塑结构复合材料为目的的这类热塑性聚合物，但是，由于生产批量小、固定设备和模具成本高以及成形零件中过度的纤维变形，这种可能尚待实现。这些聚合物最成功的结构应用是采用热压罐成形法来减少模具成本和纤维变形。由于介电常数低、吸湿低和热膨胀系数低，已经将此类型中的其他聚合物用作电路板。在这些应用里，已经发现加压模塑是有利的和经济合算的。

与其他的热塑性聚合物相比，缩聚固化热塑性塑料尚未得到广泛应用。它们的成形性能与热固性聚酰亚胺非常相似，这成为一个限制因素。由于缩聚反应产生挥发物，除非压实压力足够高可以抑制空隙集结与增长，否则会导致层压板的孔隙率高。零件成形还需要昂贵的高温模具和消耗材料（如真空袋和隔离膜）。虽然许多这些缩聚固化的热塑性聚酰亚胺的韧性和成形性能比那些有竞争力的热固性聚酰亚胺略强一些，但它们的最高工作温

度极限却稍微低一些。暂时，这些热塑性聚合物尚限于专门利用它们独特性能的不大的特殊市场。

2.4.2.8 特种与新兴树脂体系

2.4.2.8.1 硅树脂

硅树脂是一种合成树脂，主要由有机硅组成。术语有机硅树脂是用于高温聚甲基硅氧烷的泛称。有机硅树脂从低黏度液体到易碎的固体树脂均有供货。

有机硅树脂用于要求高温稳定性、耐气候性、良好电气性质和耐湿性之处。这些优良的性能已使有机硅树脂用于层压板、树脂浸液、矿物填充模塑料和长玻璃纤维模塑料。有机硅树脂已用作云母纸、柔性玻璃带、玻璃布和云母产品的浸渍剂。模塑料可用传统的方法成形：如注射、压机和传递模塑。其固化温度在120-230°C（250-450°F）之间。固化时间取决于固化温度、模制零件的壁厚和所要求的固化后性能，其范围从30分钟到24小时。在某些应用中，需要额外的后固化。

2.5 产品形式的成形

2.5.1 织物和预成形件

2.5.1.1 机织物

机织物或针织物产品形式不同于带和无捻粗纱，大多数情况是在树脂浸渍工序之前生产的。因此，在浸渍工序之前、之中和之后，在大多数零件中这些产品形式提供了产品连续性或纤维位置保持性。对于复杂形状的铺贴，大多数织物结构比直的单向带提供更多的适应性。织物为采用溶液或热熔工艺进行树脂浸渍提供了选择。通常，结构用的织物在经向（纵向）和纬向（横向）采用同样重量或支数的纤维或纱束。但是，这不是一个固定的规则；因为对于定制应用，增强纤维和织物类型结合的数目基本上是没有限制的。还有一些织物生产时交织热塑性塑料纱束；当织物成形到最终状态时，热塑性塑料纱束成为树脂基体。

结构用机织织物选择具有若干可以考虑的参数，这些变量是纱束重量、纤维束或纱束支数、织纹和织物表面处理剂。由于有更多种类纱重量供货，玻璃纤维织物的变化种类远多于碳纤维织物。比较起来，可用的碳纤维束重量或长丝支数纤维束很少。通常，织物越轻或越薄，成本也越高。还有分解进入成本的因子是织纹复杂性或厚重织物机器产量。对于航空航天结构，因为考虑单位面积重量、树脂空隙尺寸减到最少和制造工艺过程中保持纤维方向，通常选择密的机织织物。

2.5.1.1.1 普通的机织物

在织造工艺过程中，机织结构织物通常用增强纤维束、纱束或纱上下联锁而成。较普通的织物是平纹或缎纹组织。平纹组织结构由每根纤维在每一交叉纱束（纤维束、束纤或纱）上下交替穿越织成。普通缎纹组织，如5综或8综缎纹，纤维束在经线和纬线上下反转穿越次数较少。（见图2.5.1.1.1(a)和(b)）

这些缎纹组织卷曲比平纹组织少，并较易变形。对平纹组织织物和大多数5或8综缎机织物，经向和纬向纤维纱束支数是相等的。例如：3K平纹组织经常具有附加的名称，12×12

表示在每一方向上每英寸有12个纤维束。该支数名称可以改变来增加或减少织物单位面积重量，或按重量变化选用不同的纤维。

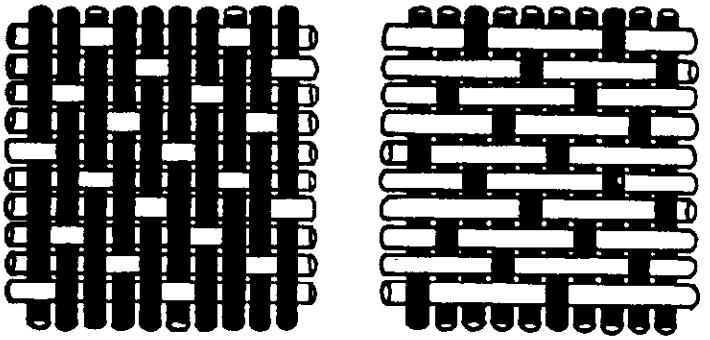
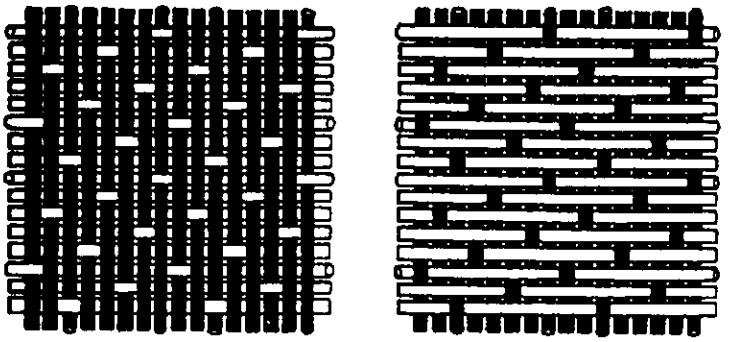


图2.5.1.1.1(a) 5综缎纹组织结构。在该组织结构中，两个方向的每根纱都是4上1下。



2.5.1.1.1(b) 8综缎纹组织结构。在该组织结构中，两个方向的每根纱都是7上1下。

2.5.1.1.2 缝编或针织织物

这些织物能提供单向带的许多力学优点。纤维布置可以是直的或单向的，无需机织物的上/下转向；在预先选定的方向铺一层或多层的干铺层后，通过用细支纱或线缝合将纤维固定就位。这种很像预铺层的单向带产品形式可提供多种多层取向，虽然可能有一些额外的重量增加或损失一些增强纤维强度性能，但可提高层间剪切和韧性性能。一些常用的缝合纱是聚酯、芳纶或热塑性塑料。

2.5.1.1.3 特种织物

要列出所有可能的机织或针织物形式是本文篇幅所容纳不下的。举例来说，一本标准织造商手册中列出的玻璃纤维织物超过一百种。这些织物的重量变化范围从18.65-1796g/m^2（0.55-53 oz/yd^2），厚度变化范围从0.0305-1.143 mm（0.0012-0.0450 in）。这样一个工业列表还只限于少数几种基本织纹，如平纹、席纹、纱罗、综绕和斜纹组织。有许多其他的织物如三轴的、正交的、针织双向的、缝编多层的和角联锁组织，在此仅举几个例子。由这些还可以产生新的组合和三维组织。

2.5.2 预浸渍的形式

2.5.2.1 预浸无捻粗纱

这种浸渍产品形式通常应用于单组长丝或纤维丝束，如20丝束或60丝束玻璃纤维无捻

粗纱。碳纤维无捻粗纱通常确定为3k，6k或12k无捻粗纱，其他支数也有供货。在树脂浸渍工序期间，有可能最好结合两种或多种支数的长丝或丝束，以增加单位长度无捻粗纱的重量、宽度等。为进行力学试验，单根无捻粗纱通常并排缠绕形成单层带，成形也如此。在零件制造期间，用包装在单个卷筒上的无捻粗纱产品形式提供自动化纤维铺设手段。无捻粗纱可以按单向织纹（类似带）铺设或产生交叉连锁效果。无捻粗纱产品的多数应用采用长丝缠绕的芯模，然后树脂固化成最终构型。此外，这种产品形式用于取向长丝有效组合以制造预成形件。预成形件与其他的铺贴组合或在闭合模内单独成形，而不是惯用的芯模固化工艺。大多数无捻粗纱是退捻供应，接近扁平连续带。在浸渍工序期间，带宽在一定程度上是可以控制的。与带或织物相比，单层或包缠无捻粗纱的单位面积重量更依赖缠绕工艺而不是浸渍工序。但是，预浸渍无捻粗纱的树脂控制具有同样准确度。

2.5.2.2 预浸带

全部产品形式通常从以连续纱束包装绕在卷筒上的单向纤维原料开始。正常情况下，对单向的产品形式，规定用退捻纤维束或丝束来得到纤维的极限强度。为了使单向带在进入固化程序前能保持正确的纤维布置，该特定产品形式取决于正确的纤维湿透和未固化树脂的韧度。

2.5.2.2.1 普通的单向带

多年来这种特殊形式已经在用户行业内标准化，并是热固性树脂普遍使用的。最通用的制造方法是将平行的原纱束（干燥的）拉入浸胶机中，在浸胶机中用加热和加压力使热熔的树脂与纱束结合。纤维和树脂的结合体通常是在易于剥离的带涂层载体纸或薄膜中间穿过机器。单向带通常在生产线中修整到规定宽度。载体的一面通常在到达卷起位置之前除去以便于连续目视检查。剩余的载体通常与单向带一起留在原地，用作卷上的隔离物和用于制造的操作辅助。在上纱架的原纱束到机器直线范围内或规定批量或树脂的可用性范围内，单向带制作过程是连续的。大多数浸渍机设计成能允许机上不中断地改换新的卷（采取不间断收卷）。调节原纱束平行性以控制规定的单位面积重量（干重量/面积）。对于单向带机器操作，经常以单独控制的操作来制造树脂膜。某些机器提供在线成膜，可在浸渍工艺期间调整树脂含量。宽达1.5 m（60 in）的单向带有商业供货。

2.5.2.2.2 两步法单向带

虽然此法在预浸料行业内不是一般的做法，但是有用预浸渍的无捻粗纱制成的单向带。制造单向带的这些无捻粗纱的平行性允许使用溶液浸渍树脂，而不是热熔体系。虽然产品形式可能类似于普通的单向带，但是可能难以生产薄的均匀扁平带。

2.5.2.2.3 有支承的单向带

为了提高具体的力学性能或零件制造操作性，有时增加制造单向带时的产品结构是有好处的。通常，在正常的单向带制造时，这些增加的纤维结构是可容纳的轻质物。在生产单向带之前，增加的产品结构可以在机器内组合、干燥或预浸渍。较常用的增加的结构是相同或不同纤维的轻质毡或稀纱布。与无支承材料的带相比，增加的产品结构将影响材料性能。

2.5.2.2.4 带涂层的单向带

某些单向带供货商提供附加单向带表面涂层的选择。这些薄膜树脂涂层通常具有与纤

维浸渍树脂不同的流变性或黏度，以保持固化单向带的层之间有明晰的边界。和支承单向带一样，附加的涂层可在制造单向带时结合进来。

2.5.2.2.5 预铺层的单向带

这些预铺层带起源于上述单层单向带形式中任何一种，然后通过叠层工艺，将两层或多层单向带按预先规定的角度定向，该角度是相对于新的逐步形成的带或宽幅结构的中心线而定的。原始的单层单向带按每一角度层左右定位，以形成连续线性形式。原始的单向层带通常是按相应于新产品结构边缘的角度预剪裁成段。通常在一个连续载体（纸或薄膜）平面上进行逐渐叠层顺序，非常像制造工艺。利用带有定好位的预铺层结构的载体，在运送/处理芯子上卷取预铺层带。预铺层带的宽度通常由预先确定的单独预剪裁段长度控制，但是，为了控制规定宽度，在卷取工序时会把对两个边缘进行最后修整包括在内。为降低成本，通常用大约0.6 m（24 in）或更宽的宽度进行预铺层。若需要窄幅的，可以通过第二次纵向切分来得到。在一定程度上，像单层单向带一样，保持产品结构的连续性取决于未固化的树脂的黏性或韧度。

2.5.2.3 预浸织物

此节留待以后补充。

2.5.2.4 预压实热塑性塑料片材

此节留待以后补充。

2.6 装运和贮存过程

复合材料前驱体材料和胶粘剂对贮存与装运方式会非常敏感。必须避免污染，因为污染必定会降低性能。已经预浸渍的材料（预浸料）、胶膜及其他树脂对温度变化很敏感，这些材料在固化之前，对水分和湿度也很敏感。因而，为了提供所要求的结果，这些材料需要特殊处理和贮存。

2.6.1 包装

预浸渍和胶膜应该在硬纸板卷上，或以其他方式支承。这些材料应密封在防潮的袋中，如果可能的话使用干燥剂。一旦完成包装，应将其保存在厂家推荐的条件下，通常在等于或低于-18°C（0°F）下贮存六个月或更长时间。因为热固性材料在室温，甚至更低的贮存温度下会继续固化，必须保存其曝露于室温和贮存温度条件下时间的纪录，此记录将用于确立材料的使用寿命以及确定何时需要重新试验。材料放置在室温下并仍可使用的时间，被称为外置时间，其范围为数分钟至三十天或更长。对于某些材料而言，其工艺特性可能会显著变化，取决于所经历的贮存及外置时间有多长。

2.6.2 运送

因为这些材料要求谨慎地控制环境，保持运送产品时的环境可能是困难的任务。通常，将仍在防潮密封袋中的材料放在一个经批准使用、带有干冰的运输容器中。容器中放置足够的干冰，使得按预定的到达时间再加大约24小时仍有一些干冰剩余。可以在容器内放置化学基温敏材料或电子温度记录装置，以保证在到货时的材料完整性。

2.6.3 开启包装与贮存

收到的材料应放入冰箱中以保持推荐的贮存温度。在运送期间，材料温度超过贮存温度的时间要从材料的外置时间中扣除。需要使用材料时，在开启防潮袋之前需使其达到室温。如果未做到这点，水分将在冷材料上凝结，并可能产生水分与材料预结合的问题。

2.7 制作工艺

制作工艺是将各种形式的纤维以及织物增强件放在一起，以生产给定复合材料零件或终端产品所要求的增强构型。在铺设增强体时，树脂可以或也可以不处于其最后的化学或物理的形式。制作工艺包括手工和自动化的纤维铺设方法，以及胶粘剂胶接和夹层结构制作。

2.7.1 手工铺贴

此节留待以后补充。

2.7.2 单向带自动铺设/单向带自动铺叠

2.7.2.1 背景

复合材料单向带铺叠机械在工业界已用了大约20年。对于航空航天工业小规模机加车间，早期开发的机器通常是在发展工程师的指导下定制的。一旦该技术在实验室中得到证实，商用机器工具制造商开始生产并进一步发展成工业用的铺带机。

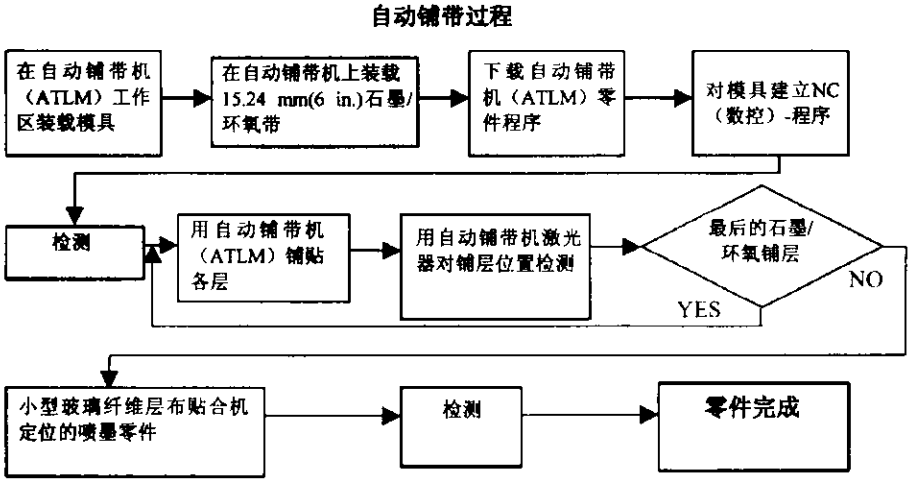


图2.7.2.1 典型工艺过程顺序

2.7.2.2 效益/能力

利用单向带自动铺叠机，能以7.62 cm、15.24 cm以及30.48 cm（3in、6in以及12in）宽度铺贴单向复合材料带。与典型手工铺贴的2-3 lb/h相比，机器能以10-20 lb/h铺贴。单向带自动铺贴能够用最少人工劳动来制造大的复合材料部件，不存在与人员爬到高大模具上铺贴零件有关的人类环境改造学问题。与历史上的人工铺贴数据相比，材料利用率增加至少50%。该工艺能用于平的或有外形的零件，目前供应的铺贴头限制外形不能超出水平面30°。在航空航天工业中典型应用是曲度不大的机翼、尾翼部件和控制面，如果要求更大的曲度，

将需要定制机器。

2.7.2.3 变异性来源

- 材料黏性——力学性能取决于正在铺设的复合材料特性。材料的发展必须包括在单向带铺叠机上的制造试验。预浸料对背衬纸的黏性和预浸料本身粘合性之间的关系是用机器有效铺叠的关健。铺叠机具有背衬纸的连续途径，也就是说供应的卷有预浸料和背衬纸，而卷起的卷将仅是背衬纸。机器依靠背衬纸/预浸料粘着力传送预浸料到铺贴头处，而预浸料/预浸料黏性将其铺叠成零件和由背衬纸上取下预浸料。在清洁室环境中出现的温度和湿度变化范围内，这些关系需要始终如一。黏性也受材料外置时间的影响。在制造环境中，材料的外置时间需要严格地监控。对于机器铺贴，预浸料操作寿命一般为手工铺贴材料的一半。
- 背衬纸——用作预浸料的背衬纸，其表面涂有脱模剂以确保对预浸料的粘着水平是始终如一的。厚度也必须是一致的，而当用刀刻划时没有割裂倾向。材料厚度成为关键的理由是由于使用了触针或超声波刀具。在切刀倚着平台切割预浸料时，有背衬纸位于其间，为了总能切穿预浸料但不切割背衬纸，必须设置切割深度。切刀深度被设定，因此背衬纸在切割期间受到刻划以及处于来自机器的张力中，所以要求隔离纸是高缺口敏感性的。
- 浸渍水平——预浸料的浸渍水平必须足以使预浸料能从具有所需刚度的隔离纸上分离以便放置。另外，浸渍水平将使预浸料能被切割而无纤维束分离，并具备要求的表面黏性。
- 幅宽公差——必须保持预浸料幅宽公差以达到为工艺/应用建立的所需间隙和搭接要求。
- 自然路径零件编程——单向带铺叠机使用自然路径部件编程来规定单向带的路径。规定单向带路径以使与零件外形有关的搭接和间隙减至最小。在曲度很大的零件上，自然路径可以导致要求进行工程覆盖的过多的搭接和间隙。

对于大型有外形的复合材料零件，已证明单向带自动铺叠是一种很有效率和经济合算的制造工艺。为了使机器效率最高，工程技术人员要按机器能力来对零件设计进行剪裁。这种努力导致降低废料铺贴、使人工操作减至最少和确保低成本的制造工艺。

2.7.3 自动纤维束铺放/纤维铺放

2.7.3.1 背景

纤维铺放是用取自多个卷筒的复合材料窄带（预浸渍的纤维束或纵向切割的预浸料带）的自动化机器工艺。机器使材料平行排成直至15.24 mm（6 in）宽度的宽带，此宽度与单个纤维束宽度，一个特定的机器可能加工的纤维束数，和/或零件几何形状可能提供及在工作面（模具）上层压材料的宽度有关。随着每一条宽带的铺放，某些铺贴头能够添加或去掉单个纤维束以适当地加宽或收窄该带的宽度。这种在有外形的表面保持真实纤维取向的能力，是只有该纤维铺放工艺才具有的。该工艺使材料仅铺放在需要之处，从而极大地减少材料废品系数。这种机器工艺的独特性要求独特的制造和设计方法。除机器操作和纤维铺放专业知识之外，制造人员必须严密注意在工作单元内部的机外准备工序，而且设计者必须将机器实际的作业限制条件引入部件设计。这些因素对保持一个有效率的工艺、最佳化

机器能力和保证部件将满足工程技术要求是关键的。

自动纤维束铺放或纤维铺放在1980年代初期开始构思。早期机器是由Hercules Aerospace（现在的Alliant Techsystems）和Cincinnati Milacron（现在的Cincinnati Machine）开发的。在1990年代初期，为了制造复合材料零件，主要是军用飞机体系如V-22 Osprey（鱼鹰），F/A-18E/F Super Hornet（超大黄蜂）和F-22 Raptor（肉食鸟）的生产程序开始使用纤维铺放。大约在90年代中期，商业喷气式飞机制造商（最著名的Raytheon）开始对机身段使用纤维铺放。今天，为制造许多中度复杂有外形的复合材料零件，纤维铺放是可接受的生产工艺和优先选择的方法。在世界范围有超过20种生产能力的机器可供货，在大多数主要的航空航天承包商和复合材料零件供应商的工厂地板上，都能发现纤维铺放操作。

2.7.3.2 纤维铺放工艺流程

纤维铺放的典型作业流程示于图2.7.3.2，通常包含：(1)对要铺放材料的模具或心轴表面做准备；(2)将心轴安装在纤维铺放机器内并对齐；(3)对不在生产线上的机器进行准备，包括放入材料，把纤维束（单向带）穿过传输系统，和将要制造的零件计算机路径程序进行安装；(4)整理机器，或对包括在特定铺层或层内的纤维束（单向带）的自动纤维铺放；(5)在每一层铺放之后，检查/处理缺陷；(6)继续整理机器，直到全部铺层铺放完毕；(7)处理用于固化的零件；和(8)将零件装袋/固化。有些零件直接在铺放模具上固化，而另一些则要求把零件转移到固化模具上固化。

固化后，除去零件上的袋子和从模具上取出。装袋、固化、零件脱模和表面精修工序是与手工整理零件的要求是一致的。此工艺流程可随应用而变，例如：一些部件在要制造时引入其他材料，如芯子或替代纤维，可能会出现临时的压实工序。

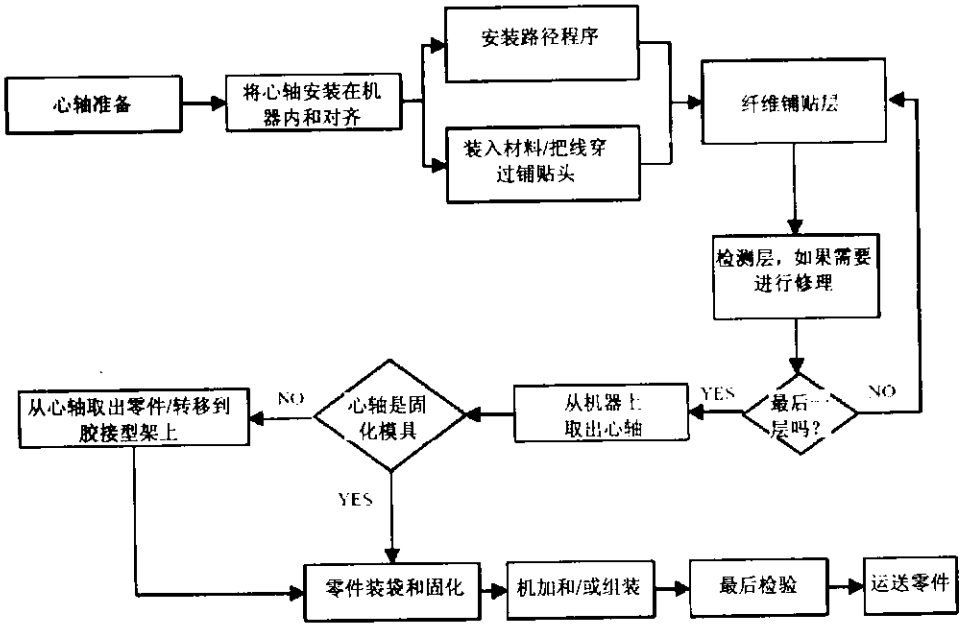


图2.7.3.2 典型纤维铺放工艺流程

2.7.3.3 效益/能力

通过利用纤维铺放机能精确控制单个单向复合材料纤维束。控制速度、供料和每一单个纤维束张力的能力使得复合材料能够在复杂外形上受到控制，令其进入预定位置处铺设。

纤维铺放机铺贴头可向任何地方提供1-32根单个纤维束。一般纤维束的宽度是0.317 cm（0.125 in）（虽然也使用其他纤维束尺寸0.325 cm、0.398 cm和0.462 cm（0.128 in、0.157 in和0.182 in）），这样导致铺放宽度介于0.317和15.24 cm（0.125 in和6 in）之间。在铺放一层的过程同时，还能够通过去掉和增加纤维束改变材料带宽度。通过纤维铺放来整理和压实材料，也使中间压实操作的需要减至最小，一般情况下，对手工铺贴织物每铺3-5层、对手工铺贴预浸带每铺5-10层就需进行一次，而对于纤维铺放每铺10+层才进行一次。

采用自动化纤维铺放，实现的铺设率和成本节省与零件密切相关。对复杂外形的零件，人力节约能高达50%，而对于平的或中等曲度的表面仅少10%。对宜采用多数纤维铺放的零件，人力节约接近25%。通过降低材料废品系数，可能还能节约更多。通常纤维铺放得到的材料利用率因子为1.05-1.20，远小于高达2.25的人工操作。材料利用率因子的降低，能稍微抵消纤维铺放用单向纤维束/纵向切割单向带材料的成本增加，后者成本能比普通预浸渍材料高10%-15%。然而，随着纤维束/纵向切割单向带材料应用的增加，该价格差正在减少。在航空航天工业中典型应用是：进气道、有外形的机身壁板、全机身舱段、有外形的整流罩、发动机短舱蒙皮、仪表舱罩盖/转接器和结构轴（直的和有外形的）。

2.7.3.4 材料产品形式

纤维铺放材料以两种产品形式供货，纵向切割单向带和预浸料纤维束（纤维束预浸料）。两种产品形式都是缠绕在芯子上的，长为27.94 cm（11 in）和直径在7.62-15.24 cm（3-6 in）之间。纤维束预浸料通常是按开式螺旋形缠绕花纹卷绕，不带任何隔离膜。纵向切割单向带通常按密螺旋花纹成螺旋状，并用隔离膜来防止单向带与下面的层粘接。

预浸料纤维束或纤维束预浸料制作工艺包括退绕干纤维卷筒，浸渍使其具有适合的树脂含量、加工成形至规定宽度和厚度，和重新缠绕成为预浸料纤维束或纤维束预浸料卷筒。浸渍可以采用热熔工艺或溶剂法工艺。该工艺经常包括：首先制造母体单向带，通常为15.24-30.48 cm（6-12 in）宽，用一般的单向带技术浸渍树脂；然后将其分离再变成单个纤维束，其宽度是根据纤维铺放机的托盘尺寸预先确定的。因为宽度设定为规定的尺寸，纤维束预浸料的厚度取决于制作预浸料时所用纤维束尺寸。带任何衬底膜或分隔薄片的纤维束预浸料一般不重新缠绕。从退绕干燥纤维到把纤维束预浸料绕在卷筒上成为最终状态的工艺是连续的。对预浸料纤维束供应商来说，宽度的精确控制是最大的挑战。因为不使用隔离膜和不要求二次纵向切割工艺，预浸料纤维束有可能比较便宜。

首先把纵向切分单向带制成15-122 cm（6-48 in）宽的单向带（宽幅），将其切割成多段的卷，然后这些多段的卷纵向切割到最后的宽度，该宽度由每一台纤维铺放机规定（最常用的是0.317 cm（0.125 in））。为了便于缠绕和退绕，且不损伤材料，纵向切割单向带一般带有0.005 cm（0.002 in）厚的聚乙烯夹层或衬底薄片，其宽度为1.27cm（0.5 in）并在纤维束上定中心。在纤维铺放工艺期间用真空吸管除去衬底薄片，吸管是纤维铺放机的一个部件。一旦对纵向切割多段的卷设定刀片，该工艺可得到沿纤维束长度宽度非常精确的纤维束。纵向切分单向带的优点之一是对各种厚度能提供与现有纤维铺放机匹配的纤维束宽度。纵向切分单向带的厚度主要取决于原来母卷上未纵向切分单向带的单位面积纤维重量和未固化的树脂含量。在使用能提高纤维铺放效率的较厚材料时，母卷可由多层预铺层的单向带组成。

产品形式之间的另一种区别是材料横截面形状。纤维束预浸料操作通常需要从母带上

剥去单纤维束，会产生具有锥形横截面形状的纤维束。一些预浸料纤维束供应商在缠绕卷筒之前使用冲切模对纤维束加工成形，但在转向处仍然会有一些展宽的纤维束。纵向切割单向带会具有更似长方形的形状，图2.7.3.4说明了这一区别。如果纤维束预浸料的宽度略微超过名义尺寸，锥形允许每一单纤维束在一层宽带内搭接。这些单个搭接减少了带与带重叠的机率和严重性。纵向切割单向带的长方形形状及更精确的宽度使其能很好地叠层在一起，但如果纤维束尺寸过大，则不利于带内单纤维束搭接。如果纤维束尺寸过大，在全部宽带厚度上，宽带内每一纤维束与相邻的纤维束拼接，或是叠合在与其相邻的一层上；如果左右拼接，会增大总带宽，并会增加在零件内带与带搭接的机会。

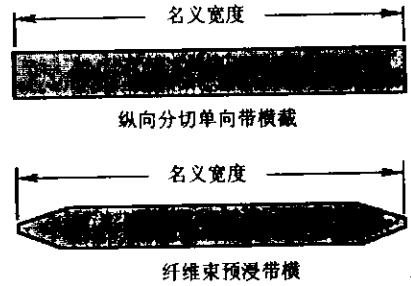


图2.7.3.4　纤维铺放材料的横截面形状

2.7.3.5　专门考虑的问题

机器性能取决于要铺放的复合材料特性。材料的发展必须包括在纤维铺放机上的制造试验。对纤维铺放的材料研制与取证时，要考虑的若干因素是：

材料黏性：预浸料对背衬纸的黏性（在纵向切割单向带的情况下）和预浸料本身的粘合性（在预浸料纤维束和一般粘合性的情况下）之间的关系是机器有效铺叠的关健。在清洁室环境出现的温度和湿度变化范围内，这些关系必须是不变的。虽然“CTLM（曲面单向带铺叠机）级”材料一般对纤维铺放最好用，但工艺对黏性的敏感性要比曲面单向带铺叠机低，但是黏性太高的材料将往往使机器粘上胶并极大地降低效率。黏性也受材料外置时间的影响。虽然纤维铺放机具有整理材料时环境控制用的粗纱架，外置时间始终是重要的并必须监控。重要的是冷却时材料变硬和黏性极低，（冷却输送机头部件以减少树脂聚集和使材料滑动，几乎没有摩擦，虽然同时使纤维束刚挺，使得在增加时可以反馈出来），并当在铺设点慢慢加热时会具有良好的自身之间黏性。

浸渍水平：如果纤维束材料未完全浸渍树脂，干纤维往往引起磨损，并且纤维束的边缘会起毛，该问题主要出现在纵向切割单向带中。在纵向切割单向带产品形式研制的初期，人们认为能简单地将手工铺贴制造的预浸料纵向切分并用作纤维铺放。但是，手工铺贴制造的宽幅通常中心（整个厚度上）完全是干的，使得预浸料表面树脂较多，这会增加黏性，并有助于减小体积。在这些手工铺贴宽幅卷纵向切割后，露出干的中心部分。因为纤维束开始磨损，起毛团将沿纤维路径积聚。只要使用极能起毛的纤维束材料，就要求增加维护以保持该纤维路径清洁。起毛将堆积，最后足以阻止纤维束自由移动通过机头，而机器操作人员必须停机和清洁机头。保证母带纤维在整个厚度上完全浸渍，就可以大大减少此问题。手工整理制造的宽幅的起毛比专门用于纵向切割的单向带要多，推荐购买专门用于纵向切割单向带的预浸料材料，并且对纤维铺放不用标准的手工整理材料。

幅宽公差：材料的幅宽控制和公差被认为是最重要的参数之一。必须保持幅宽公差以达到要求的间隙和工艺/应用确定的搭接要求。纵向切割单向带的纤维束幅宽变化要比纤维束预浸料小。当纤维束幅宽偏离名义值时，用该材料制造的零件会有间隙或搭接。必须逐层修理间隙和搭接，这是花费和劳动强度都很大的工作。在纤维铺放机里因为纤维束导辊

托盘设置为恒定幅宽，也就是说过宽的材料（超差）将不会顺利通过机头。有时纤维束在机头中会被卡住，而必须停机才能除去纤维束。因为零件质量并可能影响到力学性能，幅宽标准偏差是一项需控制的重要参数。纵向切割单向带的标准偏差一般比纤维束预浸料低。为了得到好的零件，纵向切割单向带和纤维束预浸料典型期望值如下：

纤维束宽度	纵向切割单向带公差	纤维束预浸料公差
3.18-3.25 mm(0.125-0.128in)	±0.127 mm（±.005 in）	0.178mm（±.007 in）
3.98 mm(0.157 in)	±0.127 mm（±.005 in）	0.178mm（±.007 in）
4.62 mm(0.182 in)	0.178mm（±.007 in）	0.228 mm（±.009 in）

已经成功地使用了超出这些规格的材料，但通常涉及更多的停工期和/或降低零件质量，并必须充分评估对力学性能潜在影响。使用成本较低的较低标准的材料仍然是可以接受的，但这取决于应用。

材料处理：在使用纵向切割单向带时，材料的卷筒能按宽幅的相同技术规范贮存和处理；但是某些纤维束预浸料体系要求特殊的处理程序。因为若纤维束预浸料卷搁置不用并达到室温，树脂会蠕变和流动从而引起纤维束在卷上相互融合，因此在室温下需要这些特殊处理程序。在退绕过程中，由卷筒拉出的纤维束会粘住，材料缠在卷筒周围使纤维束弯回来；然后纤维弯折与断裂或无咬合，引起不想要的张力峰值。即使（已经曝露于室温太长时间的）纤维束预浸料再冷冻或在环境控制的纱架中退绕，此粘着作用仍会发生。应该将累积的室温曝露减至最少——对于多数的环氧产品来说应限于8小时。纤维束预浸料卷筒贮藏时决不应在预浸料上带有它们的重量（不要把卷筒侧放）。只要可能，带重量的卷筒应贮藏在硬纸板芯子上。如果材料在-18°C（0°F）条件下，这不是关键；但当它升温时，增加的接触压力（即使比较快和比较紧）仍会引起纤维束融合。

除纤维束粘着之外，在使用纤维束预浸料时可能形成桁条状物。当部分纤维束磨损和退绕期间仍缠绕在卷筒上时会产生桁条状物。它终将造成圈和会把纤维束切成两半或脱开机器上的张力装置。在纵向切割单向带里一般看不到纤维束粘着和桁条状物，因为卷筒具有一个衬底薄片。

力学性能：多数情况下，在设计纤维铺放零件时，最好是利用现有材料数据库/许用值。这些许用值一般是用手工铺贴试样/元件得到的。用纤维铺放工艺生产的层压板能够提供等效于手工铺贴的力学性能。但是，能够这样做取决于谨慎地设置和控制若干参数，其中最重要的是搭接/间隙准则。搭接/间隙的频率、位置和尺寸是受若干因素影响的，包括原材料幅宽变异性、路径编制程序安装（在云掉/增加纤维束、收敛安装时）和零件几何形状。推荐进行旨在证明纤维铺放与手工铺贴层压板等效性的少量试验系列。

芯模设计：成功制造纤维铺放零件必不可少的是模具协调。因为在所有模具程序中，在“设计状态”零件、“制造状态”零件、NC（数控）程序、硬模、软模和检测装置之间必须有妥当的协调。模具与机器界面对纤维放置准确度是关键。直线不重合度、浮动或不可重复性的引入，尤其在机头端，可能转化为在模具表面上定位误差。纤维铺放整理模具必须满足强度和刚度最低要求。模具尺寸、模具重量、零件重量和机头压实力均影响模具设计。应该把纤维铺放模具结构设计得尽可能轻和刚硬，它不得承受任何由零件重量和压实力引起的永久变形，这些变形可能是弯曲和扭转。扭转刚度是一项重要的设计考虑，经常会被忽视，必须记住这些力的作用点可能在空间上远离旋转轴，而且尾架是不旋转的。

零件路径编程：纤维铺放机能够有若干路径编程方案，包括固定纤维角度、带子偏移量和受限制的平行（其他两项的结合）。最好的选择方法取决于零件的几何形状、期望的纤维取向公差控制和允许的搭接/间隙量。控制机器的在机零件和脱机零件运动的脱机程序软件中有许多特点，在脱机程序中花费得当的时间，将在纤维铺放期间给予收益。

2.7.4 编织

编织工艺在生产机织形式的同时制造预成形件或最终形状件。该产品形式是一种独特的纤维增强体，这种增强体可以用预浸渍纱也可用干纤维。编织工艺的主要优点是：与单向和层压制品相比，在得到高损伤容限同时具有适应奇特形状的能力和保持纤维连续性。其产品可以是正方形、椭圆形及其他固定截面形状的形式。三维形式的编织物已经进展到这样一种程度，即在保持按三个坐标面编织同时可制造非均匀的横截面。

在其发展的过程中，编织用途已经发生变化。最著名的编织结构实例是上世纪80年代风靡的玻璃纤维和碳纤维鱼杆，编织也已在增压管道和复杂管路方面获得应用。其多功能性的一个示范是用编织制造的敞式轮赛车车身，该工艺还用于发动机机匣和发射器等火箭方面的应用。

在双轴和三轴编织中，通常用芯模来成形编织物，该芯模还用作终端产品的模具。编织机控制芯模的给进速率和导纱器的转动速度。这些参数的组合与芯模的尺寸控制编织角。编织角连同有效纱、单向带或纤维束宽度（通过编织工艺铺放在芯模上的特定尺寸纱、单向带或纤维束宽度）一起最终控制制造结构表面上编织的覆盖率。随着编织角增大，覆盖芯模的最大尺寸随具体的纱、单向带或纤维束尺寸减小而减小。对于复杂的形式，可以使用一次性的芯模，包括用低熔点合金和水可溶的浇注材料制造的芯模和可拆卸芯模。

在三维（3D）编织中，用编织工艺本身来控制加工制品的形状。典型三维编织工艺涉及以系统的方式移动的管纱床或编织环，这种系统的移动造成在*X-Y*平面中的交织产品。由于纱、带或纤维束被拉入编织过程，*Z*方向也被缠结。由于在三个方向交织，所以导致产品基本上是自相支持的。为了得到精确的外部尺寸，在树脂基体固化过程中可以使用匹配金属模。下面是编织工艺包括的一般步骤：

1. 设置给进速度、管纱速度和编织花纹（3D编织）。
2. 运转编织机直至产品完成。
3. 如果使用的不是预浸渍材料，用适宜的树脂浸渍工艺——RTM，湿树脂浸渍等。
4. 按照由浸渍方法确定的适当的工艺固化，固化工艺有热压罐固化、真空袋、RTM等。
5. 从模具或芯模上取下零件。

2.7.5 纤维缠绕

纤维缠绕是一种自动化工艺。在该工艺中，预浸渍的或用树脂湿浸渍的连续纤维束（或单向带）按一定的线型缠绕在一个可拆卸的芯模上。缠绕工艺过程包含在阳模上缠绕，当绕丝头沿芯模移动时芯模也旋转。由于绕丝头沿芯模移动与芯模的转动有关，所以其速度控制纤维增强材料的角度方位。纤维缠绕成形可采用湿的树脂缠绕法、预浸纱和预浸带进行。

芯模的结构是工艺的关键，所选的材料则取决于成品的用途和几何形状。芯模必须能

承受施加的缠绕张力，并能在中间真空压实过程中保持足够的强度。此外，如果零件的外表面尺寸是关键，该零件通常要从缠绕阳模换到阴模上固化。如果零件的内表面尺寸是关键，通常要使用缠绕阳模作为固化模。金属用于分段拆卸芯模，或用于移开封头以取出圆筒零件的情况。其他可供选择的芯模材料是低熔点合金、可溶解或易碎的石膏、低熔共晶盐、砂子和可膨胀材料。

对纤维缠绕成形采用下面的一般步骤：

1. 编制缠绕机程序以提供正确的缠绕线型。
2. 在缠绕机上安装所需数量的干纤维或规定带宽的预浸料无捻粗纱/纵向切割单向带卷筒。
3. 湿法缠绕时，牵拉纤维束通过树脂槽。
4. 牵拉纤维束通过纱孔附着于芯模上、设置缠绕张力和启动缠绕程序。
5. 缠绕完成时，如果零件是在阴模中固化的，则按要求分解芯模并取出零件，否则修整零件和准备在阳芯模上固化。
6. 通常在烘箱里或热压罐中对热固性树脂零件进行升温固化，通常将室温固化树脂的零件置于真空下以便在固化过程中压实。固化期间，要经常转动阳芯模或阴模以保持树脂的分布。
7. 固化后从零件上取出芯模（对于阳模零件）。

固化成品特性可能既受缠绕工艺过程也受设计特点的影响，如：

- 纤维与树脂比例的均匀性（主要是湿法缠绕）
- 缠绕角
- 叠层顺序
- 有效纤维带宽（密纤维组织或稀松/开式的纤维组织样式）
- 端盖

固化周期和压实程序影响这种固化成品的特性，如在适用的固化和压实工艺章节中描述的那样，见2.8.1节（适用于室温固化树脂的真空袋模压），2.8.2节（适用于烘箱固化），或2.8.3节（适用于热压罐固化）。

2.7.6 拉挤

拉挤工艺包括连续树脂浸渍纤维束穿过具有零件形状的加热模具并固化。该工艺限于固定截面如杆、管、工字梁和槽等。拉挤成形工艺适用快速固化树脂，并适用于具有固定截面、高生产率零件的低成本方法。有关拉挤成形时固化与压实的讨论见下面的2.8.6节。

2.7.7 夹层结构

应用于聚合物基复合材料的夹层结构是一种结构壁板概念，它最简单的形式是两片比较薄的平行结构层压材料片材，胶接到一块比较厚的轻质芯子上并被其分隔。下列信息限于用作结构的非金属夹层结构。与单块的层压板构造相比，夹层结构提供一种以最小重量获得高弯曲刚度的方法，与单块结构相比，必须对这一优点与增加工艺难度和产品成本的风险相权衡。在对夹层结构壁板或单块层压结构做选择时，还应考虑损伤容限和便于修理。好的结构实践要求在选择蒙皮、芯子和胶粘剂材料时应基于整个零件质量的战略考虑，包括：

- 表面质量（针孔、印迹等）
- 蒙皮质量（孔隙率、压实、波纹、树脂缺失）
- 胶粘剂胶接和填角质量（强度、填角尺寸）
- 芯子强度、孔格尺寸、胶接准备
- 抗潮湿进入

聚合物基复合材料夹层结构最常用热压罐固化、压机固化或真空袋固化来制造。蒙皮层压板可以预固化并随后与芯子胶接，并在同一作业中与芯子共固化，或这两种方法结合在一起。预固化蒙皮夹层结构确保高质量表面，但必须进行与芯子的适合装配。共固化经常导致不良的壁板表面质量，可通过在标准固化周期中使用一种辅助表面材料共固化或随后的“填充与修整”操作来防止。共固化蒙皮的力学性能有可能比较差，并且这会要求使用降低的设计值。

可能开发出可靠生产良好质量夹层结构板的固化周期程序。对于共固化夹层结构、这是重要的。固化周期的某些主要考虑是挥发物的逸出、芯子排气和/或加压、胶粘剂和预浸料树脂黏度曲线，以及单块结构与夹层结构共固化的相容性。

适合于共固化工艺蒙皮材料是具有“低流动性”的树脂材料体系，这种树脂体系防止树脂沿孔格壁流下进入芯子内。必须选择相容的胶粘剂，无论是共固化或二次胶接时，胶粘剂应与所选芯子形成足够的填角胶接。对于共固化结构，必须证实预浸料树脂与胶粘剂的相容性。

应按照应用要求的特性选择芯子，常包括表面质量、剪切刚度和强度、压缩强度、重量、吸水率和损伤容限。当前可用的芯子材料包括金属的与非金属蜂窝芯和各种非金属泡沫塑料。蜂窝芯选择可在以下范围内进行：普通的碳、玻璃或芳纶纤维增强，包括酚醛、环氧、聚酰亚胺或热塑性塑料在内的基体材料。

可在文献2.7.7(a)-(d)中查到补充信息。

2.7.8 胶粘剂胶接

对复合材料结构通常使用三种类型的胶粘剂胶接，它们是共固化、二次胶接和共胶接。典型的共固化应用是同时固化筋和蒙皮，经常将胶膜放置于筋和蒙皮之间的界面处，以提高抗疲劳和抗剥离性能。源于共固化工艺的主要优点是胶接部件之间极好的贴合与保证表面清洁度。

二次胶接利用预固化复合材料细节零件，蜂窝夹芯结构装配通常用二次胶接工艺来保证最理想的结构性能。在蜂窝芯子上共固化的层压板可能有陷入芯子孔格内的畸变层，从而其压缩刚度和强度可能分别降低高达10%-20%。虽然二次胶接可避免这种性能损失，但为了保证适当的配合和表面清洁度，在胶接前必须小心操作。在某些应用里，把铝箔层或夹在两层聚酯隔离膜之间的胶粘剂放入胶接结合面；然后把组件装入袋内，并用与实际周期相同的温度和压力运行一个模拟的胶接周期；除去箔或薄膜，并测量其厚度；基于这些测量，可以把附加的胶粘剂加到胶层中以保证适当配合，或可以修整细节零件以消除干扰配合。

经历二次胶接的预固化层压板通常有一层固化在胶接表面上的薄尼龙或玻璃纤维剥离层。虽然剥离层有时妨碍预固化层压板的无损检验，但认为这种方法是在胶接前保证表面清洁度的有效手段。剥去剥离层，得到了纯洁的表面。用砂纸轻打磨损除去由于剥离层织

物产生的隆起树脂峰印迹，如果剥离层破裂会在胶层中造成裂纹。

使用中的二次胶接破坏通常在界面上，表现为全部胶粘剂在界面的一边，而全部树脂在另一边。出现此情况的一个众所周知的原因是来自已除去剥离层的硅树脂迁移，另一个原因是超声波检测不能发现的薄弱处预结合了水分。粘合性取决于高于未固化胶粘剂的基材表面能。界面处的水降低基材的表面能，使得胶的粘合很难或甚至不可能。已经发现，在未烘干的增强环氧层压板中仅仅0.2%的预结合水分就能降低胶接的剪切强度达80%。水分被用于固化胶粘剂的加热驱赶到界面，并由于除去的无涂层平剥离层留下的凹凸不平纹理无法逸出。由于放在周围环境太长时间的胶膜吸湿性，也会存在预结合水分。冷藏库密封袋中存放不当的胶粘剂冷凝物，也会产生由于剥离强度接近于零会分离的密切结合的胶缝，通过填充剥离层表面的空隙实现的机械咬合形成了“Velcro”型胶接，这种胶接有足够的强度通过初步检测，但不具备使用中可持续的耐久性。

在特别阐明的系列试验中，使用已知无脱模剂的剥离层，第一块壁板由于贮藏不当在胶膜上有冷凝物而提前破坏。当重复试验（除胶粘剂贮藏适当之外其他没有变化）时，试样在层间破坏，破坏发生在界面和最接近顶层纤维之间的树脂中。在两种情况下都不是磨蚀过的被胶接件，该变化清楚地表明是界面处是否存在预结合水分的结果。与这些系列试验有关的生产程序有一个要求，严格限定部件在固化和胶接工序之间的外置时间仅为几小时，而不是数天或数周，并且在使用中不发生破坏。在胶接前，将中断制造过程要求对固化细节件充分干燥。

另一个相关的事件涉及金属胶接，胶接前已知其胶膜上带有冷凝物。在模具中，在胶接组件一侧的模制橡胶袋使任何水分无法逸出；桁条仅由沿边缘挤出的胶粘剂的填角来固定，结合面接触很紧密，但绝对没有粘合。在另一个模具上，用多泡珠来简化装袋，水分能容易地通过多泡珠之间空隙逸出，尽管在胶接前已知存在水分，但没有发现这些胶接有缺陷。这两种情况之间的区别只是固化期间挥发物排出方面的两极端情况。当水分到巨大的排气路径只需迁移一英寸时，能够逸出；但当水分必须通过三英尺之遥、逸过多达六把刀口橡胶密封件时，不能逸出。

对复合材料胶接表面喷砂，以除去剥离层纹理便于排气，并与故意引入水分结合，以观察在固化期间是否能够逸出，尚无任何试验，但是制订了进行这些试验的计划。

复合材料结构胶粘剂胶接的经验已清楚地表明：若在固化期间不易逸出的预结合水分，会对胶接强度和耐久性有灾难性的影响。最重要的是胶接前要对复合材料层压板干燥足够长的时间，除去其已吸收的，即使是少量的水分。使未固化的胶膜远离潮湿也是同样重要的。显然良好的排气能够提高胶接工艺对任何可能偶然存在的预结合水分的容限。

剥离层一般不用于热塑性塑料复合材料层压板。用等离子体技术，如火焰喷射以除去微量的污染物和提高表面活性。热固性胶粘剂有时用于热塑性复合材料的预压实，但更普遍使用的是可熔融的热塑性塑料薄膜。由于加工范围比较宽，胶膜的首选是无定形热塑性塑料（如聚醚酰亚胺）。在有些情况下，将镍铬合金丝或铁磁粉放入薄膜里，在胶层内用电阻加热薄膜并影响其流动性。文献2.7.8(a)出色地综述了这一技术。

共胶接是二次胶接与共固化的组合，在共胶接过程中要对细节零件，通常是蒙皮或梁腹板进行预固化。把胶粘剂放入胶缝，再把另一个细节零件的附加复合材料铺层（如刀形或帽形桁条）铺贴在胶粘剂上，然后把胶粘剂和复合材料层同时固化在一起。共胶接工艺

的优点是不用昂贵的匹配金属模具，有相同几何形状的整体加筋复合材料零件可能需要这种模具。

共胶接连接与共固化连接是否得到相同的结构性能水平只是一种推测。匹配金属模的高成本已经使得结论性试验受阻，目前没有证据表明共胶接不如共固化。

根据历史经验，二次胶接对清洁不当和污染（例如硅树脂）引起的胶层破坏非常敏感。已证明共固化连接对工作场所污染的敏感性小得多，可以预料，共胶接对不适当表面处理的敏感性比二次胶接要稍微低些。

在许多应用中，复合材料与金属二次胶接或共固化。普通实例是阶梯形搭接接头和闭合肋和梁。必须特别注意使复合材料与金属胶接中热失配减至最少。碳/环氧与铝已成功地用121°C（250°F）或以下温度固化的胶粘剂进行了胶接。对于177°C（350°F）固化的胶粘剂，推荐用钛合金，这是因为钛的热膨胀系数更接近碳纤维复合材料。

在胶接组件中，金属的表面清洁比复合材料更为关键。铝、不锈钢和钛细节零件需要用溶剂蒸汽除脂、碱清洗和酸蚀刻以产生具有厚度和活性可控的氧化层。通常采用林产研究所（FPL）蚀刻、磷酸阳极化和铬酸阳极化工艺作为铝表面预处理。钛预处理包括铬酸阳极化或铬酸盐氢氟酸蚀刻工艺。已证明磷酸监溶液在预处理不锈钢表面方面是成功的。

在所有的情况下，在预处理的几小时之内，金属表面必须喷一薄层胶粘剂底胶。为了获得最好的耐环境性能和胶层耐久性，推荐含铬酸盐环氧底胶。但是，环境保护法规将限定使用含铬化合物和应用具有高挥发性溶剂含量的底胶。下一个十年的挑战将是发展环境友好的预处理工艺和底胶，同时在有害的环境条件和循环载荷下保持或改善胶层耐久性。

关于连接设计、胶粘剂材料选择过程、试验方法和质量保证方面的补充信息，可以在MIL-HDBK-691，胶粘剂胶接（文献2.7.8(b)）中查到。

2.7.9 预结合水分

此节留待以后补充。

2.8 固化和压实工艺

要用树脂压实和固化工艺来保证复合材料的单个段或层适当胶接，并保证基体完整无损和能保持纤维增强材料位置以加在零件上的载荷。在材料加工流程中，这些工艺过程是最敏感的。热固性复合材料零件固化成形时，材料经历大量的化学和形态变化，因此有许多作用同时发生。一些作用能够直接控制，另一些仅能间接控制，并且其中有些是相互作用的。在基体流动过程中，这种作用（如空隙形成或增强纤维偏移）可以使固化的复合材料性能变化很大。

在热塑性基体复合材料的情况下，压固期间基体不需经历化学变化，而是可能偶尔会出现像产生挥发物的断链这样的变化。此外，压固需要树脂流动，特别是在纤维/基体中间相里，半结晶热塑性塑料可以经历形态变化，如因熔融、流动和再结晶在结晶度方面变化，这些变化能引起压固复合材料力学和物理性能的显著变化。在无定形热塑性塑料中，中间相里不同相对分子质量材料的离析也可能导致复合材料的性能变化。

2.8.1 真空袋模压

真空袋模压是一种将铺贴件在压力下固化的工艺方法，压力由铺贴件和放置于其上并在边缘处密封的的柔性膜之间抽真空产生。在真空袋模压工艺中，通常使用预浸料或湿树脂通过手铺贴把增强材料铺放于模具中。高流动性树脂是真空袋模压首选。真空袋模压采用下列步骤：

1. 将零件用复合材料铺放入模具中。
2. 安置吸胶和透气材料。
3. 在零件上铺放真空袋。
4. 密封袋和检查是否漏气。
5. 将模具和零件放于烘箱中并按要求升温进行固化。
6. 从模具中取出零件。

采用真空袋烘箱固化制造的零件其纤维体积含量较低且空隙含量较高。真空袋模压是一种低成本制造方法，使用低成本模具，且生产过程短。

2.8.2 烘箱固化

复合材料能够使用各种各样的加压方法在烘箱内固化。如上节所述，真空袋法可用于除去挥发物和夹裹的空气，并且利用大气压力压实。另一种烘箱固化加压方法是利用收缩袋或收缩带。因为有一些相同的操作应用规则，该方法通常用于纤维缠绕的零件。收缩带卷绕在完成的铺贴件上，在带和铺贴件之间通常仅用一层隔离材料。通常使用一个热风器对收缩带加热，使带收缩，对铺贴件施加相当大的压力。收缩后，将零件置于烘箱中固化。用收缩带可廉价地生产高质量零件，但有几点注意事项：首先，该零件必须具有收缩带能对所有点加压的形状；其次，在固化期间必须限制树脂的流动，因为受缩带在烘箱中不会继续收缩，如果树脂过度地流动，通过收缩带施加的压力将大大降低。

2.8.3 热压罐固化工艺

2.8.3.1 一般说明

热压罐固化是在热压罐中用较高温度和较高压力来固化材料的一种工艺。热压罐是一个加热加压的容器，一般内压能达到2 MPa（300 psi），温度能达到370°C（700°F）。热固性复合材料通常在低于0.7 MPa（100 psi）和120-200°C（250-400°F）的温度范围内成形，热塑性复合材料可能要求更高的温度和压力。由于在加工成形期间热压罐内为高温，容器内的气氛通常要除氧，而用惰性气体如氮气替换氧来防止正在固化的材料热燃烧或炭化。

把热压罐内待固化材料放置在提供固化材料最终形状的模具上。经常叫做成形模的模具可以由适应复杂几何形状使用的芯模组件或模具细节件组成。模具也可以包括如定位装置、模具镶嵌片或净模压细节件来增进终端产品或材料的后续加工。一般把袋压膜的防渗层或可重复使用的弹性囊放置在要固化的材料上并密封住模具。在袋压材料和要固化的材料之间抽真空，因此材料的铺层在靠住模具的厚度方向上受压。在有些情况下，热压罐或烘箱只对一部分要固化的材料加热和加压作为中间的压实步骤，通过改善压实来提高成品质量。随着热压罐内温度升高，待固化材料的黏度通常降低到流体状态，并且在层内和在层间的气体会随材料压实逸出。在袋压材料下面，可以使用疏松的“吸胶”层和/或片材、条或纱束形式的“透气”材料来帮助排空气体。靠模具表面还可以包覆表面膜或模具涂层以改善固化材料的表面光洁度。在袋压材料下，也可以装刚性均压板或加厚件以局部地控

制成品的厚度和质量。有时，预固化或阶段固化部件可以用热压罐内的待固化材料来共固化或共胶接。对于特殊树脂所关心的问题，参见第三卷的2.4.2节。此外对热压罐固化过程的工艺控制，见第三卷的2.10节。

2.8.3.2 变异性来源

在热压罐固化工艺中，变异性的主要来源如下：

1. 模具或型面光洁度；不良的表面光洁度将转移到成品上。
2. 模具材料、密度和模具在热压罐中间隔；较多、较密的模具挤在一起将充当吸热器的作用并影响固化度。
3. 零件几何形状；几何形状越复杂，越难以实现匀压实和避免褶皱。
4. 铺贴层对称性；非对称几何形状和/或铺贴层引起零件翘曲或回弹。
5. 材料定位和调准容限；非对称铺贴层引起零件翘曲。
6. 袋压技术和袋压材料，包括吸胶材料和均压板等；真空袋压材料移动或因对固化材料完全接触的限制（即架桥），引起材料压实和树脂流动的不均匀性从而影响成品质量。
7. 中间过程的压实次数和压实时间、温度和压力（真空）；压实不充分引起成品厚度和表面光洁度变异性以及褶皱。
8. 原材料变异性（包括逐批质量变异性）和材料储存期；材料一般与时间和温度相关。
9. 待固化或加工的材料吸湿量；因为在固化期间材料中的水分变成蒸汽产生孔隙率影响层压板质量。
10. 真空嘴数、真空嘴的位置，和在固化周期中真空完整性；在固化期间由于树脂流动和凝胶材料在厚度方向被压实。真空完整性影响压实水平。
11. 热压罐温度、压力和时间；固化周期中的变化影响固化前的树脂流动、固化水平和成品厚度。
12. 零件厚度变化；厚度变化可以影响压实和固化均匀性。

欲知厚复合材料方面的专门问题，见第三卷第10章。欲知有关夹层结构的工艺问题，见第三卷的2.7.7和2.7.8节。

2.8.4 压机模压

压机固化采用加热的压板对零件加压和加热。通常，压机在140-7 000 kPa(20-1 000 psi)和高达320°C（600°F）条件下操作。对于扁平和高生产率零件压机固化是非常经济的。对于有外形的零件，模具要求匹配的对模。压机模压采用下列步骤：

1. 将复合材料放入模腔中。
2. 安装固化监控装置。
3. 将零件放入压机中并固化。在固化周期内，监控压力、温度和时间以保证符合固化参数要求。

压机固化生产高质量、低空隙含量的零件。

2.8.5 整体加热模具

用整体加热模具固化所需热量是由模具自身提供，而不是在烘箱或热压罐中通过由表

及里外部加热提供的。如果使用匹配模具，可以不用热压罐来制造高质量零件，热量通常由模具内的埋入电阻元件或热油循环通道提供，这在模具内会产生冷热部位。为保证模具所有的零件按加热曲线运行，以使零件固化完全和具有高质量，温度巡检是必需的。

2.8.6 拉挤型模固化和压实

拉挤成形是一种自动化工艺，用于具有恒定截面复合材料件的连续制造。对工艺过程和成品，连续增强的纤维都是整体的。拉挤成形可以是采用热固性或热塑性预浸料的干法，或连续纤维束在树脂槽里浸渍树脂的湿法。虽然树脂和催化剂体系的进展使得通常采用环氧体系，但围绕着由热固性聚酯树脂展现的快速加成反应化学作用而发展了湿法树脂工艺。

在拉挤成形中，材料在连续工艺过程中固化，所以能够提供大量高质量固化型材，材料通过专门为制造型材设计的加热型模拉出。模具是这样设计的，固化模腔的体积引起树脂压力增加使材料压实。该固化模腔压力是挤压下游固化材料而产生的，也由被连续拉进模腔的上游新材料引起，因而此工艺对用于拉挤成形的纱和速率变化非常敏感。

用于拉挤成形的树脂也是完全专用的。这种工艺几乎没有时间除去挥发物、压实及其他工作，而其他的固化工艺却可以用相当长的时间进行这些操作。树脂必须能快速固化，当曝露于适当温度时，有时不到一秒。树脂还必须均匀一致，中断该工艺会是非常费时又费钱的。像大多数连续工艺过程一样，许多的操作费用与生产线开机和停机相联系。

该工艺中的关键单元包括：增强材料传送台架、树脂槽（用于湿法拉挤成形）、预成形模、加热固化模、牵拉系统和切割台架。采用此工艺可以生产各式各样实心和空心异形产品，该工艺能使用缝编织物、无定向毡和双向增强材料。型模采用敞开式的喇叭口截面以助降低型模中聚集的液压树脂压力。型模还要电镀以利消除模壁粘附，以及增加硬度来消除纤维的磨蚀。

通常采用下列工艺过程：

- 将增强材料穿过增强材料传送台架。
- 将纤维束牵拉通过树脂槽（如果采用湿法）和预成形模。
- 通过牵拉树脂浸渍纤维束穿过预热型模，用形成的带束来启动工艺过程。
- 随浸渍纤维束牵拉穿过加热型模，控制型模温度和牵拉速率使产品（热固性）在退出加热型模之前完成固化。
- 随连续拉挤的产品退出加热型模，按要求长度用锯切断复合材料零件。

拉挤成形中最关键的工艺变量是产品的温度控制，它随加热型模的温度分布曲线和线速度而变。因为产品在退出拉挤型模之前必须达到完全固化，所以温度控制是关键。其他影响固化后性能的变量是纤维张力和槽中树脂黏度，纤维张力直接影响终端产品的纤维排列，黏度影响纤维完全浸透和终端产品中纤维与树脂比例的均匀性。

2.8.7 树脂传递模塑（RTM）

在模压工艺过程中，RTM是在模塑过程中一种把干纤维增强材料或材料混合物（通常称为“预成形件”）与液态树脂结合在一起的工艺，并借此将这些结合在一起的材料固化制造3维部件。RTM是一个术语，该术语广泛用于描述这种遍及航宇和非航宇工业的一般制造方法的若干派生工艺，这些工艺在终端产品质量上具有极其不同的结果。传统的RTM工艺采用闭合的“硬”模具，类似于用于注射模塑法的，完全封装预成形件并精确控制所

有的部件表面。传统RTM工艺的一种派生工艺是真空辅助RTM（VARTM）；VARTM采用单面模方法，由柔性膜隔层（真空袋）来确定“非模具”表面。同样地，某些派生工艺可以宽松地将预成形件定义为简单铺层形状，对铺放在模压模具表面的预成形件，几乎不考虑其方向或位置控制；而其他的采用附加的材料、模具和中间加工步骤以精确控制这些预成形件的特性。为了获得可重复和可靠的终端产品，用于关键结构应用的部件通常要保证使用更先进的和很好控制的RTM派生工艺。因为RTM材料综合形成的材料许用值的适用范围或有效性，从而“证实”关键应用部件的能力受部件制造中采用的控制程度或先进技术的极大影响，所以重要的是RTM部件的设计者或最终用户对这些派生工艺的评价。

RTM是一种低成本的方法，因为它用最简单，因此部件生产商花费最少的组分材料形式来生产部件。而且，由于该工艺的特性，在传统的封闭式模具的RTM中能够获得极其复杂的形状和3维受力路线，使设计者能够把用替换工艺生产的许多独立部件组合在一起，从而降低总的零件数量，并因此将终端产品的成本减到最少。与能生产很复杂细节零件的传统RTM不同，因为使用类似的单面模具，VARTM生产类似于敞式模压技术生产的细节零件。因为VARTM工艺通常不要求高压或加热高于93°C（200°F），模具制造成本远低于热压罐固化的敞式模压或传统RTM。或许最著名的VARTM工艺是SCRIMP（Seemann复合材料树脂熔浸模塑工艺），该工艺已成功地用于许多的海上结构，主要是游艇船体。其他的专利VARTM工艺包括Marco方法，Paddle Lite，Prestovac，树脂注射再循环模塑（RIRM），和紫外线（UV）VARTM。但是，当设计部件或指定RTM工艺时必须仔细考虑，在替换方法或派生工艺可能成本更低时，确定这些特点是应用所需，以免误用。

传统的RTM工艺从预成形件的制造开始，从而对纤维增强材料或材料成形及组装来产生适于应用的几何形状和载荷途径。这些纤维材料可以机织成宽幅、编织成管材或直接铺放在模具上，或与附加材料如粘合剂或增粘剂结合和/或在一起加工，这类附加材料将确定成品中增强材料的几何形状。同样，三维增强材料可以作为织物或编织工艺的一部分，或用于二次工艺如缝合或替换纤维嵌入技术结合进预成形件中。然后把预成形件安置在模具上或放进模内并用液态树脂浸渍，并同时包含在模具内随后固化，以生产具有与模具同样几何形状的终端产品。固化周期可能要求施加高温以产生最后固化状态的产品，这取决于所用树脂和所要终端产品材料的性质。然后必须从模具上取出固化部件，以按使用要求进行修边、加工、表面处理和最终检查。以下是RTM工艺采用的一般步骤：

1. 生产纤维增强材料预成形件（机织、编织、切割、成形、组装）。
2. 将预成形件放置在模具上或放入模具内（这可能还需要进一步组合预成形件或增强材料）。
3. 用液态树脂浸渍预成形件（这可以要求组装的模具和预成形件预热、加热树脂、抽真空和/或加压）。
4. 固化（室温、高温，或替代固化技术）。
5. 从模具上取出固化的部件作进一步加工。
6. 后固化（如要求）。

RTM工艺（或类似工艺）的派生工艺是真空辅助RTM（VARTM）和树脂膜熔浸（RFI），这类派生工艺的基本原理是在生产最后固化部件几何形状的模压工艺过程中，把干的增强材料预成形件和树脂结合在一起。在RTM工艺中可以使用几乎无限多种增强材料、树脂和

结合方式，给设计师提供了很大的自由度。

在VARTM工艺里，通常直接在模具上制造预成形件。铺敷每层增强材料并用粘接剂或增粘剂固定就位。树脂入口管设在零件上面的最佳位置，以使在树脂凝胶之前，能够完全浸湿零件。环绕零件周边配置连接到真空除尘歧管的真空管。用传统的尼龙真空袋压薄膜和密封带把零件装进真空袋，允许树脂和真空管线穿过袋的边缘。对零件抽真空，袋的放置要防止架桥，并进行漏气检验。树脂管路插入敞开的混合液态树脂容器中。当管路开启时，通过树脂和真空袋之间压力差使树脂流经零件。在零件完全浸透后，使零件在室温或在对流烘箱中的高温下开始固化。也采用包括紫外线、电子束和微波等固化的替代方法。然后零件从模具上脱除，除去工艺材料，对零件后固化（如要求）和最后修整。

RFI是RTM的一种，在RFI中通过把树脂靠着预成形件放置实现树脂熔浸。树脂形式和铺放随树脂和模具而变。用放在预成形件上面或下面，瓦片状、薄膜和液体形式的树脂来制造零件。在固化的时候树脂流过整个预成形件，并且排气孔位于模具的顶点。模具中任何间隙将使树脂渗漏，从而将产生局部的干区域。通常，用类似于热压罐固化工艺的程序将零件装入袋内并固化。

RFI比其他树脂传递工艺的优点是因为不需要匹配金属模具而模具制造成本较低。此外，树脂传递距离比较短（基本上只通过厚度），因此零件尺寸不取决于树脂流动能力，并能够生产非常大的零件。短的传递距离也增加了可能应用的树脂种类，包括更高性能的树脂。由于用缝合预成形件生产整体化结构的能力，该工艺的另一个潜在优点是提高损伤容限。按重量计算的连续纤维体积含量一般为55%-60%，因此其他的力学性能比如拉伸和压缩，接近用手工铺贴所达到的水平。

已经证明RFI工艺可用各种各样树脂，包括环氧（Hexcel 3501-6、Fiberite 977-3），双马来酰亚胺（Cytec 5250-4 RTM）和Dupont K3B树脂改型。用上述树脂已经成功地制造了带有刀形、“J”和帽形加强件的整体壁板。已经由NASA制造和试验了554 kg（1220 lb）和3.66 m（12 ft）长的机翼盒段，并证实了该工艺。

下面给出了RTM工艺中下列变量的控制程度和对终端产品的影响：

1. 来自供应商的组分材料——影响层压板强度、刚度、加工性能、孔隙率、表面光洁度。
2. 增强材料的制造（机织、编织等）——由于纤维取向、纤维损伤、单位面积重量/纤维体积含量会影响层压板强度、刚度。
3. 增强材料加工（应用粘接剂或增粘剂及其他材料）——影响对材料成形/确定形状的能力、多层同时成形的能力，会对预成形件浸渍能力有影响的渗透性变化，如材料彼此不相容会影响层压板结构性能。
4. 铺层切割和堆叠——对决定结构性能的材料方向或铺贴顺序，和规定局部纤维体积含量的部件内丢层有影响。
5. 形状形成/预成形——影响铺层方向、丢层、局部纤维体积含量。
6. 预成形件的组合/模具——影响铺层/纤维取向和准直、丢层、纤维体积含量、零件几何形状、树脂流动和浸渍预成形件的能力。
7. 液态树脂成形/固化参数（时间/温度曲线、真空、压力、流量、树脂的黏度）——影响层压板孔隙率水平、玻璃化转变温度（T_g）、层压板表面光洁度。

8. 脱模和模具清理（从模具脱除零件）——影响可能分层引起的层压板完整性、表面光洁度（划痕、凿印）。
9. 模具设计和模具材料选择（热膨胀系数（CTE）考虑）——影响模具寿命、零件表面光洁度、零件完整性（会由CTE失配的影响引起层压板损伤）和加工性。

2.8.8 热成形

热成形纤维增强热塑性塑料。作为应用于热塑性复合材料的热成形工艺，通常分成两类：熔相成形（MPF）和固相成形（SPF）。热成形利用热塑性塑料的快速加工的特性。复合材料热成形工艺可以划分为4个基本步骤：

1. 加热材料至成形模具表面的加工温度，这可以用辐射加热完成。
2. 将烘箱加热的材料快速地和精确地转移到成形模具上。
3. 用已调整成要求形状的匹配型模对加热的材料加压成形。
4. 冷却成形的层压板，并通过传入模具的热量固定其形状。

在热塑性塑料基体的熔点进行MPF（熔相成形），并在成形过程中要求施加足够的压力和/或真空以完全压实。当零件几何形状的特征是急剧外形变化要求一定水平树脂流动时，优先选择MPF工艺。

固相成形（SPF）通常在开始结晶化和低于熔点峰值之间的温度下进行。此温度范围提供足够的可成形性，而材料保持固态。SPF允许预压实片材成形，无需压实阶段，但限于变化平缓的零件几何形状。

热成形的加工时间由能给材料增加热量和除去热量的速率决定，主要与材料热性能、材料厚度、成形温度和模具温度有关。成形材料所需的压力取决于各种因素，包括零件几何形状、材料厚度和可成形性。热塑性塑料的一般可变形特性还取决于在成形期间使用的应变速率和热塑性塑料基体的热经历。成形过程可以影响下列这些最终性能，如：

- 结晶度
- 玻璃化转变温度
- 纤维方向/排列
- 纤维与树脂比例的均匀性
- 残余应力
- 尺寸公差
- 力学性能

成形工艺过程对成品零件的质量有重要影响。具有可预测的工程性能的高质量零件，要求采用为专门应用开发的控制良好的热成形工艺。

2.9 装配工艺

复合材料表征通常不包括装配工艺，但是对在使用中获得的性能会有明显的影响。正如试验试样所看到那样，边缘和孔的质量对所得的结果有显著影响。虽然这些影响通常不作为材料性能来涉及，但应注意，在零件性能与对边缘和孔质量所消耗的时间及努力之间要作工程比较评定。这些影响需要与基本材料性能一起考虑。

2.10 工艺过程控制

在许多应用中，复合材料结构具有提供更高性能的潜力。为了实现此潜能，必须有可能低成本制造高质量均匀的零件。在复合材料零件固化时，正在加工的材料同时也作为零件制造，结果，同时有许多作用发生。一些作用是能够直接控制的，其他的只能间接控制，并且其中有些是相互作用的。工艺过程控制是用于管理与复合材料有关变异性的方法之一。

2.10.1 普通工艺过程控制方案

工艺过程控制用于试图指导固化时的这些众多变化以达到许多目标。制造高质量零件是目标之一，其他目标包括避免放热、将固化时间降至最少和处理零件特殊制造问题。几个可行的不同工艺过程控制方法是：经验法、主动法和被动法，最普通是经验法或试错法。尝试许多不同固化条件的组合，选出提供最好的结果的固化条件用于制造。第二种是主动法，或实时工艺过程控制。此时数据是在固化期间由所讨论的零件获得，能够获得的数据包括温度、压力、树脂黏度、树脂化学特性（固化度）和平均铺层厚度。用一个专家系统来分析研究固化信息，并且操控热压罐如何去进行固化。第三种是被动法，或离线工艺过程控制。这时用数学模型来预测固化过程中零件的响应。可以模拟许多不同的固化方法，并且采用已取得的最满足需要的那一个。

这些工艺过程控制方法中的每一个均得益于对树脂固化过程出现的效应和相互关系的了解，这种了解被称为工艺过程控制模型。对于特定应用，无论尝试哪一种特定类型工艺过程控制，模型仍旧相同。

2.10.1.1 经验方法

此节留待以后补充。

2.10.1.2 基于传感器主动控制

此节留待以后补充。

2.10.1.3 基于模型的被动控制

此节留待以后补充。

2.10.2 实例——热固性复合材料的热压罐固化

一种通用工艺过程控制模型可用于评估和开发生产高质量零件的复合材料固化。当树脂受热并开始流动时，该体系可区分成气体（挥发物或夹裹的空气）、液体（树脂）和固体（增强材料）相。所有产生空隙的气相材料应被排除或为液相所吸收；液相应均匀分布于整个零件，保持或产生所要求的树脂含量；固相应该保持其选定的方向。为了固化零件，有几个必须确定的初始因素，用作工艺过程模型的输入。这些初始因素已经分解为以下类别：树脂、时间、加热、施加的压力、工艺材料、设计和增强材料。众所周知，不同的，即使在相同通用材料系列内的树脂，以同样方式加工时，并不总是提供相同的结果。通常用固化时间和温度，包括保温保压（多次）和升温速率控制热流。对于厚结构件，来自树脂放热的热量是起控制作用的。必须确定固化过程中应用的压力，它在固化期间可以变化很大。可以用真空袋或其他的工艺材料来进行某些操作，如树脂吸胶，但还会有其他的影响，尤其当它们失效时。设计选择如使用夹层结构和半径将影响到用固化得到的结果。最

后，虽然通常希望增强材料保持其方向，但增强材料确实影响气体和液体流动，还吸收一些外加压力。

初始的因素的数量惟有使得复合材料很难加工。使其更复杂的是这些初始因素影响所需结果，并彼此以复杂的非线性关系相互作用。因此，以似乎合理的方式调整一个因素经常得不到所需结果。这种工艺模型的示意图如图2.10.2所示。此特定模型设计用于热固性复合材料的热压罐固化，但是略加修改后，此模型还将大大适用于多数其他复合材料和胶粘剂的固化工艺。初始因素显示在图的上方，期望输出位于底部。在初始因素和期望输出之间的中心区域代表工艺相互作用。这些工艺过程相互作用是：固化度、黏度、树脂压力、空隙预防措施和流动。通过使用此模型，能够以合理的进程而不是毫无目的地改变和优化固化工艺。将依次讨论这些工艺过程相互作用中的每一项。

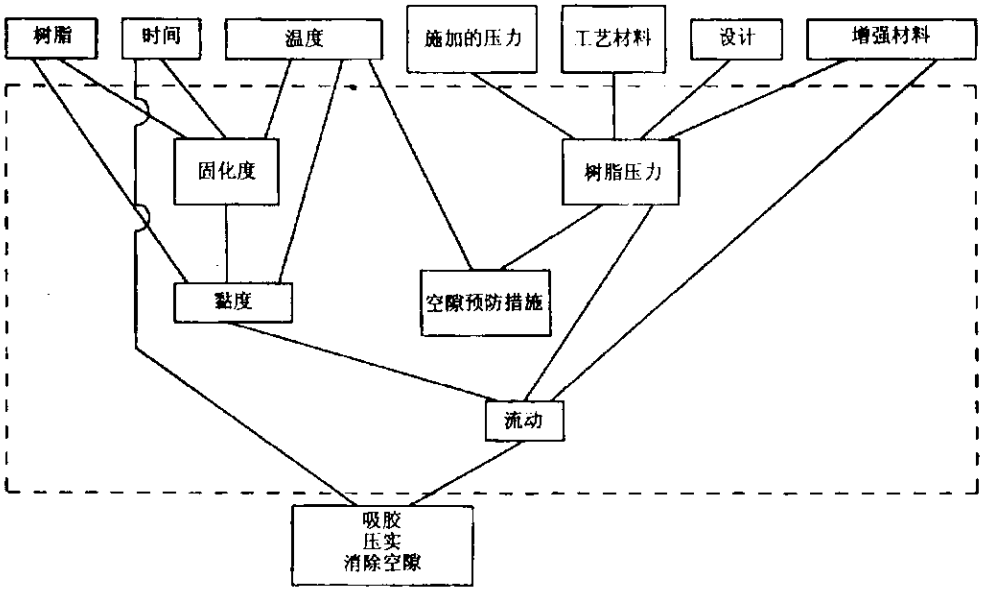


图2.10.2　复合材料固化工艺过程模型

2.10.2.1　固化度

树脂固化度主要起对黏度相互影响的作用。树脂固化度的变化率的确定需要了解单个树脂的特定响应和树脂的温度历程，用树脂反应热作为固化度的指标，计算固化度变化率则与当前固化度和温度有关。固化度变化率经常是非线性的，这就是为什么很难离开模型去评估树脂对新温度分布曲线的响应。此外，厚结构件中反应热可以显著地提高树脂的温度，也影响固化度和黏度。树脂凝胶后，经常用玻璃化转变温度作为固化度的指标。

2.10.2.2　黏度

树脂黏度是树脂固化度和温度的函数，树脂黏度响应函数确实随树脂而变。在制造工艺（“固化”）过程中，热塑性树脂不发生化学反应，但在树脂熔融时是要流动的。因为树脂的化学成分不变化，热塑性树脂的黏度严格与温度有关。换句话说，粘滞效应完全是物理的，并无化学相互作用参与影响。但是，由于链长或其他的化学区别，两种不同的热塑性树脂在相同温度下可能具有不同的黏度。

热固性树脂却发生反应，因此它的化学成分在固化过程中不断变化。由于链长和交联

密度增加，在给定温度下树脂的黏度将随时间而增加。这是因为在链之间相互作用增高，并且链逐渐地变成彼此缠结在一起。一旦链增长和交联充分地扩展，热固性树脂将凝胶。预测热固性树脂的黏度效应比热塑性塑料困难得多，原因为热固性树脂体系的化学成分是连续，有时甚至迅速地变化。

2.10.2.3 树脂压力

施加于层压板的压力通常与树脂受到的压力不相同，后者称为树脂压力。树脂压力的概念经常用弹簧与阻尼器型模型概念化，以树脂为流体，纤维包为弹簧。如果弹簧完全由流体包裹，它不能获得任何所施加的载荷。如果没有足够的树脂包裹弹簧（也许是由于树脂溢出），弹簧（纤维包）受到的载荷会增加，树脂就失去了相应的压力。此模型的示意图见图2.10.2.3。

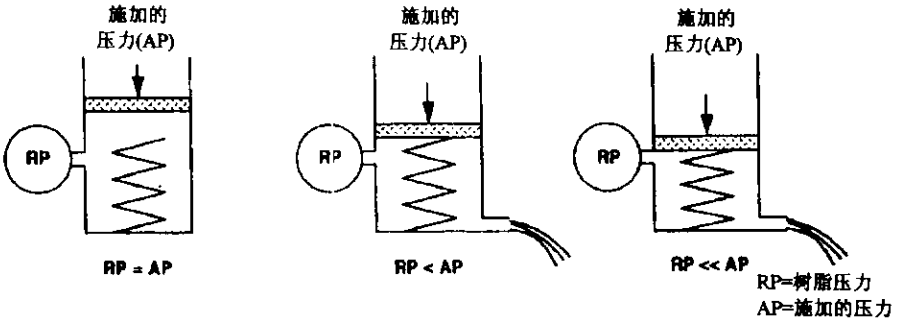


图2.10.2.3 树脂压力的弹簧与阻尼器模型

树脂压力很重要，因为树脂压力是树脂和气相材料从一处到另一处移动的驱动力，并有助于防止空隙形成。树脂压力是施加的压力、如何和什么样的工艺材料用于固化、设计和增强材料的函数。如果没有足够的树脂完全地包裹增强材料，则增强材料会受到部分或全部载荷。

与增强材料能受到施加的压力一样，其他工艺材料尤其透气和吸胶材料也能受到。在阻尼器/弹簧模型中，这些项起附加弹簧的作用，并且能够吸收大量的外加压力，尤其是对于较低的压力固化。影响树脂压力的设计因素之一是像蜂窝和某些类型泡沫芯子之类材料的使用。对共固化蒙皮，如果外力施加于模具或蒙皮的装袋面，会形成树脂压力，但所有的树脂一定会略微流动进入孔格内以减轻此压力，带蜂窝芯零件就会产生质量问题，尤其是蒙皮非常薄的，比如少于5层。如果蒙皮非常厚，那么厚度方向上树脂压力是变化的，这将使得在模具面的零件表面处于适当的树脂压力之下，而在蜂窝芯一侧树脂压力会接近零。如果能给与无限量的时间，这些压力将相等，然而在许多固化期限内并非能如此。当蒙皮很薄时，树脂压力接近零，因此在薄蒙皮蜂窝上的蒙皮固化时树脂压力接近零，基本上为接触铺贴，蒙皮的质量常常很低。由于增强材料提供的阻力，能够注意到某些重要的树脂压力作用以及其对零件质量产生的后果。正如厚度方向上能够形成树脂压力变化一样，其变化也能存在于增强材料的平面中。这有助于解释为什么同时固化的相同零件层压板质量能够迥然不同。考虑一下在闭角处纤维增强材料的架桥现象。根据定义，增强材料受到由热压罐施加的全部压力，而树脂压力为零，除非铺层能够交互滑过在该角落中与模具接触。在架桥的位置经常能够看到孔隙率增加，在模具界面存在空隙及积聚过量树脂。这些完全是由于在该位置树脂压力接近零的事实。

架桥周围区域也许有足够树脂压力。一系列对蜂窝壁板进行的实验揭示，当蒙皮（共固化）中树脂压力接近零时，在边缘带（层压板）中树脂压力显著较高。在边缘带区域中的层压板质量是明显著地更高，即使这二点仅相距数英寸。这非常接近于证明树脂压力不一致的概念。

2.10.2.4 空隙预防措施

某些树脂体系，特别是高温体系比如聚酰亚胺和酚醛，会产生作为固化反应化学一部分的挥发物。当这些副产物析出时，外加压力应是最小的，并要施加真空。一旦全部挥发物已经产生，则树脂压力可用于逐出凝胶前剩余的任何挥发物。一旦树脂已经凝胶，树脂的流动已完成，而像这种树脂含量、流胶、挥发分含量等结果均已固定。继续固化只是进一步提高树脂的固化，但树脂的物理形状已锁定。

某些挥发物可能存在于预浸料中，最常见的是吸收的水分。如果凝胶之前，树脂压力保持高于挥发物的蒸气压，这些化合物不能挥发，它们的体积增加许多倍，并且形成额外的空隙和/或孔隙率，其作用与汽车散热器方式相同，如图2.10.2.4所示。

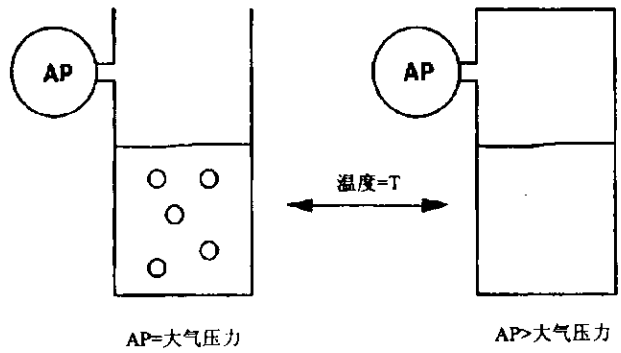


图2.10.2.4 预防空隙的树脂压力模型

2.10.2.5 流动

黏度、树脂压力和增强材料因素输入流动系数，可以认为黏度和增强材料是流动的阻力，同时认为树脂压力是流动的驱动力。由于这些因素出现的流动量随时间而变，这是与经验一致的。如果树脂较黏稠，在相同树脂压力和增强材料情况下，预期有较低流动。如果把增强材料变成，或许是较密的织物，则对树脂和气相流动的阻力增加。一旦确定了这些流动特性，则它们和可用的流动时间确定层压板怎样吸胶，层压板如何压实、和消除铺贴中存在的或在固化期间形成的空隙。

2.11 制定材料与工艺规范

对于材料和工艺的要求经常是具体和广泛的，制订了专用的工程图纸格式。材料和工艺规范是一种用来控制复合材料变异性的方法。规范通常是E尺寸工程图纸格式（见MIL-STD-961D（文献2.11））。不论是飞机还是高尔夫球杆，规范均是规定特定产品的工程合同包的一部分。

2.11.1 规范的类型

材料与工艺规范相似，但确实有一些不同的要求。

2.11.1.1 材料规范

材料规范的主要目的是控制关键材料的采购。列明于规范中的性能和数值将涉及、然而并非必须与用于设计和结构试验工作的性能相同。列明于规范中的性能和数值用来保证

材料不随时间显著变化，这对用于重要用途的和经历昂贵的合格鉴定的材料是至关重要的。材料规范包括在相关的合同中，并且是订货单对采购材料要求的一部分。

2.11.1.2 工艺规范——控制终端产品

工艺规范确立控制终端产品需要的程序。材料及终端产品越是依赖工艺过程，工艺要求越详细和复杂。另一方面，如果该工艺过程为生产合格产品打开了一扇宽阔的窗口，要求可能极低。由于材料对工艺过程的变化非常敏感，并且航宇成品要求往往非常严格，复合材料和胶粘剂胶接工艺规范通常很详细。

2.11.2 规范的格式

大多数规范遵循基于列明于文件如MIL-STD-961D中指南的类似格式（文献2.11）。材料或工艺规范的节通常如下：范围、适用文件、技术要求或工艺控制、验收检验和质量控制、交付、附注、和批准的货源及其他。在以下节中将比较详细地介绍每一节的内容。

2.11.2.1 范围

第一节是范围，该节通常用几句话说明规范覆盖的材料或工艺。第一节中还包括规范控制的材料类型、类别或形式。另一个处理不同材料构型的方法是使用简明表格，这些简明表格属于基本文件，但提供特定材料具体的补充信息。例如，一个材料规范可以包括同一胶膜的几个不同厚度，每一厚度属于不同的类别。范围节建立在其他的工程和采购文件中用于标识材料的简明术语或命名。工艺规范可以包括多个工艺过程，如对要加工的合金类型工艺过程变化最小的阳极化处理。

2.11.2.2 适用的文件

第二节确定规范中引用的全部其他文件，可以引用试验程序，及其他材料和工艺规范。对自含规范，和多个类似材料或工艺规范间重复内容进行比较评定。例如，如果要改变试验程序，仅需改变参见的试验规范。如果规范全部是自含的，必须修订每一规范内的试验程序。转换为普通材料和程序有关的时间和费用会相当大，但是，当仅需要极少数的信息时，模块化方法能带来大量未用的信息。下节将更详细地讨论这些结构管理问题。

2.11.2.3 技术要求/工艺过程控制

第三节包括对材料的技术要求或对工艺过程的控制。对材料规范，这些要求可以包括物理、化学、力学、储存期和使用寿命、毒性、环境稳定性和许多其他特性，要求可以是最小值、最大值和/或范围，有时仅要求提交试验中获得的数据。本节中仅列明试验结果要求，用于得到该结果的试验程序在下一节中介绍。对于工艺规范，则规定保证生产产品一致性所需的控制。

2.11.2.4 验收检验和合格鉴定试验

第四节包括试验。验收检验试验是在每次购买一些材料，或一批产品时要进行的试验。虽然需要满足规范的全部要求，但通常仅进行一小部分试验。合格鉴定试验通常涉及对规范的全部要求进行的试验，以确保供货方或加工者能够满足这些要求，并且除非另有原因一般仅进行一次。

还说明所要求试验的责任。制造商可以进行全部验收检验试验，或用户收到材料时可以进行补充试验。对所要求的报告进行了规定，而且如果某项要求初次检测就不合格，还

规定了再取样和重新试验的要求。

用于确定技术要求符合性的取样和具体试验程序均列在本节，试验程序可能是关键。多数情况下不能使用所得到的数值，除非用于产生数值的具体试验有文件为证。即使所试验的材料本身未曾改变，当试验程序变动时试验结果也可能变化。试验件的制备也同样重要。试验结果可能变化很大，这决定于试验件的构型和状态。进行试验的条件可能显著地改变试验结果。试验前对试件的预处理也很重要，例如试验之前曝露于高温和潮湿环境中。

2.11.2.5 交付

在第五节中介绍交付要求。必须确定如包装和识别、贮存、运送和文件等问题。对于温度敏感的材料，如预浸料和胶膜，包装是特别关键的。

2.11.2.6 说明

虽然第六和其后节的格式可能变化很大，但第六节通常是说明。说明是供参考的补充信息，除非在要求章节中特别声明，不是要求。

2.11.2.7 批准的货源及其他

第七和补充的节包括如对本规范什么材料取得了资格这方面的信息。本节可以参考列出合格材料的独立文件。由于进行合格鉴定可能需要相当大的费用，通常对产品应用，仅使用已取得资格的材料。

2.11.3 规范示例

通用规范一般由行业协会或军方发布。通常复合材料和胶粘剂胶接结构方面的行业协会是SAE，ASTM和SACMA。此外，对行业/军用规范未充分覆盖的材料或工艺各公司可以制定它们自己的内部规范，或保护专利信息。公司规范在格式和内容方面可以类似于行业和军用规范，但在方法和管理水平会有很大变化。每一种都有优点和缺点。

2.11.3.1 行业规范

行业规范的实例如下：

- AMS 3897　布、碳纤维、预浸渍用树脂
- AMS 3894　碳纤维单向带和片材，预浸渍用环氧树脂

AMS规范可由SAE获得，地址为：400 Commonwealth Drive, Warrendale, PA 15096-001。

2.11.3.2 军用规范

军用规范的实例如下。

- MIL-A-83377 航宇及其他系统用胶粘剂胶接（结构）要求
- MIL-P-9400　塑料层压板和夹层结构零件及装配件，飞机结构，工艺规范要求
- MIL-T-29586 热固性聚合物基体、单向碳纤维增强预浸带（宽度达60 in）通用规范

军用规范可由DoDSSP（国防部标准资料管理中心）标准化文件订货部获得。地址：700 Robbins Ave., Bldg. 4D, Philadelphia, PA 19111 5094。

2.11.4 结构管理

大多数主要的航宇公司使用许多材料和工艺规范来控制和限定它们自己及由转包方制造的产品。对某些材料和工艺，即使有等效的行业或军用规范，许多公司也宁愿拥有公司

控制的规范。根据定义，行业和军用规范是一致同意的文件，但得到一致同意需要大量时间，并且会与公司的具体目标相冲突。由公司控制，按公司要求剪裁的规范可能比较容易实现。公司规范确实允许剪裁，但是以标准化为代价的。公司特定试验和程序招致附加费用。可能有许多规范实质上对同一种材料进行控制，有时这是因为不同规范提供不同的控制（试验）水平。采购材料需要试验的数量和复杂性会很快占材料总成本的很大比例。如果仅对规范做微小改变，可以发布更改单或补遗。有些规范更改可以仅在有限的时段内实行，或局限于某些设备。现行和较早规范版本的控制是一项重要议题。规范变更会对制造作业有很大影响，并且如果修订版的变化需要额外增加费用，价格和执行时间可以协商，并非所有的业务和转包商同时开始按照新版本执行。此外，不同部门无意中使用同一规范的不同修订版或版本，也经常会引起混乱。

参考文献

2.4.1.1 Multicomponent Polymer Systems, I. Miles and S. Rostami ed., Longmore Scientific and Technical, 1992.

2.4.1.1.1 Engineered Material Handbook Volume 1: Composites, ASM International, 1987.

2.4.1.1.3.1.3 Technology of Carbon and Graphite Fiber Composites, J. Delmonte, Krieger, 1987.

2.4.1.2(a) Data Manual for Kevlar™49 Aramid, E.I. Du Pont de Nemours & Co., Wilmington, DE 1989.

2.4.1.2(b) Krueger, W.H., et al., "High Performance Composites of J2 Thermoplastic Matrix Reinforced with Kevlar™ Aramid Fiber," Proceedings of the 33rd International SAMPE Symposium, March 1988, pp. 181-193.

2.4.1.2(c) Gruber, M.B., "Thermoplastic Tape Laydown and Consolidation," SME Technical Paper EM86-590.

2.4.1.2(d) Okine, R.K., et al., "Properties and Formability of a Novel Advanced Thermoplastic Composite Sheet Product," Proceedings of the 32nd International SAMPE Symposium, April 1987, pp. 1413-1425.

2.4.1.2(e) Egerton, M.W. and Gruber, M.B., "Thermoplastic Filament Winding Demonstrating Economics and Properties via In-Situ Consolidation," Proceedings of the 33rd International SAMPE Symposium, March 1988, pp. 35-46.

2.4.1.2(f) Khan, S., "Environmental Effects on Woven Thermoplastic Composites," Proceedings, Materials Week™, 87, ASM International, Cincinnati, OH, October 10-15, 1987.

2.4.1.3.1(a) "PPG Fiber Glass Yarn Products/Handbook," PPG Industries, Inc., 1984

2.4.1.3.1(b) Engineered Materials Handbook, ASM, International, Metals Park, Ohio, 1987, pp. 107-100.

2.4.1.3.1(c) "Textile Fibers for Industry," Owens-Corning Fiberglas Corporation, Pub. No. 5-TOD-8285-C, September 1985.

2.4.1.3.2(a) ASTM Specification D 579, "Greige Woven Glass Fabrics Fiber Yarns," Annual Book of ASTM Standards, Vol 7.01, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, PA.

2.4.1.3.2(b) ASTM Specification D 578, "Glass Fiber Yarns," Annual Book of ASTM Standards, Vol 7.01, American Society for Testing and Materials, West Conshohocken, PA.

2.4.1.3.4(a) "Discover S-2 Glass Fiber," Owens-Corning Fiberglas Corp., Pub. No. 5-ASP-13101-A, 1986.

2.4.1.3.4(b) "Industrial Fabrics," Clark - Schwebel Fiber Glass Corp.

2.4.1.3.4(c) "Product Bulletin," Stratifils HR/P109.

2.4.1.4(a) Shoenberg, T., "Boron and Silicon Carbide Fibers," Engineered Materials Handbook, Volume 1, Composites, ASM International, Metals Park, Ohio, 1987, pp. 58-59.

2.4.1.4(b) Bascom, W.D., "Other Continuous Fiber," Engineered Materials Handbook, Volume 1, Composites, ASM International, Metals Park, Ohio, 1987, pp. 117-118.

2.4.1.4(c) Krukonis, V., "Boron Filaments," Handbook of Fillers and Reinforcements for Plastics, H. Katz and J. Milewski, eds., Van Nostrand Reinhold, Co., 1978.

2.4.1.4(d) DeBolt, H.E., "Boron and Other High Strength, High Modulus Low-Density Filamentary Reinforcing Agents," Handbook of Composites, G. Lubin, ed., Van Nostrand Reinhold Co., 1982, pp. 171-195.

2.4.1.4(e) MIL-HDBK-727, Design Guide for Producibility, Chapter 6.

2.4.1.4(f) "Boron Monofilament, Continuous, Vapor Deposited," MIL-B-83353.

2.4.1.4(g) "Filaments, Boron - Tungsten Substrate, Continuous," AMS 3865B.

2.4.1.6(a) Advanced Materials, Carrol-Porczynski, Chemical Publishing, 1962, pp. 117,118.

2.4.1.6(b) Engineered Materials Handbook, ASM International, Vol I, Metals Park, Ohio, 1987, p.58-59.

2.4.1.6(c) Lynch, et al., "Engineered Properties of Selected Ceramic Materials," Journal of American Ceramic Society, 1966, pp. 5.2.3-5.2.6.

2.4.1.6(d) Advanced Materials and Processes, "Guide to Selected Engineered Materials," Vol 2, No 1, June 1987, pp. 42-114.

2.4.1.6(e) BP Chemical, Advanced Materials Division, Carborundum.

2.4.1.7 "Quartz Yarn of High Purity," AMS 3846A.

2.4.1.8(a) Spectra® fiber properties product data of Allied Signal Inc., Petersburg, VA, May 1996.

2.4.1.8(b) Strong, A.B., Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials, Methods, and Applications, SME, Dearborn, Michigan, 1989.

2.4.1.8(c) Billmeyer, Jr., F.W., Textbook of Polymer Science, 3rd Ed., John Wiley & Sons, New York, 1984.

2.4.1.8(d) Ladizesky, N.H., and Ward, I.M., "A Study of the Adhesion of Drawn Polyethylene Fibre/Polymeric Resin System," Journal of Material Science, Vol. 18, 1983, pp. 533-544.

2.4.1.8(e) Adams, D.F., Zimmerman, R.S., and Chang, H.-W., "Properties of a Polymer-Matrix Composite Incorporating Allied A-900 Polyethylene Fiber," SAMPE Journal, September/October 1985.

2.4.2.7.1(a) Hertzberg, R.W., Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials, John Wiley & Sons, New York, 1976 p. 190.

2.4.2.7.1(b) Kaufman, H.S., "Introduction to Polymer Science and Technology," Lecture Notes.

2.4.2.7.1(c) "The Place for Thermoplastics in Structural Components," Contract MDA 903-86-K0220, pp. 1-2, 20, 29.

2.4.2.7.1(d) Murtha, T.P., Pirtle, J., Beaulieu, W.E., Waldrop, J.R., Wood, H.D., "New High Performance Field Installed Sucker Rod Guides," 62 Annual Technical Conference and Exhibition of SPE, Dallas, Texas, September 1987, pp. 423-429.

2.4.2.7.1(e) Brown, J.E., Loftus, J.J., Dipert, R.A., "Fire Characteristics of Composite Materials - a Review of the Literature," NAVSEA 05R25, Washington, DC, August 1986.

2.4.2.7.1(f) "The Place for Thermoplastics in Structural Compounds," contract MOA 903-86-K-0Z20, Table 3-5, p. 1.

2.4.2.7.1(g) Horton, R.E., McCarty, J.E., "Damage Tolerance of Composites," Engineered Materials Handbook, Volume 1, Composites, ASTM International, 1987, pp. 256-267.

2.4.2.7.1(h) Silverman, E.M., Griese, R.A., Wright, W.F., "Graphite and Kevlar Thermoplastic Composites for Space Craft Applications," Technical Proceedings, 34th International SAMPE Symposium, May 8-11, 1989, pp. 770-779.

2.4.2.7.1(i) Shahwan, E.J., Fletcher, P.N., Sims, D.F., "The Design, Manufacture, and Test of One-Piece Thermoplastic Wing Rib for a Tiltrotor Aircraft," Seventh Industry/Government Review of Thermoplastic Matrix Composites, San Diego, California, February 26-March 2, 1991. pp. III-C-1 - III-C-19.

2.4.2.7.1(j) Lower Leading Edge Fairing to AH-64A Apache Helicopter-Phillips 66-McDonnell Douglas Helicopter Prototype Program.

2.4.2.7.2(a) Modern Plastics Encyclopedia, Materials, McGraw-Hill, 1986-1987, p. 6-112.

2.4.2.7.2(b) Koch, S., Bernal, R., "Design and Manufacture of Advanced Thermoplastic Structures," Seventh Industry/Government Review of Thermoplastic Matrix Composites Review, San Diego, California, February 26-March 1, 1991, pp. II-F1 - II-F-22.

2.4.2.7.2(c) Stone, R.H., Paul, M.L., Gersten, H.E., "Manufacturing Science of Complex Shape Thermoplastics," Eighth Thermoplastic Matrix Composites Review," San Diego, California, January 29-31, 1991, pp. I-B-1 - I-B-20.

2.7.7(a) Lubin, G., Handbook of Composites, Van Nostrand Reinholt, 1982, Chapter 21, "Sandwich Construction".

2.7.7(b) MIL-P-9400C, Plastic Laminate and Sandwich Construction, Parts and Assembly, Aircraft Structural, Process Specification Requirements.

2.7.7(c) MIL-HDBK-23 (Canceled), Structural Sandwich Construction.

2.7.7(d) MIL-STD-401, Sandwich Constructions and Core Materials: General Test Methods.

2.7.8(a) Kinloch, A.J., Kodokian, G.K.A., and Watts, J.F., "The Adhesion of Thermoplastic Fiber Composites," Phil. Trans. Royal Soc: London A, Vol. 338, pp. 83-112, 1992.

2.7.8(b) MIL-HDBK-691B, Adhesive Bonding, Defense Automation and Production Service, Philadelphia, PA, 1987. 2.11 MIL-STD-961D(1), DoD Standard Practice, Defense Specification, Executive Agent for the Defense Standardization Program, Falls Church, 1995.

2.11 MIL-STD-961D(1), DoD Standard Practice, Defense Specification, Executive Agent for the Defense Standardization Program, Falls Church, 1995.

第3章　生产材料和工艺过程的质量控制

3.1　引言

为保证以前表征过的材料体系具有持续的完整性，需要进行质量验收试验。所进行的试验必须能表征每一批量/批次的材料，从而可以对材料体系的关键性能做出正确评定。这些关键性能对材料体系的材料性能、制造能力和使用提供完整性的有关资料。另外，所设计的试验矩阵必须能经济与迅速地评估材料体系。

生产环境下的质量控制，涉及到复合材料从预浸料生产到部件制造所有各阶段中的检验和试验。必须由材料供应方对纤维与树脂（作为单独材料）以及复合材料预浸料进行试验。预浸料的用户必须进行验收检验和再确认试验、生产过程控制试验、和对制成部件的无损检测试验。在以后几节里将说明这些试验，并讨论工业界的常规作法。

3.2　材料采购质量保证程序

3.2.1　规范和文件

材料规范、制造工艺和材料试验技术必须保证符合工程要求。

本手册第一卷的第3、4和6章中介绍了一些验收试验方法，用于对纤维、基体和树脂预浸纤维材料的化学、物理和力学性能进行表征。本卷的3.3和3.4节基于MIL-STD-414（文献3.2.1(a)）提供了变量统计采样计划的有关信息。用这些计划控制材料性能验证试验的频率和范围，以达到预定的质量水平。

破坏和非破坏试验设备和试验方法的有关规范中，应该包含试验与评定的程序。这些程序中需要说明设备校准的方法以保持要求的精度和可重复性，这些方法还应当确定校准的频率。在本手册前面的节中可以查到校准化学分析设备时所用标准的有关资料，这些资料涉及特定的试验技术。

在军用和联邦规范中可查到质量控制文件编写要求的标准，如联邦航空管理局生产认可持有者所使用的联邦航空条例FAR Part 21“产品和部件的取证程序”（文献3.2.1(b)）。

3.2.2　验收检验

复合材料用户通常制定出材料技术条件，规定来料检验程序和供应商管理原则，保证复合材料结构中使用的材料符合工程要求。这些规范的基础是许用值发展计划中所产生的材料许用值。必须规定力学试验的验收标准，以保证在生产部件制造时使用的材料与确定许用值时所用的材料具有相等的性能。

用户的材料技术条件一般要求供应商对每次交运的每一生产批次材料，均提供其满足材料规范要求的证据。该证据包括试验数据、证明书、保证书等，这取决于用户的质量保证计划和具体材料的采购合同要求。试验报告应包含能证明材料性能符合用户规范和验收标准的数据。

验收试验的要求可能因用户而异。但是，试验必须足以保证材料将满足或超过工程要

求。一个典型的碳/环氧单向带要求的验收试验实例示于表 3.2.2。注意，表 3.2.2 分成两个部分。第一部分涉及未固化的预浸料性能，这些试验旨在确信树脂和纤维材料是在可接受的限值范围内。第二部分涉及固化的层压板或单层试验，选择的力学性能试验应反映出重要的设计性能。它们可能是对某项性能的直接试验，或者是与关键设计性能关联的某个基础试验。90°/0°拉伸试验评估纤维的强度和模量，90°/0°压缩试验评估增强纤维/树脂组合的性能。压缩试验还包括了干热试验，因为一种依赖于树脂的力学性能应当包括高温试验，以确保材料耐受温度的能力。在树脂评估时应进行剪切试验；根据最终产品强调层间性能或面内性能，应当采用短梁剪切试验或±45°拉伸试验。

表3.2.2 供应商与用户要求的典型验收和再确认试验

性 能	要求的试验			每个试样要求的试件数
	生产验收（供应商）(3)	生产验收（用户）(3)	再确认（用户）(3)	
预浸料性能		×	×	-
外观与尺寸	×	×	×	3
挥发物含量	×	×	×	3
吸湿量	×	×	×	3
凝胶时间	×	×	×	2
树脂流动性	×	×	×	1
黏性	×	×		3
树脂含量	×	×		3
纤维面积重量	×	×		1
红外分析	×	×		2
液相色谱法	×			2
差示扫描量热法	×			
单层性能			×	3
密度	×	×	×	3
纤维体积含量	×	×	×(2)	3
树脂体积含量	×	×(2)	×(2)	3
空隙含量	×	×(1)	×(2)	1
每一铺层厚度	×	×(2)		3
玻璃化转变温度	×			6
SBS或±45°拉伸	×(2)			6
90°/0°压缩强度	×(1)			6
90°/0°拉伸强度与模量	×(2)			

(1) 试验应在RT/大气环境与最高温度/大气环境条件下进行（见第一卷，第2.2.2节）。

(2) 试验应在RT/大气环境条件下进行。

(3) 供应商定义为预浸料供应商。用户定义为复合材料部件的制造商。生产验收试验定义为由供应商或用户进行的初始验收试验。再确认试验是在保证的储存期或室温外置时间结束时由用户进行的试验，以在材料正常贮存或外置时间到期后提供额外的使用。

验收检验试验的要求应说明测试频率，并说明在初次试验不能满足这些要求时重新试验的标准。测试频率随一批的材料数量（重量和卷数）而变。一般试验可以包括来自第一卷、最后一卷以及一些随机取样的卷。对于固化的单层试验应包括重新试验的标准，以使不会由于试验过程中的异常情况而拒收材料。如果一种材料在某个试验中不合格，应当用同一可疑的材料卷制造新的板，重新进行该试验。如果一批材料中有多个卷，为了隔离潜在的问题，应从可疑卷的前、后卷上取材料进行试验。如果材料重新试验还不合格，应通

过材料工程进行整批材料的审查。随着使用增加和信心的增高，可以修改验收检验的程序，例如：可以减少试验频率或停止某些试验。

3.3 部件制造检验

3.3.1 工艺过程检验

用户的质量保证部门通常负责检验制造过程是否按照工程工艺规范的要求进行。下面说明控制制造工艺过程的各种工作。

材料控制——用户的工艺规范至少必须规定下列的材料控制项目：

- 通过名称和规格能充分识别该材料。
- 材料的储藏和包装要预防损伤及污染。
- 易变质的材料、预浸料以及胶粘剂，在其出库时应在允许的贮存期之内，并应在允许使用寿命之内固化。
- 正确识别和检查预包装的材料。
- 确定验收和再确认试验。

材料贮存和处理——用户材料与工艺规范规定了贮存预浸料、树脂体系和胶粘剂的程序和要求，以保持合格的材料质量。在低温下（通常-18°C（0°F）或更低）贮存的这些材料，以延缓树脂材料的反应并延长其使用寿命。用户与供应商之间通过谈判达成协定，规定在这些条件下贮存的这些易变质材料，供应商将保证的使用时间有多长。所协商确定的这个时间将作为用户材料技术条件中的一项要求。

通常将材料贮存在密封的塑料袋或容器中，以防止在将其从冷库取出并让其加热到大气环境温度时出现水分凝结在冷的材料上并转移到聚合物内的问题。从冷库中取出材料到可以开启材料密封袋或容器之间的时间间隔，通常根据经验确定。在确定时间间隔时要考虑物理特性，如材料卷、叠层高度厚度或材料类型（例如带与宽幅材料）。因此，用户应当有一些程序，防止在材料温度达到稳定之前过早将材料从贮存袋或容器中取出。

模具——铺贴用的模具（模型）要遵照模具检验/质量鉴定程序。这将证明，在使用规定材料、铺贴和袋压方法及固化曲线时，模具能够生产出符合图纸和技术规范要求的部件。此外，应测试由该模具制造的固化材料试件，以确保其符合规定的力学和物理性能。在每次使用之前必须检查模具表面，以确保模具表面清洁，同时没有可能会污染或损伤部件的情况

设施与设备——用户将确定复合材料工作区的环境控制要求。这些要求是用户工艺规范的一部分，这些要求应与材料对车间环境下其污染的敏感性相适应。必须规定热压罐和烘箱的检测和校准要求。

在环境控制区里的污染限制，通常禁止使用不受控制的喷涂（例如硅污染）、防止曝露于灰尘中、触摸污染、烟雾、油蒸汽，并不得存在其他可能影响制造过程的微粒或化学物质。也应规定操作者可在其中进行材料处理的条件。铺贴和清洁室的空气过滤及增压系统应能提供一个略高的正过压。

生产过程控制——在复合材料部件的铺贴过程中，必须严格控制某些关键的步骤或操作。对这些关键项的要求和限制应在用户的工艺规范中予以说明。下面列出某些需控制的

步骤与操作：

1. 检验在洁净模具表面已涂覆脱模剂并已固化。
2. 检验结合进部件的易变质的材料是否符合相应的材料规范。
3. 检查预浸料的铺贴情况，确保层数和方向符合工程图纸的要求。
4. 如适用，检查蜂窝芯子拼装并检验位置是否符合工程图纸要求。
5. 用户书面记录应包含下列资料：
   - 材料供应商、制造日期、批号、卷号和使用寿命的总累积小时。
   - 热压罐或烘箱的压力、部件温度和时间。
   - 热压罐或烘箱装载号。
   - 部件和产品序号。

部件固化——用户工艺规范中必须规定固化部件时热压罐和烘箱的工作参数要求，其中包括加热速率、保温时间、冷却速率、温度与压力容限和热压罐或烘箱中温度均匀性测量记录。

工艺过程控制试件——许多制造方要求与生产部件一起，铺贴和固化一些特殊的试验板。固化后，将这些板进行物理力学性能试验，以证实其所代表的部件满足工程性能要求。

通常由图纸的标注规定这些物理和力学试验的要求，图纸指明每一部件的类型或类别。非关键的或次要结构可能不要求试验试件与试验，关键的或飞行安全的部件可能要求进行全部的物理和力学试验。

在早期复合材料生产过程中，大多数用户要求做0°弯曲强度与模量及短梁剪切强度试验。但是，近年来许多制造方已将这些试验改为要求取自生产部件指定区域试样上的玻璃化转变温度、每一铺层厚度、纤维体积含量、空隙含量和铺层数。

3.3.2 无损检测

在确保生产过程控制后，还必须检查复合材料细节零件是否符合尺寸和制造质量要求，并对工艺过程导致的缺陷和损伤进行无损检测。

装配检验：如果不适当地进行机械加工和钻孔，层压板易产生一些特别类型的缺陷。需要有制造方工艺规范要求的制造质量标准，以控制修整边和钻孔的质量。这些标准确定了下列典型缺陷的目视验收/拒收范围：开裂、分层、表面纤维裸露、过热、表面光洁度、偏轴孔和表面凹坑。钻孔操作中的一般缺陷是分层和起始于孔边沿处的纤维断裂。因为这些缺陷本质上是内部的，仅通过目视检查不可能评定该缺陷的严重性，应该寻求无损检测技术的支持。必须确定用于无损检测的内部缺陷验收和拒收限值。

复合材料部件无损检测（NDI）的范围，取决于部件是主要的飞行安全结构，还是次要的非飞行安全结构，部件的类型与分类一般是在工程图纸中规定的。工程图纸也引用规定NDI试验和接收/拒收标准的工艺规范。NDI（无损检测）用于发现缺陷和损伤，如空隙、分层、夹杂物和基体中的微裂纹。

生产中常用的NDI（无损检测）技术包括目视、超声波和X-射线检测。其他方法，如红外、全息技术和声学检验尚在发展中，将来可能会用于生产。

目视检查是一项NDI（无损检测）技术，包括核查以确信部件满足图纸要求，以及评定部件的表面与外观。目视检测包括检验气泡、凹陷、外来物材料夹杂、铺层变形和折叠、表面粗糙度、表面孔隙和折皱。在制造方的工艺规范中给出这种缺陷的接收/拒收标准。

复合材料生产最广泛使用的无损检测技术是超声波透射C-扫描检测，其次是超声波脉冲回波A-扫描检测。因为涉及太宽，其工程要求和标准通常被包含在一个文件中，由用户的工艺规范加以引用。用超声方法进行评估的主要缺陷是内部空隙、分层和孔隙率。这些检测需要制造出具有已知内置缺陷的标准件。其输出形式为显示整个部件上声衰减变化情况的曲线图。把曲线图与部件上显示声衰减变化的位置相比较。如果发现缺陷超过了规范允许的范围，则拒收该部件并由工程技术部门进行处置。部件的处置可能有：(1)按现状接收，(2)经过进一步再加工或修理使该部件可接收，(3)报废。

在NDI（无损检测）中，经常用X-射线检测评价层压板中镶嵌件的胶接，以及夹层板中蜂窝芯子与面板的胶接情况。所要求的试验范围由工程图纸按检测的类型或分类指定，这些类型或分类通常在一个独立的文件中规定，由制造方的工艺规范加以引用。如同超声波检测一样，为了正确地评价X-射线胶片，通常需要有内置缺陷的标准件。

3.3.3 破坏性试验

3.3.3.1 背景

当单独用非破坏技术不能保证部件的结构完整性时，经常采用破坏性试验来加以确保。这些试验包括，周期性地解剖部件以检验复杂结构的内部，以及从部件的多余部分切下试件进行力学试验（图3.3.3.1）。

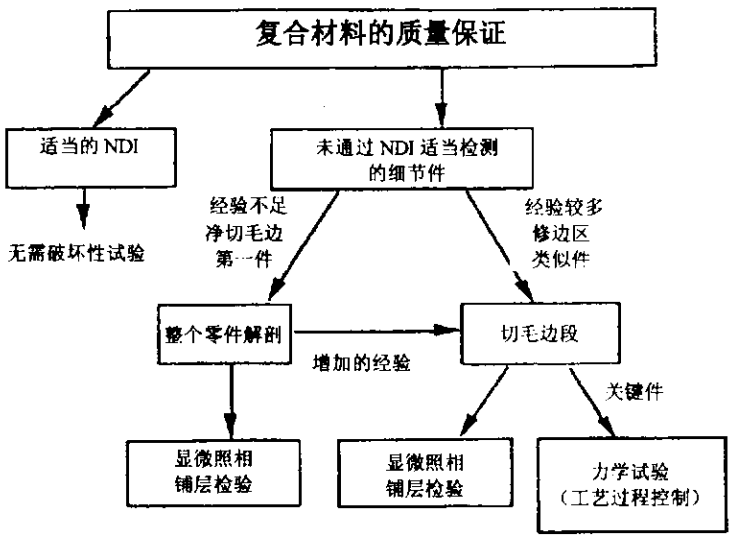


图3.3.3.1 破坏试验的应用

3.3.3.2 用途

当只用非破坏技术不能保证部件的结构完整性时，经常采用破坏试验来加以确保。这些试验包括，周期性地解剖部件以检验复杂结构的内部，以及从部件的多余部分切下试件进行力学试验。

3.3.3.3 破坏性试验方法

主要有两种破坏性试验：解剖整个部件，或检验部件的毛边段。一般对由新模具加工的首个部件完全解剖，进行完整的检验，但是其实施是昂贵的。只要有可能，更可取的方法是检验多余的毛边段，这样不会破坏部件并仍可检验结构细节，并可得到力学试验件。

全部件解剖——当提到“破坏性试验”这术语时，经常设想的是全部件解剖的方法。因为这方法使部件无法继续使用，应对满足下列标准的部件使用全部件解剖：

- 用NDI（无损检测）不能充分检测的区域。
- 部件复杂并且对此结构形式或制造工艺的工作经验水平较低。
- 部件为净切毛边，无法用余量切毛边区或部件延长区来检验所关心的细节区。

切毛边段——检验和试验切毛边段可达到质量保证和成本之间的平衡。切毛边段可以是部件中有意设计得超出修边线的延展段，或可能由部件内部开口区域截取的部分。从细节区切割的片段可以检查其差异，可由该片段加工出试样并进行力学试验，以确保部件的结构能力并检验制造工艺的质量。按照这种方法利用试样，可满足破坏性试验的要求和工艺过程控制的要求（参见3.2.2节）。

3.3.3.4 实施指南

破坏性试验的频率视部件类型与经验而定。如果生产者具有众多的制造经验，可以不要求复杂部件的定期破坏性试验，而仅进行首件的解剖。对于经验较少的复杂部件，更可取的做法是加大定期性检测的间隔。对关键的（飞行安全的）部件必须考虑破坏性试验。

可以用低于全部件解剖的成本较频繁地进行切毛边段的检验和试验。可以用较频繁和简易的切毛边段检验，来增强质量保证工作。

破坏性的试验应在部件出厂之前实施。用定期的破坏性试验监控制造工艺过程，以保证部件的质量。如果确实出现了问题，定期检验可以界定可疑的部件号，无需检验所有的零部件系列。如果许多部件都反映着同样类型的结构和复杂度，可以将它们汇集在一起进行取样。由一个标准样板制造的模具所生产的部件，也可以合并在一起。

取样——典型的取样计划可以包括首件全部件解剖，接着采用切毛边段解剖进行定期检验。定期检验的间隔可视成功率而变化。在几次成功的破坏性试验以后，可以加大间隔。如果在破坏性的试验中发现不合要求区域，可以缩短检验的时间间隔。如果在使用中发现问题，可以对相同生产系列的部件进行补充的解剖，以确信该问题是孤立的。

对于切毛边段的方法，因为成本很低，可用较小间隔进行定期的破坏性试验。对于关键的部件，特别希望进行小间隔的检查。

对于首件检验，可以选定最初几件成品之一来代表首件，不规定必须是第一个制造的结构件，其理由是：(1)由于学到的经验和专门的处理，其可能不代表生产运转的特征；和(2)有工艺过程问题或差异的另一个部件可能揭示更多的信息。

可能的区域——可能检验的区域和项目包括：

- 部件内的主要载荷路径，
- 无损检测中显示出迹象的区域，
- 接近共固化细节件的模具分界，
- 在斜坡段的丢层处，
- 铺层起皱，
- 贫脂区和富脂区，
- 转角半径和共固化细节件，
- 芯子与面板充填，
- 带坡度的芯子区。

3.3.3.5 试验类型

全部件解剖和切毛边段均包括细节区检验。在对细节区机械加工后，可以进行显微照相以检查微观结构。另一类型破坏性试验是铺层复核。为验证铺层是按正确的叠层顺序和方向铺贴，仅需要对一小部分进行揭层或磨削。对于机械铺贴的情况，在初始确认后就不再需要进行此程序。对于诸如铺层铺贴、可能的铺层起皱和孔隙率等项目的检查，可以在紧固件孔位置处获取初始的芯塞，并且进行显微照相。

当从切毛边段得到机械加工的力学试样时，应当按照部件或部件在该区的关键失效模式，对试样进行试验。试验所涉及的典型失效模式是无缺口压缩、开孔压缩以及层间拉伸和剪切。

3.4 统计的工艺过程控制

3.4.1 引言

因为复合材料显示出明显的变异性，用于鉴别、评定、和有望进行变异性控制的手段就成为关键的问题。统计的工艺过程控制（SPC）是一个术语，用于将统计学的几个不同方面与其他的质量方法相配合在一起。

3.4.2 质量手段

有几种方法，它们构成了 SPC 工作的主体，包括的范围从收集和评估数据的十分简单的方法，到回答极特殊问题的先进统计技术。不应把在下面几节里叙述的内容看作是全面的评估。还有许多其他技术或所讨论技术的变型，这些会在文献中评述。

3.4.3 收集和标绘数据

在评估数据中，首个概念之一是要按严格的方式搜集数据。一旦收集了数据，通常总应按某种方式将数据绘制成曲线。用列表的数据很难识别出平坦和缓的趋势，即使只有少量的数据点，情况也可能如此。在很多情况下，可以也应该以几个不同的方式绘制相同数据的曲线图，找出在各因素之间联系与关系，或相对于时间的变化趋势。

3.4.4 控制图表

绘制数据曲线图的具体方法之一，是将其作为控制图表的一部分。利用控制图表来度量工艺过程中产品的变异性。变异的来源分成偶然发生或一般原因，以及可指明的变化。当工艺过程产生了数据，就绘制数据曲线图，同时如果要追溯一个可指明的原因，则可用一组简单的规则加以确定。如果合理应用它们，就能够在到达拒收水平以前，鉴别并处理存在的问题。

3.4.5 工艺能力

制造工艺过程的一个基本问题是，对于所出现的给定变异性，有多少百分率的产品能满足规范要求。将表示这个概念的数字称为工艺能力度量。采用由标准差表示的工艺过程变异性来确定容许限，容许限表明，如果超出该限度则几乎所有的产品将失败。对于一个工艺能力的度量，其在这些限度之间的范围将与规范的范围相比较。

生产中超出规范范围的产品数量越少，工艺能力越高。可用不同的比率来评定工艺能力。一个重要问题是这个工艺均值是否处于规范范围的当中，如果不这样，其含义是什么。

3.4.6 故障排除与改进

很多情况下需要对一个新工艺进行表征和发展，或者说，改进已经是既有工艺过程的必然趋势。曾经一度在控制下的工艺过程，由于没有透彻地被了解而可能不再合用。在诸如此类的情况中，对已确立工艺过程的故障排除，和对于新的或已确立工艺过程进行改进就变得很重要。下面介绍三种普通的方法。

3.4.6.1 工艺反馈调整

引言

通过工艺过程监控和调整两方面来实现工艺过程的控制。工艺过程监控是通过统计的工艺过程控制（SPC），其中包括诸如工艺过程控制（或 Shewhart）图表与累加和（Cusum）图表等手段来完成的。这些手段被用来查询工艺或系统以确定其稳定性。工艺调整用来使工艺过程从偏离的状态恢复正常，因而通常称之为工程过程控制（EPC）。SPC 和 EPC 之间不会对抗而能够彼此合作。

它们能够适应这样的一些环境，在这些环境中其可估计成本与对系统所作的改变或采取的测量有关。这些是着眼于将控制系统的总成本减到最少，并用偏离工艺目标为代价。EPC 还实施有界的调整图表，规定一个工艺过程调整的必要性和程度。最后，这还适用于监控具有反馈控制的工艺过程。

传统的统计学工艺过程控制（SPC）所假定出现的稳定、不变状态的环境，实际上很难达到和保持。虽然更惯用的工艺过程监控技术通过使用控制图表来帮助达到这种控制，但工艺过程经常要求调整参数以达到期望输出。虽然某些手段和程序与工艺过程监控的时候相类似，但目的和方法实际上是全然不同的。

工艺过程监控定义为利用一些控制图表，用以连续查询所调查工艺过程的稳定性。当发现异常情况时，探索造成该情况的可指明的原因，如果可能并予以排除。如同 SPC 一样，该技术已被广泛应用于标准部件的工业中。

工艺过程调整中对与所期望输出相关的变量进行反馈控制，以保持工艺过程尽可能接近所希望的目标。这个方法来源于加工制造工业，称为工程工艺过程控制（EPC）。

控制图表

观察频率和比例的所有控制图表在 3.4.4 节中进行介绍。

用不同类型的图表进行测量数据的监控，这些图表着眼于样本均值和范围，并被称为 X 条形图和 R 图。用于频率以及比例数据的一些有用的简化并不适合于测量类型数据的情况。除了另外注明的情况外，均使用同样的一般术语。

可以把几个规则用于这些控制图表，其中某些规则是产业界或甚至是公司所特有的。最广为闻名的规则组是 Western Electric 规则，这些规则被用于控制图表，确定是否有必要调查某个偏差，确定其有待排除的可指明起因。

对于这些控制图表的应用，曾做出过一些假设，虽然适度违背这些假设通常不会有灾难性的后果，但一个不稳定的系统则可能导致不适当的警告和行动限制。

工艺过程调整

工艺过程调整的目标，不是对一组表明特定起因的数据集进行可能性的推测检验，而是统计评估对系统的干扰，然后以不同的方式进行补偿。

工艺过程监控与工艺过程调整二者的目标有差异；其标志之一是，要等到工艺过程监控指出有统计上显著的偏差之后，才实行工艺过程调整，而对一个控制策略而言，这通常会导致过度的工艺过程输出变异。

对于许多工艺过程，若不按某个间隔进行工艺过程调整，就不可能实现可接受的控制。为了获得始终如一的结果，不得以任意的方式进行这类调整。工艺过程调整实施中的重要概念是，工艺过程对于改变的阻抗（称惰性），以及利用模型来预测工艺过程的未来输出。

调整变量的单位变化大多不会导致工艺过程输出的单位变化。这些因素之间的关系就称为系统的增益。在预测工艺过程输出的努力中，将白色噪音的各类响应与系统漂移加以区分是有益的。

应当指出，如果听其自然，许多工艺过程就将不断地飘离其目标值。由于此种漂移，一个低值很可能再后继另一个低值，这称为自相关。这些变化可能采取步进、尖峰、或坡度变化的形式。采用工艺过程调整，则试图判断工艺过程的变动方向，然后调整工艺过程进行补偿以使工艺过程保持趋向目标值。

引起此漂移的干扰类型，可能是环境，如温度和湿度的变化，或是供应的材料其成分有变化。不管是否已经鉴别出这些变量，可能需要某种反馈控制以补偿其效应，使工艺过程的输出恢复到目标值。反馈调整的这些方法程序，与制造工业所用自动控制方法的类型有直接的关系。

虽然经常采用基于 SPC 输入的一些工艺过程变更，但很少实施某个一贯的方法。通过使用某种反馈调整方案，许多应用情况的工艺过程输出变异可以降低数倍。

使得反馈调整有机会更广泛应用于传统化学工业之外其他行业的原因是这样的判断：系统建模的重要误差，即使使用反馈调整时仍有很大误差，它们对工艺过程输出变异性只有极小影响。

某些工艺过程并不由于在一个间隔中进行工艺过程调整而受到全局影响，称这些工艺过程具有惰性。为了适应这些工艺过程的特性，需要修改工艺过程。

工艺过程调整的另一个目标，是将所需工艺过程调整的数量减至最少。当进行过程调整相应的成本较大时，这点特别重要。虽然强制调整确有增大工艺过程输出变异性的效应，但已经历这样的情况，即只要适度增加工艺过程的输出变异性使其超过理论的最低值，就能使工艺过程调整的频率明显地降低。

一些工艺过程中包含了利用目标值附近的非灵敏区。在非灵敏区里的工艺过程输出预测并不导致任何工艺过程调整。另一个工艺过程是有界的调整。

另一个关注点是不慎对已经处于正确控制状态的工艺过程使用了工艺过程调整。已经确定，实施这种工艺过程仅会使工艺过程的输出变异性增加约 5%。相对于此种潜在可能性进行权衡的，是有可能大多数工艺过程会违反其要求达到一个理想控制状态的假设。

反馈调整所关注的另一个方面，是与观察和/或调整工艺过程相关的潜在成本，要将这成本相对于对目标值的漂离进行权衡。已对反馈调整工艺过程进行修正，以使与这些方面有关的总成本减至最低。

也出现了应多长时间对该工艺过程观测一次，以及其相应的费用的问题。可以将观察工艺过程有关的成本，相对于因调整工艺过程和增加工艺过程变异性或偏离目标值而产生的费用进行权衡。

3.4.6.2 试验设计

背景

虽然对制造过程所产生的数据进行统计分析已经成为平常的事情，但所产生数据的布局或结构则在很大程度上违背了一致的方法。虽然已经基于统计进行了某些螺栓连接复合材料分析，但经验法则、历史的先例或只是可用性支配着数据收集工作。常常感觉到，这种方法可能由于某种原因取消了技术专家的控制，或与认可的先例相比几乎没有提供什么新增的内容。大多数程序所奉行的传统数据布局中，其最为公认的原则之一就是，在一个试验计划中每次只有意地连续改变一个数据因素。虽然在没有适当的方法时，这可能是审慎的，但已经有一个丢失的信息。采用适当方法，每次改变一个以上的变量，就能够高效地运行并有效地提供信息，这是每次只改变一个因素时不可能获得的。经常是这些未揭示的隐藏关系主宰着工艺过程结果。

这种方法的通称是试验设计（Design of Experiments，DOE），另一个术语是有计划的试验（Designed eXperiments，Dx）。通过DOE，能够高效地筛选可能潜在影响所关心输出的大量因素，用线性模型统计地确定它们是否真实地影响了工艺过程的输出。以该数据作基础，只要破除每次只改变一个因素的规则，就可以确定各重要因素之间的相互作用。

另一个技术基于 DOE 形成非线性模型，如二次模型，使工艺过程最佳化可实施。这种方法称为响应面方法（RSM）。顾名思义，所希望的输出通常是一个多因素的非线性关系。

DOE 和 RSM 在工艺过程中被逐次连续使用就称为顺序试验法。在这个方法里，初始试验用于进行显著因素的筛选。如果被调整的因素实际上是非显著的，不要废弃此数据，而对其他显著因素将其复制，对工艺过程变化提供补充信息。可以加入补充数据以追踪显著相互作用的迹象。该模型还对是否应进一步追踪非线性关系提供有关信息。通过 RSM 增加一些补充点，来确立这些非线性的（二次的）特性。这些模型使用为一个或多个目的所得到的所有数据，提供了非常有效的试验方法。

有一些关于有计划试验方法在确定复合材料弹性性能时的应用文献，并发现少量确定复合材料力学性能如螺栓连接强度的应用。使用这个有效的方法能够进行工艺过程的严格评估，以前认为这些评估要进行全面试验是太复杂了。其结果，在过去一般只对少数关心的确定领域才用择优（pick-the-winner）的方法进行试验，很少能确定出即使在“优胜者”与所放弃的选择之间存在统计上差别的情况，远低于任何种类最佳化所达到的水平。但应用DOE和RSM试验法就能够提供这些手段和选择。

单因素模型——线性的和二次的

将数据拟合成一个直线或线性方程是个常规的处理方法，如图 3.4.6.2(a)所示。直线代表了数据的趋势，但很少有全部数据点都落在直线上的情况。在水平轴线或 X 轴线的给定点处，数据常常在该直线上的点所代表的某平均值附近呈正态分布。在图中能看到一个点的情况，直线上的所有点应当具有同样的分布。

在用方程拟合数据时，一个重要的考虑是数据的间距。如果准备将方程拟合一个单因素的函数，数据间距可以很近，如图 3.4.6.2(b)和(c)所示。图 3.4.6.2(b)所示为在两个给定点

之间数据的正态分布，这代表了一个大的数据样本。在图 3.4.6.2(c)中给出了一组关系，但仅指出了一个小样本的数据（三个点）。图 3.4.6.2(c)表明，采用两个相距不远点处的小样本可能漏掉重要的关系。数据越向所关心的边缘或实际试验扩展，就越有可能以最少的数据发现具有统计意义的关系，如图 3.4.6.2(d)所示。经常仅在端头处采集单个数据，尤其是在初期的筛选程序中。

对于一般用来鉴别显著因素的线性模型，这意味在这些边缘或端点之间的点数将减为最少。可在这些边缘之间的中点处采用某些数据点以能复现数据。对复现的数据所导致的变异性进行估计，以断定在端点之间所发现的差别在统计上是否显著。

线性方程式的形式是熟悉的“$Y=a+bx$”。其中“x“代表可以处理的独立变量；与“x”相乘的“b”代表了直线的斜率。“a”是当“x=0”时“f”的截距值。如果是非线性方程式，例如二次方程，则要增加一个补充的项，则方程式的形式变为“$Y=a+bx+cx^2$”。二次项使得能与数据中所发现的曲率相匹配。

如果是线性关系，则在中心点处的数据大致应是两端点之间数据的平均值，如图 3.4.6.2(e)所示。如果中心点处的平均值显著地偏离这个端点的平均值，这就是非线性关系的迹象。

在感兴趣区域内采用小间距的点，其理由之一无疑是在此间距之内将出现线性的关系，这一般是更适用的。没有适当的试验技术将很难经济地表征一个非线性关系，因而，如有可能一般都尽量避免。但是，如果这关系确实是非线性的，如图 3.4.6.2(f)所示，同时，如果这工艺过程还有适当的机会能够在当前确立的极限以外继续进行的话，这是很有益和有价值的，不应忽略。

如果这关系足够强而且这些端点相隔足够远，则在每一端点处一个单独的数据点就可能足以识别出显著的关系。仍然必须对变异性进行某些评定或假定。还可在中心点处形成这些多数据点，并比在每一端点处复制更加有效，然后，假定其变异性可与这个范围内的情况相比。

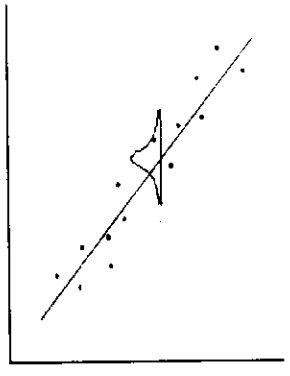


图3.4.6.2(a) 线性方程与数据的拟合（数据在所示直线附近呈正态分布）

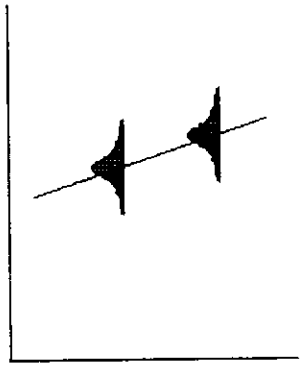


图3.4.6.2(b) 采用小间距点、大数据样本确立的真实关系

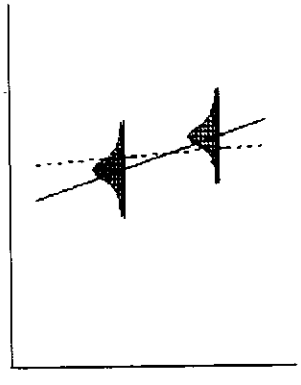


图3.4.6.2(c) 用小数据样本和小间距点漏掉了真实关系

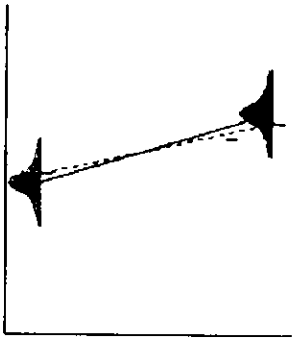


图3.4.6.2(d) 用小数据样本和宽间距点识别出真实关系

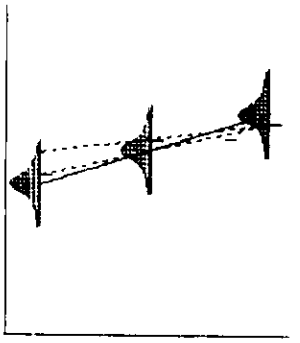


图3.4.6.2(e) 使用中心点

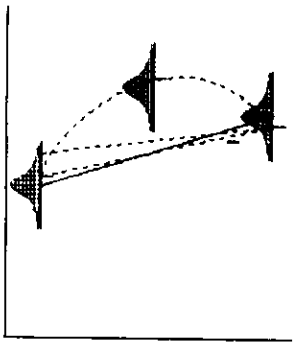


图3.4.6.2(f) 用中心点识别的非线性关系

双因素模型——线性的和二次的

可以把同样的基本原理和方法扩展，用于拟合某些工艺过程输出的多因素方程式。关于汇集水平的数据布局概念也仍然同样适用，如图3.4.6.2(g)所示。这个概念是，在不改变所关心的基本测量的基础关系时，把它们尽可能散布这些到边缘处。另外，同样中心点仍然保持其优势，而且对于连续的因素这些中心点还可用于两个因素。对于两个因素情况，可以画出所建立的方程式，构成一个具有地形图外貌的响应面图形，这可以看成是一系列单因素的直线或曲线，作为第二因素的函数均匀分布。

如果这关系足够强且这些端点相隔足够远，则在每一端点处的单一数据点就可能足以鉴别出一个显著的关系。仍然必须对变异性进行某些评定或假定。还可在中心点处形成这些多数据点，并比在每一端点处复制更加有效。然后，假定其变异性可与这个范围内的情况相比。

对于线性模型，这将形成一个贯穿正方形四个角点的切平面。该方程式的形式将是“$Y = a + bx$”。这是对单因素线性方程的自然延伸，尽管或许更难以目视想象。一个实例示于图 3.4.6.2(h)中。如果在两因素之间存在相互作用，则可能使表面扭曲，显示出非线性方程式的外貌。这个方程式中的相互作用项，是这两个独立变量的乘积再乘以某个系数，方程式的形式则将是“$Y = ax + by + cxy + d$”。

中心点的功能与单因素情况相同。如果中心点合理地靠近平面的表面，则并没有非线性关系的迹象。如果中心点没有合理地靠近平面的表面，则出现了非线性关系的迹象。

此时可以引入响应面方法，来补足试验设计方法。RSM 方法建筑在数据和 DOE 的线性模型基础上，并以最佳方式补充了一些附加数据，这就允许形成非线性模型来拟合这关系。这方程的形式则将是“$Y = ax + by + c + dxy + ex^2 + fy^2$”，数据的布局示于图 3.4.6.2(i)中。

此时出现了一个相互作用的概念，相互作用是指某个因素的水平会影响第二因素的作用。一个简单的实例是热固性塑料固化的一般制造经验。如果一个塑料在 163°C（325°F）下进行固化，则或许需要花费 100 分钟进行最佳固化。如果烘箱是处于 177°C（350°F）条件，则或许仅用 50 分钟。烘箱的温度会影响固化所需时间，其中的一个不可能脱离另一个独立进行最佳设置。如果在 177°C（350°F）条件下让塑料固化 100 分钟，则塑料就可能被氧化、翘曲或提供的性能下降。对塑料进行 50 分钟固化的效应则要视烘箱的温度而定。

处理这类问题的传统方法是设法不让温度改变。除一个因素以外，其余因素都保持固

定不变。一个因素在变化，并且测量其影响。若没有 DOE 手段，这可能是唯一适用的方法，但使用这些手段就能够建立更准确的关系。把这些补充的 RSM 点称为“星形点”，如图 3.4.6.2(i)所示。可用它们进行非线性度评定，同时仍然利用在建立线性模型时所产生的全部数据，适当布局这些点是 RSM 方法的基础。图 3.4.6.2(j)所示为用二次式模型产生响应面的实例。

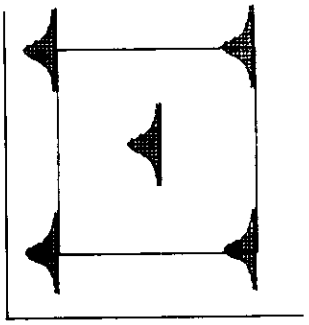


图3.4.6.2(g) 双因素情况的数据间距

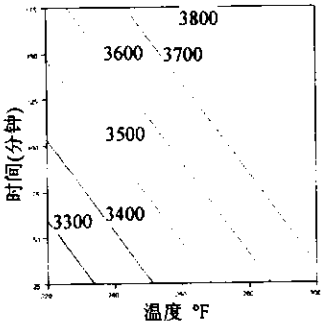


图3.4.6.2（h） 线性响应面的例子（作为固化最后保持时间与温度函数的胶粘剂搭接剪切强度，psi,）

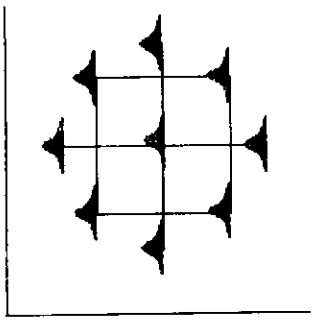


图3.4.6.2(i) 正方形外的星形点布局

多因素模型——线性的和二次的

此方法能够再次扩展至三个或更多的因素的情况。现在扩大到立方体来代替正方形点布局，其中，立方体的顶角代表所评估三个因素的高值与低值的不同组合，如图 3.4.6.2(k)所示。

虽然现在更难绘出全部三个因素的输出图，但方程的拟合仍然遵循完全相同的方法。将一个因素固定不变，能够用以上同样的方式绘制另两个因素的图形。也采用同样方式对所有三个连续的因素采用中心点。因为现在中心点是由三个因素共用的，其使用的效率已增大很多。向非线性模型的扩展也遵循同样的基本图式，如图 3.4.6.2(l)所示。

DOE的最好特色之一，是其能够确定有效模型而无需全部点处的数据。对于三个因素的模型，这意味着只需要试验方盒形的一半角点，尽管是以如图3.4.6.2(m)所示的非常特殊的方式。这将允许形成线性模型，但没有相互作用。因为将有四个数据点，这就留下三个自由度，每个用于（或主要影响）一个因素的线性分量。虽然最后能够产生替代的数据，但不能表示这些相互作用。这叫做分数因子(fractional factorial)。也可以把分数因子的DOE按以上所示的同样方法用于RSM，配置如图3.4.6.2(l)所示的星形点。

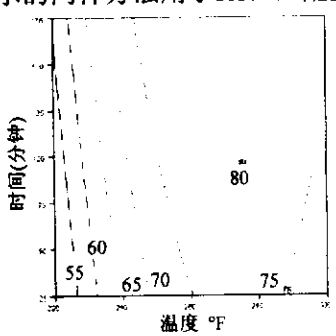


图3.4.6.2(j) 二次响应面的例子（作为固化最后保持时间与温度函数的胶粘剂剥离强度，单位psi）

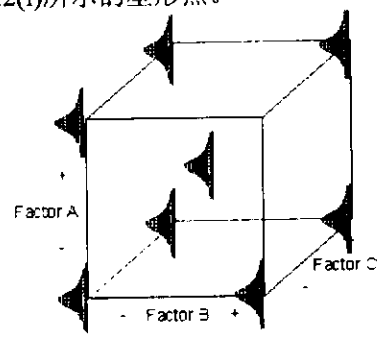


图3.4.6.2(k) 三因素试验设计

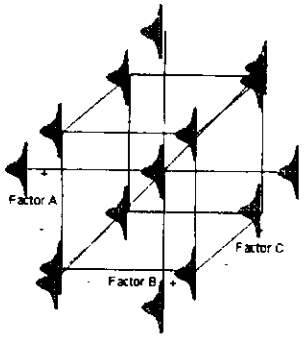


图3.4.6.2(l) 三因素设计中立方体外的星形点

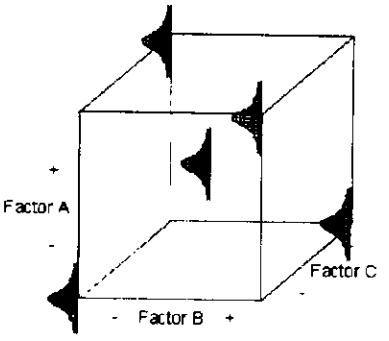


图3.4.6.2(m) 三因素设计的半部分（2^{3-1}）

顺序试验方法

顺序试验方法是试验设计的另一个重要方面。在试验计划开始时，对所涉及的有关关系可能知之甚少。可用 DOE 来筛选大量可能的因素以发现那些重要的因素。一旦已经发现了这些因素，就可以把表示非重要因素的数据处理为已定重要因素的复制。然后可以产生补充的数据，仍然利用较早的数据以确认线性模型并识别相互作用的情况。

如果中心点指明有非线性，则可以在所确定的星形点处产生补充的数据，来支持形成一个二次模型，同样，仍然利用以前形成的筛选数据和线性模型数据。这是对复杂现象形成试验模型所可能的最有效方法。

模型核对

一旦将任何模型拟合了一组数据，应当核查用于形成模型的每个假设看其是否正确。可以核查的首要模型参数之一是 R^2，这个数值估计出，在这个拟合数据的模型中究竟表现了多少已发现的数据变异性。在方程式中增加更多的因素总能增加该数值，无论它们是否统计上显著，因此，为考虑这问题还要计算一个经调整的 R^2。如果在模型中加入一个统计非显著的因素，这个数值实际上将减少。

模型证实的另一方式，是检验其剩余误差存在的模式。对每一数据点，剩余误差是其实际值与模型预测值之间的差别。如果一个模型已挑出数据中的全部非随机模式，则其剩余误差应是随机的。因此，剩余误差的模式能对目前尚未包括在模型内的那些关系提供额外的有用信息。

利用回归方法来拟合模型时，其假设之一是数据为正态分布的。剩余误差是否是正态分布能够核查该假设。每一数据点的归一化剩余误差值通常应在两个标准误差之内，否则就确定其为异常点。这可能表明在产生或搜集数据中有某些误差，或者，可能表明这个模型还没有很好表示某个效应。

Cook距离是一个尺度，它量度了各个数据点对所评价模型的相对影响。如果计算的Cook距离数值大于1，这表明该数据点在确定模型的形式时是影响非凡的。而这不是天生不受欢迎的，但与其他比1小很多的数据点所引进的误差相比，该数据点的任何误差将导致模型中出现相应的更大误差。

3.4.6.3 Taguchi

在试图定量表示因质量不好所付出的代价的努力中，促使创立了几个概念。Taguchi建议利用二次函数表示对最佳条件水平的偏离。此外，他提倡使用更易在生产环境下实施的试验设计。

3.4.7 批验收

此节留待以后补充。

3.5 材料和工艺过程变化的处理

3.5.1 引言

在任何计划中都有可能需要采用替代的材料或工艺过程。能够以系统和成本有效的方式来处理这些变化，对一个计划的成功是至关重要的。虽然必须基于各个问题分别对待来处理材料和工艺的变化，但已经开发了一些普遍的方法或草案，可以用来指导这个过程。下面一节详细说明了材料和工艺变化的处理，确定并说明了必须处置和解决的关键问题。

3.5.2 新材料或工艺过程的取证

合格取证的评定从试样试验、到元件、构件、部件和最后到飞机，一般显示出费用的逐步上升。这个进程一般称为取证的“积木块”方法。第三卷第 4 章将详细讨论这个问题。重要的是在取证工作的初期要进行初始的计划工作，以调整和协调多个来源、产品形式和工艺过程。通过结合试验项目的左/右或上/下各部的多方考虑，使该计划能较好地利用现有的大型昂贵试验。

可根据需要针对特定的应用评估其替代的材料或工艺，使得能部分调换原先的基本材料。应当注意，如果考虑进行部分调换，必须考虑为保持区别两种材料而更改许多图纸所需的成本。此外，必须安排一些费用进行分析审查，以确定哪种应用能够允许与原始材料性能不相等的或更好的材料性能。

当确定了一种与材料或工艺过程有关变化时，或者当要求补救一个与材料或工艺过程有关的问题时，风险承担者可以使用这里所述的草案研究出解决的方法。在图 3.5.2 中说明了这个材料和工艺过程取证草案的要素和顺序步骤。对于成功的材料或工艺过程改变，有两个要素即差异和风险、以及生产准备状态是特别关键的，因此在下面将相当详细地加以概括。

3.5.2.1 问题说明

在问题说明中对所希望的结果和成功的标准提供清晰的说明，来界定这个取证计划。它描述了计划中材料供应商、制造商、主承包商、试验室或用户等各方面的责任，成为其他决定的基石，并是该业务情况以及差异和风险分析的基础，在其基础上制定出技术可接受的试验矩阵。如果发现问题说明存在：(1)缺乏特殊性，(2)过于具体以至限制了方法，或(3)具有明显的技术错误，可以在取证的参与方与风险承担者取得协议后进行修改。

3.5.2.2 业务情况

在开发了问题说明后接着开发业务情况，以(1)阐明责任，(2)对全体参与者和风险承担者表明取证的净得利益，和(3)为取证工作获取和分配资源。

(1) 问题说明	材料/工艺取证的要素和步骤	(A) 可行性/识别候选	(B) 基本性能和决定	(C) 取证性能	(D) 元件次元件	(E) 部件产品验证	(F) 全尺寸试验
	(2) 业务情况 • 供应商 • 购买方 • 用户	• 形成可接受的业务情况。 • 全部风险承担者同意做计划	• 完成的机密性协议。了解并提供质量所要求的资源文件。	• 确认业务情况并按需要修改。	• 确认业务情况并按需要修改。	• 确认业务情况并按需要修改。	• 接受变化控制委员会批准的计划以实施。
	(3)差异问题/风险 • 控制风险 • 了解差异	• 提供差异的资料。 • 起草风险说明/计划。 • 优先需要。	• 实施风险消减计划。	• 确认差异问题。修改风险分析。	• 确认差异问题。修改风险分析。	• 确认差异问题。修改风险分析。	• 证实对差异与风险的了解与控制。
	(4)技术可接受性 (设计强调) • 新的 • 第二来源	• 询问有信誉的供应商。 • 讨论对问题说明的选项	• 启动高风险、长期试验。 • 整个试验计划的组合	• 建立工艺过程参数。	• 建立初步的设计指南。	• 建立设计指南。	• 核实设计符合要求。
	(5)建立许用值和验证 • 新的 • 第二来源	• 汇编已有的数据。	• 建立基本的性能和目标。	• 确定材料的规格标准值。	• 建立统计的许用值。	• 将结果与预测值进行比较。	证实期望的结果。
	(6)生产准备状态 (制造/生产强调) • 供应商产品准备 • 用户产品准备	• 起草可行的生产转移计划。	• 在生产转移计划中综合来自材料供应者、加工者、装配者和用户的输入。	• 与供应者、加工者、用户和装配者一同起草材料和工艺/制造规范。	• 批准材料和工艺/制造规范。	• 确立模具指南。	• 证明供应者、加工者和用户的生产已就绪。
	(7)经验教训 • 包括过去和现在的经验教训	• 验明计划成功所需专门技术。	• 确立关键的联系。 • 提供进展评定文件。	• 公布偏差与非预期的加工及试验结果。	• 公布偏差与非预期的加工及试验结果。	• 公布偏差与非预期的加工及试验结果。	• 综合学到的经验。

结束状态：总系统性能有效
✓ 完整的数据库
✓ 工艺过程与许用值正确有效

图 3.5.2　材料和工艺取证的要素与步骤

3.5.2.3 差异与风险

在处置利用相关数据、点设计取证等的有关风险时，进行差异和风险分析以提供最可承受和顺畅的取证计划。差异分析有助于取证的参与者确定新材料或工艺过程与已知和已了解的材料或工艺过程有何相似或有何差异。进行风险分析以确定减少试验、顺序试验等产生的后果。

3.5.2.4 技术上的可接受性

通过实现在问题说明中所包括的目标，根据历史知识和实践回答技术难题，以及通过试验、分析与差异/风险分析的结果表明对材料或工艺体系的了解，从而达到技术上可接受。然后确定其强项和弱点，并通过设计与分析指南进行沟通。

3.5.2.5 许用值的建立和等效性确认

许用值的建立和等效性确认，其焦点是取证的定量方面。

3.5.2.6 生产准备状态

过去，因为取证计划的结束以设计数据库的数量为目标而常常显得不足。然而，一个成功的取证计划还必须包括旨在保证生产准备状态所需要的过渡转变。生产准备状态涉及到原材料供应商、配制者、纤维供应商、预成形件的供应商、制造商、质量一致性试验、适当的文件及其他方面。同样，这个草案的方法并不对特定的取证提供全部答案，相反，它提供由取证参加者的讨论以促进思考，并基于有见识的风险承担者对特定情况所确立的问题说明、业务情况、差异或风险分析和技术可接受性试验进行提示，以制定合适的计划。

3.5.2.7 经验教训

最后，这个方法认为没有一个取证是完美的，因此一旦在差异或风险分析中发现了限制束缚，就应当尽快把过去学到的经验教训结合到计划中。此外，应当用文件记载在当前取证中所学到的经验教训，并体现在整个取证过程中。

这个方法要求取证的参与者重新考察每个取证要素，并对整个取证的顺序阶段按需要进行修改。图 3.5.2.7 提供了复合材料材料与工艺过程的取证程序流程图。

3.5.3 差异和风险

在处置利用相关数据、点设计取证等的有关风险时，进行差异和风险分析以提供最可承受和顺畅的取证计划。差异分析有助于取证的参与者确定，新材料或工艺过程与已知和已了解的材料或工艺过程有何相似或有何差异，还进行风险分析以确定减少试验、顺序试验等所产生的后果。

通过评定这个“新的”或“改进的”材料/工艺与基准的（过去用过的、或与历史上通常使用的）复合材料和工艺过程的相似或差异情况，确定一个取证程序的差异程度。这是对与共同知识类似的领域和与共同知识和经验偏离的领域所作的一个确认。

风险可定义为不合需要的情况，这种出现有可能对工作成功具有负面的影响。在材料取证工作中，一个显然不希望的情况是在替换材料时出现失败。失败的范围可能包括加工处理困难、部件本身的结构破坏、或对费用或计划进度有不利影响的其他任何情况或发展。

复合材料取证总有一定相应的风险水平。第二种或备用的资源的风险水平，和原始材料或工艺与替代材料或工艺之间的差异相关。把新材料体系或工艺作为某个新生产计划的

一个部分进行取证，这是风险最高的情况。对于这种情况，不存在基准的材料或工艺，因而差异为最大。尽管大多数同样适用，但是在此草案中不涉及这种情况。

本节讨论材料差异对取证试验计划的影响。对如何确立差异水平、评定风险、确立取证计划、确立试验样本大小，和选择试验方法等方面提供了指南。建议全部风险承担者参与规定差异水平的过程。

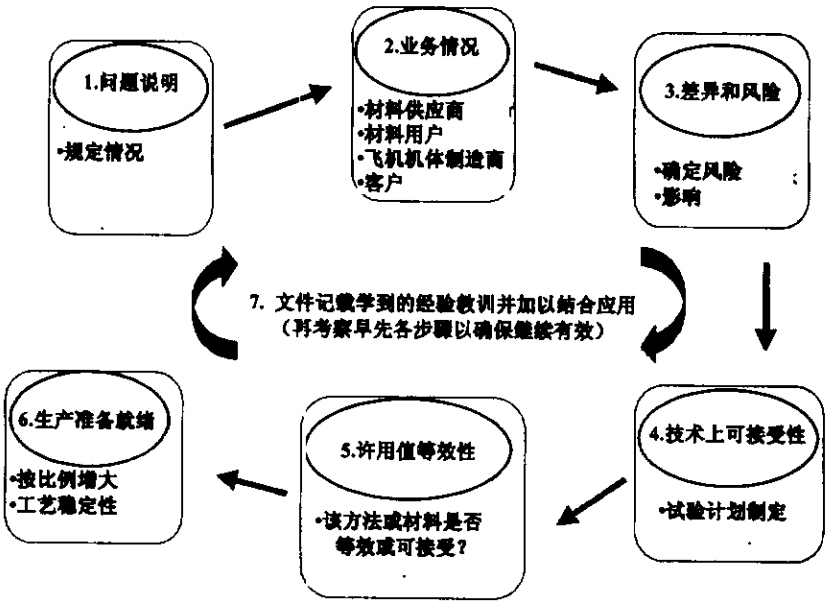


图3.5.2.7　试验计划流程图

3.5.3.1　差异

确立风险水平的第一项工作，是确定在基准和替换材料或工艺之间的差异程度。这就要列出全部性能、特性、描述符和基准复合材料和工艺相应的属性，然后评定清单中每项的差别。

清单可以是最高层的或详尽的。差异判据可以包括：(1)原材料来源的变化；(2)工艺场所或设备的变化；(3)纤维浸润剂的变化；(4)织物类型的变化；或(5)树脂的变化。差异还可以包括构件制造工艺过程的变化，例如从手工整理到纤维铺放，或从手工整理到树脂传递模塑。制造工艺过程变化时可能有相应的材料改变，也可以没有材料的改变。在制造工艺过程内还可能有设备的改变。各材料与工艺组合之间的差异程度确定了起始的风险水平。

例如，清单中可能有一项是“树脂”。在一种情况下，基准材料是177°C（350°F）固化的环氧，要被评定为“没有差异”，则仅需替换材料是177°C（350°F）固化的环氧树脂。但是在另一种情况下，“没有差异”的定义则是在另一个地点混合，但在化学性质上与基准树脂相同的替代树脂。

对清单中的每项做出评定，以确定基准材料和替代材料之间的差异水平。根据规定，会对某些项（如新预浸料生产线的取证）规定可接受的差异程度，同时不允许某些项存在差异（例如，对已有许可证的树脂进行取证时的树脂配方）。

对于具有差异的这些方面定义并确定相关的试验要求。有时，用试验来确认存在的差异不会对材料或材料的最终用途产生负面影响；而在另外的一些场合，则用试验来确认不存在差异。

差异评定的一个关键要素是要规定用于分析试验数据、审查发现的情况、和工艺试运行的接收/拒收判据。判据的建立需要清楚了解差异的要求：等效还是相等、类似还是等同、基于统计值还是典型值等等。

下面列出有代表性的差异领域：

- **树脂**
  - 原材料来源
  - 混合设备
  - 混和参数
  - 成膜设备
  - 成膜参数
- **纤维**
  - 前驱体来源
  - 纤维生产线
  - 纤维加工参数
  - 浸润剂类型
  - 浸润剂来源
  - 纤维束纤度（长丝支数）
  - 纤维预成形件的织物类型
  - 纤维预成形件的编织来源（定位）
- **预浸料制造**
  - 浸渍生产线
  - 浸渍参数
  - 辅助工艺
- **零件制造**
  - 整理方法
  - 模具概念
  - 固化周期
  - 袋压法程序

此清单的用意是作为指南而不是包括一切，所涉及的是已经在过去取证时通常看到的差异范围，但未来取证时还将出现至今未知的新的独特的差异。

差异评定清单的形成实例

在此实例中，取证的目标是考核第二条浸渍生产线，该生产线经过了修改以提高纤维浸透性，纤维或树脂（包括树脂混和）没有改变。

在此实例中，新浸渍生产线的考核目标是生产预浸料的综合设备，该设备更适于纵向分切出纤维铺放工艺用的窄带。变更将影响的的两个关键方面是：(1)纤维铺展/准直，和(2)浸渍。变更的意图是改善纤维准直性和提高纤维的浸透水平。

一旦确定了差异，下一步就是评定与每一个变更相关的风险。

可能的浸渍生产线变化	生产线之间的差异
线宽度	相同
纤维线轴架排列	相同
纤维张力方法	相同
纤维路径	已变更
纤维铺展方法	已变更
树脂应用方法	相同
浸渍方法	已变更
浸渍参数	已变更
冷却板方法	相同
预浸料纵向分切	相同
预浸料卷起	相同
载体纸	相同

3.5.3.2 风险评估

风险与源自差异水平的不定性直接有关，目标是要通过有效地构造和实施取证计划，来控制风险并将其降低到可接受的程度。取证计划集中在替代材料的试验，但还通过其他努力，如审查、工艺试验和汲取以前的经验来降低风险。

风险评估可能是主观的，某个人认为是高风险的，可能另一个人则认为是中等风险的。过去的经验和对新材料或工艺熟悉程度将影响一个人对风险水平的感知。为此，重要的是要将材料或工艺差异水平定量化，利用文件规定一个系统的风险评定程序。

风险评估建立于所确定的差异基础上，这样就能够完全定义这风险。当回答“什么事情会出错？”的问题时，重要的是在程序内部要在正确的层次上处置这个问题，它并不意味着是一个全局的问题。（如果新材料未取证，什么事情会出错？）。目前，是对每个单独的差异方面进行评定。

继续我们的取证实例，每个差异方面的风险评估如下：

- 纤维路径——纤维路径的变更有可能损伤纤维。取证计划应包括对纤维损伤敏感的试验。
- 纤维铺展方法——如同变更纤维路径的情况一样，新的纤维铺展方法也有可能损伤纤维。如果变更的目的是提高纤维张力，这情况尤其如此。再次，取证试验计划中应当有对纤维损伤敏感的试验。
- 浸渍方法和参数——浸渍方法与其相关参数的变更，有可能改变树脂的前进和预浸料的物理结构（表面上的树脂较少）。这些变更能够导致黏性损失、缩短外置时间、降低树脂流动性和消除挥发物的逸出通道，这些变更也会促进在纵向分切过程中形成整齐的边缘（这些变更的目的）。

因此，在取证计划中应包括一些试验或评定，处理纤维损伤、树脂前进能力改变和操作性能等问题。计划还应包括评定，确认在浸渍生产线中有哪些变化确实改善了纵向分切和纤维的铺放。

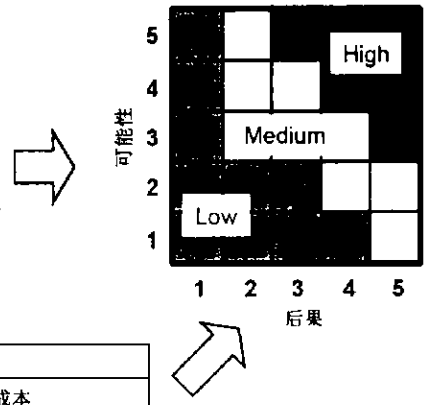
3.5.3.3 风险分析

在此步骤中，对风险进行分析以确定其程度。风险形成的可能性怎样？这个风险的可能后果是什么？风险属于何种类别：费用、进度计划或是技术风险？

风险形成的可能性或机率，其变动范围会从不大可能到接近于必然，取决于缓解风险所采用的方法。如果形成风险，将造成不同程度的影响。需要确定的影响其程度从没有影响到不可接受，以便能够建立取证计划来处置所认定的风险，然后，通过实施取证计划将风险降至最低。

一种典型的风险分析棋盘表如图 3.5.3.3 所示。这个特定的棋盘表是按计划进行风险分析所通用的，可用于广泛的其他风险分析。无论何处，当出现不适合的时候，用户必须对可能性的水平和后果规定新的定义。

风险发生的可能性如何？		
水平		计划的方法与工艺过程
1	不可能	• 基于标准实践将有效地避免或减缓此风险
2	低可能性	• 在相似情况下微小的失察一般导致减缓的风险
3	可能	• 可以减缓此风险，但要求有工作措施（workarounds）
4	高度可能	• 不能减缓此风险，但不同的方法或许能够
5	几乎必定	• 不能减缓此类型风险，没有已知工艺过程或工作措施是有效的



给定意识到的风险，其影响的程度将如何？			
水平	技术上的	计划进度	成本
1	• 微小或无影响	• 微小或无影响	• 微小或无影响
2	• 较少性能降 • 保持相同的方法	• 需要补充工作；能满足关键日期	• 预算增加或单位生产成本增加<1%
3	• 中等性能降，但有工作措施可用	• 较少进度推移；将错过所需日期	• 预算增加或单位生产成本增加<5%
4	• 不可接受，但有工作措施可用	• 计划的关键路径受影响	• 预算增加或单位生产成本增加<10%
5	• 不可接受，没有可用工作措施	• 不能达到关键计划里程碑	• 预算增加或单位生产成本增加>10%

图3.5.3.3　风险分析表

3.5.4　生产准备状态

生产就绪状态评定必须阐明，以下每一方都遵循用适当文件规定的工艺过程并充分记录以便追查的能力：

- 组分材料的供应商
- 配方者 / 加工者 / 预浸料制造商
- 零件制造商
- 装配设施
- 转包商、中间产物供应商、加工者、检查员等。

在风险减缓过程中，生产准备状态是保证控制成本、控制计划进度和控制最终产品的技术可接受性的一个关键考虑。必须在变化的最初一刻开始这工作，因为一个初始的改变常常会影响直到最终产品过程中随后各点的工艺和文件。必要的文件有两种形式：(1)描述方法程序所需要的，(2)用作追查或说明实际发生的事情，尤其是特定的运行或最后的零件。

取证试验往往是在试制环境下进行的。但在传统上，扩大生产必然对成本、计划进度或生产中的技术参数产生极大的影响。由于这个缘故，必须对批量、工艺运转和在全面确定和验证生产能力时代表了加工能力限度的零件试验进行计划。因为这些将成为该工艺的一部分历史文件，必须系统地提供结果的文件资料。

当在生产率/用途方面有变化时，工艺性能变得重要，有时并需要变更。需要尽早了解并稳定这些方面。主要设备需求与校准/证明书、人员培训以及工艺流程，是必须阐明的一些典型要素。

必须将下列书面文件放在生产加工的地方：采购文件、技术标准、工艺过程指令（计划包括工作指令、随炉件等）、质量技术等。

彻底的生产准备状态检查应该评定原材料供应商、预浸料供应商、树脂供应商、织造商、预成形件和构件制造商（包括全部转包者）的能力/准备状态。只对已生产就绪或具有清晰的生产途径的材料/工艺过程进行取证。

应按最低实际工作水准评估准备就绪状态。在取证期间或之后的任何变更均有影响，需要对照规程加以检验。

如果将有几个制造商，务必在此时用生产的条件逐一加以评估。

整个取证过程应该使用国际标准组织ISO 9000的方法。重要的是建立产品可靠性程序。ISO 9000-4解释了何为产品可靠性程序以及应如何进行管理。工作一开始是规定政策，解释产品可靠性的意思是什么，并规定可靠性的特征。通过研究用户的需要来规定产品可靠性要求。规定资源和机构的功能，把工具设置到位，规定需要的文件，把资料追踪系统设置到位，并建立检查的程序。实施一个程序可靠性计划，其中包括要求、行动、实际运作和资源。包括在此工作内的有一些方法程序，用于分析、预测和检查产品以及所购买材料的可靠性。对寿命周期成本和成本节省的评估是重要的。应建立一个产品改进计划，并且必须将一个客户的反馈系统设置到位。一旦实现这点，则能够对购买的材料、设备和设施、程序和工艺过程、和质量建立要求，所有这些将使得产品可靠性要求能够得到满足。

参考文献

3.2.1(a) MIL-STD-414, Sampling Procedures and Tables for Inspection by Variables for Percent Defective, Change Notice 1, 8 May 1968.

3.2.1(b) Federal Aviation Regulation Part 21 "Certification Procedures for Products and Parts".

第4章　复合材料结构的积木式方法

4.1　引言与原理

当人们准备制作复合材料结构部件时，通常启动一个设计研制计划，在计划中事先评估结构的性能。这种证实复合材料构件结构的性能与耐久性的过程，通常是一个包含试验和分析的复杂过程。因为检验每种几何特征、载荷、环境和失效模式所需要的试件数目巨大，只使用试验手段可能因费用而无法承受，而只使用分析手段则又不能足够精确预计每组情况下的结果。通过试验和分析相结合，用试验来验证分析的结果，用分析来指导试验的计划，这样就降低了整个试验的费用同时又增加了可靠性。

这种相互促进的分析/试验方法被推广用于进行不同结构复杂程度的分析及相关试验，这过程通常从小试样开始，经过结构元件和细节件、组合件、部件，最后到完整的全尺寸产品。每个层次都建立在以前各不太复杂层次所积累知识的基础上。这种按照复杂程度渐增的计划，同时利用试验和分析进行结构证实的过程，被称为"积木式"的方法，这些积木块用支持技术并按照设计考虑来集成，如图4.1(a)所示。使用这种方法的主要考虑之一，是要在满足所有技术、条例和用户要求的同时，降低研制计划的费用与风险。其原理是，使设计研制过程能在计划进程早期更有效地评定技术风险。在制定计划时采用大量低成本的小试件试验，而只需要少量较贵的部件和全尺寸试验件，这样就达到了投资的高效。在可能之处，用分析来取代试验，也会降低费用。

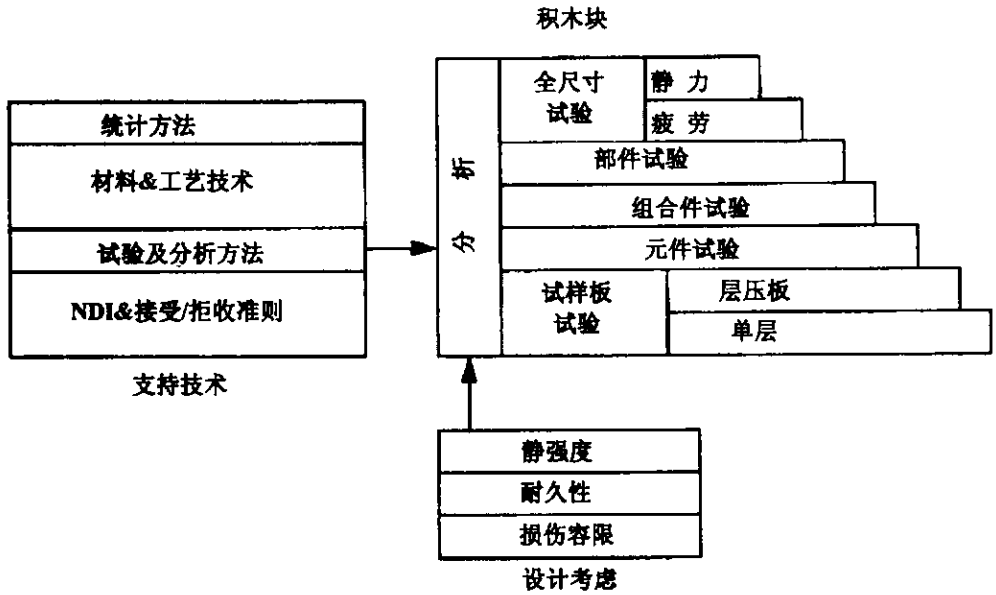


图4.1(a)　积木块的集成

虽然积木式方法的概念在复合材料工业界得到广泛的认可，但其应用的严格程度各异，而其细节也远未达到通用的程度。其最简单的形式代表了一种低风险（技术与财政）的方法，在该方法中，不同层次的试验降低了在临近计划终结时出现重大风险的概率。在详细描述的实施计划中，这可能是一个高度结构化和经过仔细计划的工作，其中详细考虑了各

种因素，同时试图将与此过程相关的统计可靠性加以定量化。

不管具体积木块计划的细节如何，每个层次或块（除了最低层）均取图4.1(b)的一般理想化形式。前一层次分析和试验所积累的知识将与结构的要求相结合，用来确定和实施下一级的设计和分析。如果没有得到可以接受的分析结果，则进行结构重设计和/或分析修正，直至得到满意的结果。一旦得到了可以接受的分析结果，则用试验来加以验证。在试验结果不符合分析的预期情况时，若发现失效模式不对，则需重新设计试验；否则要修改设计和/或分析方法。此外，可能要重复前一级的试验或分析以进行验证。要采取适当的措施，直到试验验证了可接受的分析预计结果。完成了这个任务，就进入到下一级计划。重要的是要认识到，因为不同计划有不同的需要、要求和约束，并非所有积木式方法都采用相同的复杂级数，或用同样的方法来定义这些等级。

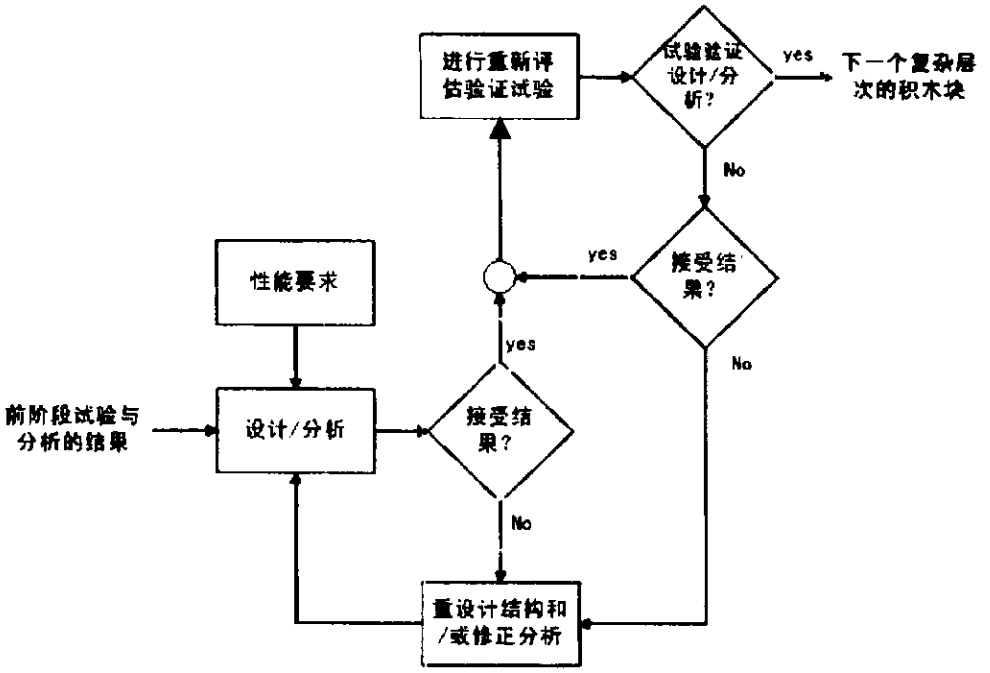


图4.1(b)　理想的一般积木式方法示意（一层）

图4.1(a)与4.1(b)以及相关的讨论所传递的概念是，积木式过程是一系列纯粹按序从一块到下一块进展的步骤。虽然这是对积木块概念进行理想化的一个方便办法，但在实践中这个过程并不是这样笔直的。在现实中，由于计划的进度表和资源的可能性，有可能出现不同块在局部时间上的交叉，甚至同时进行的情况。图4.1(c)显示了一个典型的积木式计划流程。为了简单起见，将针对这个理想化模型，进行以下有关积木块级别的讨论。

在最低的积木块层广泛使用小试样和元件试验，来表征基本的材料无缺口静力性能、一般的缺口敏感性、环境因子、材料工作极限（MOL——参见第一卷，第2章，2.2.8节）以及层压板的疲劳响应。在这第一层，用试验提供第1轮设计和分析的数据，启动了这积木式过程。这一层的分析通常包括建立材料分散系数和材料许用值、评价试样失效模式以及初步的层压板分析，与此同时确定结构外载和给出初始尺寸。

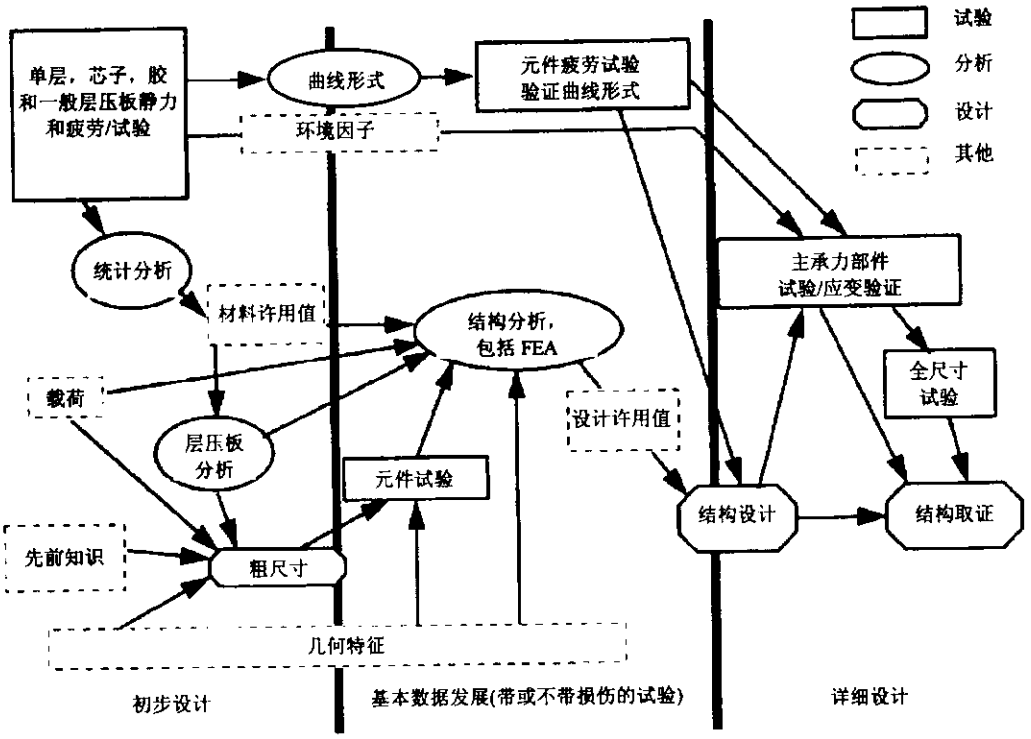


图4.1(c)　积木式计划的典型流程

在第2层的分析中，使用从第1层获得的基本信息来计算内力、识别关键的区域，并预计关键的失效模式。设计更复杂的元件和组合件试验，来离析单一的失效模式和验证分析预计的结果。在随后的各层，将分析并验证更加复杂的静力与疲劳载荷情况，特别关注于评定面外载荷及识别未预期的失效模式，还将处理尺寸效应和结构作为一个整体时的响应问题。积木块的最后一级包括全尺寸的静力与疲劳试验（按需要）。这个试验用来证实所预计的整个结构内力、变形和失效模式；还要证实没有出现未预计的重大二次载荷。

在整个积木式过程中，不断地监测制造的质量，以保证在计划早期所建立的性能数据仍然有效。这个行动可能会包括对工艺周期的巡检，来核实较大部件所经历的工艺历程与小元件及试样是相似的。此外，通常采用无损检查如超声波探伤，来评定层压板的质量（孔隙率和空隙）。也可能用破坏性试验来检验纤维体积含量、纤维排列等。

正如前面所指出的，积木式方法的实施并没有标准化。虽然已经对最低层的试样试验明确定义了试样数量与材料基准值之间的关系（参见第一卷第2章2.2.5节），但在较高复杂性的高层次积木块，所用的试件数量则多少有些随意性，并且大多基于历史上的经验、结构的关键性、工程判断以及经济的情况。因而，尽管已经做出某些努力来建立试件数量与全局可靠性之间的关系模型（文献4.1），但目前对这过程的各层还没有统计认可的标准化方法原理。此外，对分析或试验种类也缺乏通用的方法，因为它们对具体的设计细节、载荷和结构的关键程度有很高的依赖性。

虽然人们确定无疑希望把积木式方法标准化，并建立一些方法来评估这个过程的统计可靠性，但由于当前大量的工作和各种方法的多样性，这些被看成是很长远的目标。本章的目的是汇总最流行并得到广泛认可的方法，并针对不同应用情况和材料形式，给出积木式计划的例子。

本节初步介绍了积木式方法的概念。在4.2节介绍了建立积木式方法所需的基本原理和假设。在4.3节给出这种途径的一般方法。在4.4节详细介绍了一个例子，说明积木式方法在工程技术发展（EMD）阶段、和用热压罐固化预浸料制造的生产型飞机上的应用。在4.5节中包括了积木式方法用于其他应用情况的例子，给出了一般说明和详细例子的参考文献。在最后一节讨论了使用其他类型工艺和材料形式的问题。

4.2 基本原理与假设

在用于复合材料以前，积木式方法早就被用于飞机结构的研制计划。然而，由于对面外载荷的敏感性、失效模式的多样性、以及对工作环境的敏感性等问题，这个方法对复合材料结构的取证更为重要。由于这些问题和复合材料对固有缺陷的敏感性（最好将其归为准脆性材料），因此，还缺乏采用最低层的材料性能来预计全尺寸结构行为的分析工具。

潜在的多种失效模式，这多半是积木式方法在进行复合材料结构证实中必不可少的主要原因。复合材料结构的多种失效模式，主要由于材料对缺陷、环境和面外载荷的敏感性。

复合材料的层间强度低，使其对面外载荷敏感。面外载荷可能直接发生，或者是由面内载荷所引发。对设计和分析最困难的载荷，是全尺寸组合结构中无法预计的那些载荷。目前结构工程师能够使用的分析工具通常假定这些载荷是二次载荷，因而常常用低精度进行模拟。因此，通过精心策划的积木式试验计划来模拟所有可能的面外失效模式，并获得其实验数据是非常重要的。

模拟正确的失效模式在积木式试验计划中有重要的作用。因为失效模式常常与试验的环境及存在的缺陷（制造缺陷、不好的设计细节或者意外损伤）有关，因此仔细选择能够模拟所需失效模式的正确试件就很重要，应当特别关注对基体敏感的失效模式。在选择了关键的失效模式之后，设计一系列的试件，每种试件模拟某个单一的失效模式，它们通常是不太复杂的试件。

理想情况下，如果拥有充足的结构分析手段，同时建立了所有的失效准则，就能从组分的性能预计出结构的行为。不幸的是，目前的分析方法能力有限，这样就不能始终使用较低层次的试验数据，来精确预计较复杂结构元件及部件的行为。分析结果的精度还因材料性能的变异、含有缺陷、和结构的尺寸效应而更复杂难定，因此，需要用逐级的积木式试验，以便：

- 揭示在低层次试验中未出现的那些失效模式；
- 验证或修正已经在低层次试验中验证过的那些分析方法；
- 允许在成形的结构中包含常常不同于试样和元件中出现的缺陷形式（例如由冲击引起的意外损伤）。

这个方法所根据的假设是，由复杂程度低的试件所得到的结构/材料对外载的响应，可直接转换到复杂程度较高的试件。例如，试样级与部件级的纤维强度相同，这也意味着，它们的变异性是可以向上传递的。因此，由（许用值）试样试验所确定的统计折减系数，在结构部件级上有同样的置信度。

因此，在成功的积木式试验计划中，可以这样设计试件，即用验证过的设计/分析方法，在较复杂的试件中消除不太复杂结构试件的失效模式。这样，在下个结构复杂程度较高的层次上，就可以出现新的失效模式，从而能用较复杂试验的结果进一步修正/验证分析的方

法。最后，验证适当的分析方法并得到最终的设计。

4.3 方法

在4.1节中介绍了引言与原理及积木式方法，并讨论了其后的研究框架；而4.2节的基本原理与假设则在提供所用关键假设的同时，提供了其逻辑框架以指导这个方法的使用。然而，实施一个积木式复合材料结构研制计划时所采用的方法本身，却有可能招致这努力的成功或失败。本节就将讨论这个方法，对方法的选择及使用提供指南。下面的讨论中，将说明并讨论在不同运载工具的“积木式复合材料结构研制”中所采用的方法。虽然在这些类型的运载工具中所用的方法有某些差异，但多数是类似的。

4.3.1 一般方法

通常按逻辑和时间顺序来给出所用的方法，但在实际运载工具的“积木式复合材料结构研制”计划中，这种方法各阶段的开始和结束有可能会搭接，或者并不按这里所讨论的顺序。在实际的研制计划中，可能会采用初步的或估计的许用值，来完成零件、元件以及组合件的初步设计/分析，并在得到设计用许用值以前，就已经开始或完成了元件和/或组合件的试验。然而，在开始全尺寸的部件试验以前，就应当确定设计用许用值。

第一步是对准备使用的每种复合材料，拟订并开始实施一个适当的复合材料的材料设计许用值试件试验计划。每种类型和环境所需要的材料批数和重复试样数，将取决于要研制的运载工具是原型、中试阶段（工程技术发展——EMD）、还是生产型的产品。此外，运载工具类别（例如飞机、宇宙飞船、直升机、地面车辆等）的结构关键程度，将影响到每种试验类型和环境所需要的材料批数和重复试样数。

来料检验、验收要求以及材料与工艺规范的要求，与所选运载工具不同部分的结构关键程度有关。对于复合材料的物理、力学、热力、化学、电力以及工艺性能，其试验的数量与类型也都与这个结构关键程度有关。

试验元件、组合件、以及运载工具真实部件所需质量保证的数量和等级，与那些部件的结构关键程度、以及在结构证实和维护时对缺陷的考虑有关。此外，除了所选择的试验类型，所需的试样重复数和检测装置也与部件结构关键程度有关。

由于用户的要求、成本以及对安全性与耐久性的关注，可能在进行分析预计验证之外，还要规定全尺寸试验的要求。这种全尺寸试验可能是在RTD条件下验证加载到临界设计限制载荷、在各种环境情况下的验证载荷试验、在室温下（使用或不用模拟高温的载荷放大系数）静力试验到设计限制载荷（DLL）与设计极限载荷（DUL），当然在某些情况下还进行静力试验直到破坏。此外，常常需要损伤容限试验以保证飞行关键结构的安全。有时，需要在严重环境下的耐久性（疲劳）试验，并可能需要证明其有可接受的长期经济寿命。

在很多情况下，上面讨论的这些单独的方法只在进行这项研制工作的各公司内才能够得到，或者易于在专业的子承包方得到。要达到可接受的复合材料运载工具结构积木式研制计划，应以合理的方式来组织这些方法。在下列各单独运载工具的相关节内，将更详细地定义并组织了这种方法的有关内容。

4.4 具体应用考虑

4.4.1 飞机原型

在以下各节中，对风险与成本可接受的DoD/NASA原型复合材料飞机结构，详细说明了所需的许用值及积木式试验工作。4.4.1.1节给出了得到DoD/NASA原型飞机结构用聚合物基复合材料（PMC）许用值的方法。在4.4.1.2节中详细说明了DoD/NASA原型飞机的聚合物基复合材料积木式结构研制方法。在4.4.1.3节归纳了DoD/NASA原型复合材料飞机结构的许用值和积木式试验工作。

4.4.1.1 DoD/NASA原型飞机结构聚合物基复合材料许用值的生成

为了支持图4.4.1.1所述的积木式试验计划，必须得到许用值；Part A由5个步骤组成：

1. 尽可能利用ASTM D 3039，D 3410和D 3518，试验得到单层级的静强度及刚度性能（含应力/应变曲线），包括对0°或1-轴方向的拉伸和压缩，90°或2-轴方向的拉伸和压缩，以及0°或12-轴的面内剪切试件试验。
2. 试验得到准各向同性层压板级的静强度与刚度性能，包括对x-轴简单及开孔拉伸、压缩和面内剪切试件、以及承受拉伸和压缩载荷的双剪挤压试件试验（对拉伸和压缩按照ASTM D 3039，对挤压按照目前正由ASTM D-30委员会发展的其他标准）。
3. 对试验得出的数据进行统计处理，用B-基准值（90%概率，95%置信度）方法，如果试验的分散度太大，就用平均值的85%的方法得到许用值的数值，应当取二者中的较大值。这种方法是Grimes在文献4.4.1.1中首先提出的。
4. 为设计/分析用的分析方法建立输入的单层许用值。通常，应当以极限强度或1.5×屈服强度中的较小值作为拉伸、压缩和面内剪切强度的临界许用值。当面内剪切强度不关键时，应当使用简化的极限剪切强度（高值）。
5. 按规定，层压板的设计应当是由纤维控制的，即在0°，+45°，-45°和90°各方向上至少要有10%的铺层。对于单向层和织物层压板，在分析方法的1-和2-轴空格中对拉伸和压缩载荷输入0°或1-轴的强度许用值。对于剪切的输入则如上所述。这个方法将保证纤维控制的破坏，这是由Grimes在文献4.4.1.1中首先提出的。所有层压板应当是均衡和对称的。

表4.4.1.1(a)中给出了一个结构类别/许用值表，表中对原型结构规定了飞机结构关键程度与许用值要求之间的关系。表4.4.1.1(b)中给出了各类结构的最大物理缺陷要求，使得可接受的物理缺陷尺寸参数间接地与飞机结构关键程度相关。这样，飞机结构的关键程度就控制了数据（许用值）的可靠性以及为保证可靠性所必需的材料和零件质量。

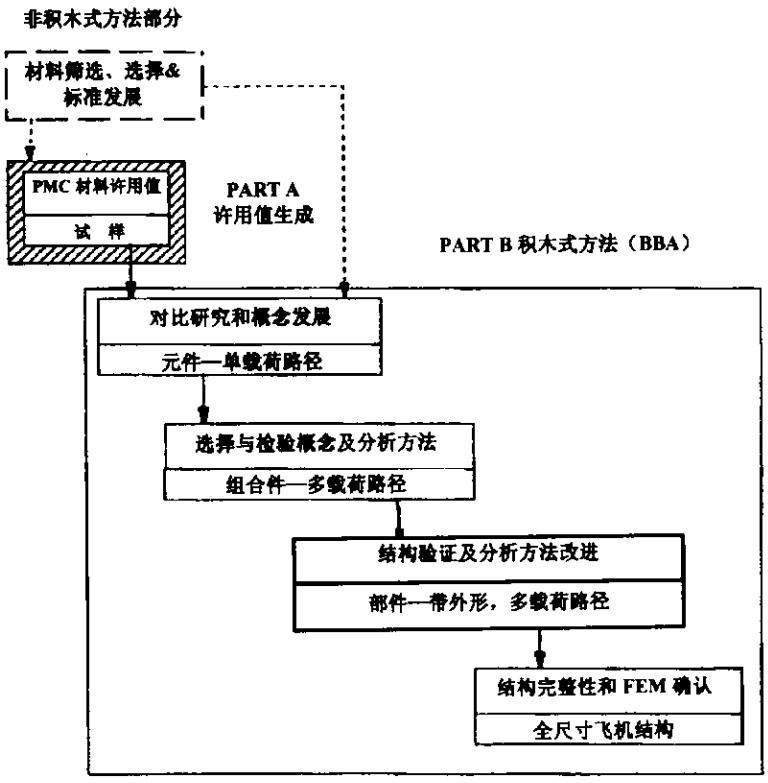


图4.4.1.1 使用积木式方法（BBA）的飞机结构研制目标

表4.4.1.1(a) 原型机DoD/NASA飞机结构类别所对应的PMC许用值数据要求（文献 4.4.1.1）

PART A（取自图 4.4.1.1）

飞机结构类别		原型设计的许用值数据要求	
类 别	说 明	初始(单向带/织物)	最终(单向带/织物)
主结构 • 断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** • 破坏将引起运载工具的损失	基 于 1. 用类似材料数据和经验估计	1 批材料试验：每种试验类型 5-8 个重复试样（静力）
• 非关键的 (N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失	2. 销售方的数据 3. 期刊、杂志和书籍	1 批材料试验：每种试验类型 4-6 个重复试样（静力）
次结构 • 疲劳关键 (FA/C) & 经济寿命关键的 (EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** • 破坏不会引起运载工具的损失但将造成昂贵的关键件更换	基 于 1. 用相同或类似材料数据估计	1 批材料试验：每种试验类型 3~4 个重复试样（静力）再加上疲劳试验
• 非关键的 (N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件	2. 销售方的数据 3. 期刊、杂志、和书籍	使用合法、经过验证的数据库
非结构部分 • 非关键的 (N/C)	**不承载或承受较小载荷** • 零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	基 于 1. 利用类似材料的数据估计，或 2. 销售方数据，或 3. 期刊、杂志、和书籍	1. 用类似材料的数据估计或 2. 销售方数据，或 3. 期刊、杂志、和书籍

表4.4.1.1(b) 原型机DoD/NASA飞机结构类别所对应的PMC物理缺陷的最低要求（文献4.4.1.1）

PART A和B（取自图 4.4.1.1）

飞机结构类别		对零件的最大物理缺陷要求：碳或玻璃增强聚合物基复合材料的例子	
类 别	说 明	单向带	织 物
主结构 • 断裂关键的(F/C)	承受主要的气动载荷 •破坏将引起运载工具的损失	在≤10%的面积上有≤ 3%的孔隙率 ≤1%面积的分层 不允许边缘分层（包括孔）	在≤ 10%的面积上≤ 5%的孔隙率 ≤1%面积的分层 不允许边缘分层（包括孔）
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失		
次结构 • 疲劳关键 (FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	承受次要的气动及其他载荷 •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	在≤ 15%的面积上有≤ 3%的孔隙率 ≤2%面积的分层 不允许边缘分层（包括孔）	在≤ 15%的面积上≤ 5%的孔隙率 ≤2%面积的分层 不允许边缘分层（包括孔）
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件		
非结构部分 • 非关键的(N/C)	不承载或承受较小载荷 • 零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	在≤ 20%的面积上有≤ 4%的孔隙率 ≤3%面积的分层 允许≤ 10%边缘长度或孔边缘有经修理过的分层	在≤ 20%的面积上≤ 4%的孔隙率 ≤3%面积的分层 允许≤ 10%边缘长度或孔边缘有经修理过的分层

4.4.1.2 DoD/NASA原型飞机的PMC复合材料积木式结构研制

图4.4.1.1流程图中的Part B定义了以下一般类别的积木式试验工作：

- 比较研究与概念发展（元件——单载荷路径）；
- 选择、检验概念和验证分析的方法（组合件——多载荷路径）；
- 结构验证与改进分析方法（具有轮廓外形的复合材料——多载荷路径）；
- 结构完整性和有限元（FEM）确认（全尺寸飞机结构试验）。

图4.4.1.1 Part A和表4.4.1.1(a)所示的许用值，合乎逻辑地流入Part B积木式试验。表4.4.1.1(b)有关物理缺陷的要求适用于Part A和B。Part B的积木式试验任务则在表4.4.1.2(a)中按照该部件的结构类别做了说明。在表中，按结构类别详细定义了上面的四类问题：结构类别越高，需要的试验和分析就越多。这里的关键是，它们都是进行结构研制试验的指南。对于一个具体的结构类别，真实需要的结构试验可能多少取决于运载工具的任务以及是有人操纵或是无人操纵的。知道了结构部件的类别、飞机目的与任务，就可进行风险分析，使得试验成本与风险为最小。在进行的每一步，将需要FEM及闭合的复合材料分析方法，这些方法用适当的力学与物理性能以及许用值作为输入数据。必须监控失效模式、载荷（应力）以及应变与变形的读数，并和预计情况相互对比，以保证降低风险。仅仅使用FEM或其他分析方法（不做试验），或者采用了不适当的试验（试验不能适当地提供失效模式、应力（应变）及变形以与预计情况比较），这些都将造成不可容忍的高风险状态。

另一有关复合材料结构风险的问题是质量保证（QA）要求，这是同时适用于Parts A和B的一个项目。表4.4.1.2(b)对以下各类情况给出了标准的QA要求：

- 材料与工艺的选择、筛选和材料规范的取证，
- 来料检验/验收试验，
- 过程中的检验，
- 无损检验（NDI），
- 破坏试验（DT），
- 跟踪能力。

其中每类的QA要求均随着结构类别而改变，类别越高，需要的质量保证就更多。按照这个表所列的程序，就可确定为使风险保持在可接受的水平所需的QA数量。所需的QA数量及所取的风险，将随飞机的类型与任务以及是有人驾驶或无人驾驶等情况而变化。对各个类别的复合材料结构部件，其风险和费用是彼此成反比的，所以，对于原型机的这个积木式试验计划，有必要确定其可接受的风险。

表4.4.1.2(a) 原型机DoD/NASA飞机结构类别和目标所对应的PMC积木式研制试验（文献4.4.1.1）PART B（取自图 4.4.1.1）

飞机结构		积木式结构研制试验任务	
飞机结构研制目标		比较研究和概念发展分析	概念选择与检验试验及分析方法的开发
类 别	说 明	元件-单载荷路径	组合件-多载荷路径(包括接头)
主结构	**承受主要的气动载荷**	概念和分析方法发展-静力与疲劳试验（可选）	检验概念和分析方法-静力与疲劳试验（剩余强度）
• 断裂关键的(F/C)	•破坏将引起运载工具的损失	每种加筋结构3件 每种接头形式3件	1个盒形梁/圆筒：静力，极限 1个盒形梁/圆筒：疲劳和剩余强度
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失	每种加筋结构1件 每种接头形式 1 件	1 个盒形梁/圆筒：静力，极限
次结构	**承受次要的气动及其他载荷**	概念和分析方法发展-静力与 疲劳试验	检验概念和分析方法-静力（DLL/疲劳/剩余强度试验）
• 疲劳关键(FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	•破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	每种加筋结构2件 每种接头形式 2 件	2 个盒形梁/圆筒：静力（DLL/疲劳/剩余强度试验）
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件	每种加筋结构1件 每种接头形式 1 件	不需要试验-用元件试验证实
非结构部分	**不承载或承受较小载荷**	概念发展/静力试验/分析方法检查	检验概念：元件试验加分析
• 非关键的(N/C)	• 零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	每种最关键的结构1件	不需要试验-用元件试验和分析来证实

表 4.4.1.2(a) （续）

飞机结构		积木式结构研制试验任务	
飞机结构研制目标		用于分析方法的结构验证试验	确认FEM的结构完整性试验
类 别	说 明	有真实轮廓外形的构件-多载荷路径	全尺寸飞机结构：模拟气动载荷 & 载荷路径
主结构	**承受主要的气动载荷**	结构验证：静力、耐久性与损伤容限试验	结构完整性验证- 静力应变测量与验证试验；静力试验到DUL/破坏或疲劳试验,取决于预算和进度要求
•断裂关键的(F/C)	•破坏将引起运载工具的损失	1个大结构段：静力损伤容限到DUL/破坏 1个大结构段：损伤容限与耐久性加剩余强度	1件验证试验-最大飞行载荷情况；应变/变形测量以及疲劳与剩余强度到DLL，如果需要，到DUL和破坏
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失	1个大结构段：静力和耐久性临界损伤容限到DLL，然后，剩余强度试验到DUL/破坏	1件验证试验-最大飞行载荷情况；应变/变形测量以及静力试验到DLL，如果需要，耐久性试验和静力剩余强度到DUL和破坏
次结构	**承受次要的气动及其他载荷**	结构验证和改进分析方法：静力和耐久性与损伤容限试验 （DUL/破坏）	结构完整性验证-静力应变测量和验证试验；如果需要，静力试验到DUL和破坏
• 疲劳关键(FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	•破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	1个大结构段：静力损伤容限到DUL/破坏	1件验证试验：-极限飞行载荷情况：应变/变形测量以及静力试验到DLL，如果需要，到DUL
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件	不需要试验-用元件试验和分析来证实	不需要试验-用元件试验来证实
非结构部分	**不承载或承受较小载荷**	用验证试验/分析进行结构验证	用以前的试验和分析验证结构完整性
•非关键的(N/C)	•零件破坏更换引起小的不便，但费用不大		

表 4.4.1.2(b) 原型机DoD/NASA的飞机结构类别所对应的PMC质量保证要求（文献4.4.1.1）

PART A和B（取自图 4.4.1.1）

飞机结构类别		质量保证要求		
类 别	说 明	材料、工艺选择、筛选和取证	来料检验/验收试验*	过程中检查
主结构 • 断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** •破坏将引起运载工具的损失	物理、力学和工艺变量初步评估，编制1张规范表：记录评估、选择和存储试验数据	按初步的1张材料工艺规范表-物理、力学和工艺性能最低要求-验收试验；工程上作出接收/拒收决定；存储试验数据	按初步的1张工艺规范表和图纸-符合性检验/记录，对接收/拒收决定作出工程判断；存储试验数据
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失			
次结构 • 疲劳关键(FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	初步、但有限的物理、力学和工艺变量评估，编制1张规范；记录、评估、选择和存储试验数据	按初步、但有限的1张材料和工艺规范表-物理、力学和工艺性能最低要求-最低限度的验收试验；工程上作出接收/拒收决定；存储试验数据-	按初步、但有限的1张工艺规范表和图纸 -符合性检验/记录和对接收/拒收决定作出工程判断；存储试验数据
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件			
非结构部分 • 非关键的(N/C)	**不承载或承受较小载荷** • 零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	有限的物理性能试验；用卖方推荐的工艺；存储数据	卖方的证明	按卖方的工艺由工人自检

*在材料和工艺获得批准后可以在材料卖方的工厂按 1 张规范表进行

表 4.4.1.2(b) （续）

飞机结构类别		质量保证要求		
类 别	说 明	无损检验（NDI）	破坏试验（DI）	跟踪性
主结构 • 断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** •破坏将引起运载工具的损失	100%区域； 根据缺陷标准（缺陷样板或lead tape）工程上作出接收/拒收决定；存储数据	对非整体的工艺控制板作初步的物理和力学性能试验；工程上作出接收/拒收决定；存储试验数据	对每个运载工具，保存所有接收、过程中、无损检验和破坏试验的记录文件
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失			
次结构 • 疲劳关键(FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	90% 区域， 工程接收/拒收决定基于 缺陷标准（缺陷板或导带）；存储数据	对非整体的工艺控制板作初步、但有限的物理和力学性能试验；工程上作出接受/拒绝决定；存储试验数据	对每个运载工具，保存所有接收、过程中、无损检验和破坏试验的记录文件
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件			
非结构部分 •非关键的(N/C)	**不承载或承受较小载荷** •零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	无	无	无

4.4.1.3 DoD/NASA原型复合材料飞机结构的许用值和积木式试验任务小结

以上各节详细说明了对原型飞机复合材料建立材料许用值所需的任务，以及为这结构研制所需的积木式试验工作。对许用值的要求和积木式结构试验要求，二者均与飞机结构部件的关键程度类别有关；同时，它们又与各自的试验/评估/分析类别有关，需要调查这些类别来研究所涉及的风险。许用值已有初始值和最终值，以及各类别中的物理缺陷最低要求。对于积木式结构研制试验任务的类别，所用的步骤是逐步递加试验部件的尺寸，同时由单载荷路径转入多载荷路径，并在试验的结构增大后加上接头。最后，对要建造的各结构部件类别的6类质量保证需求，给出了（从平板到较大的结构部件到全尺寸结构的）设计许用值所需各种质量保证要求间的关系。

Part A的许用值确定工作以可接受的风险与低成本，为复合材料结构原型提供有效的许用值。Part B的积木式结构试验研制将满足以下目标：

- 适当的概念研究
- 检验概念和分析方法的发展
- 用于分析方法的结构验证试验
- 结构完整性试验和FEM验证

一旦达到了这些目标，用户就会得到可接受的低风险、低成本的复合材料原型飞机结构，达到所研制飞机必需的完整性和可靠性要求。

4.4.2 工程制造发展型（EMD）飞机和生产型的飞机

在以下各节中，针对低风险和低成本的DoD/NASA工程制造发展（EMD）型和生产型复合材料飞机结构，详细介绍了所需的许用值与积木式试验。4.4.2.1节针对DoD/NASA的EMD和生产型飞机结构，介绍了聚合物基复合材料（PMC）许用值生成问题。在4.4.2.2节中，详细说明了DoD/NASA的EMD和生产型飞机的PMC复合材料积木式结构研制过程。最后，在4.4.2.3节中，小结了DoD/NASA的EMD和生产型复合材料飞机结构的许用值和积木式试验任务。

4.4.2.1 用于DoD/NASA EMD和生产型飞机结构的PMC复合材料许用值生成

为了支持图4.4.1.1所述的积木式试验计划，必须得到许用值，Part A由5个步骤组成：

1. （尽可能利用ASTM D 3039，D 3410和D 3518）试验得到单层级的静强度及刚度性能（含应力/应变曲线）；包括对0°或1-轴方向的拉伸和压缩，90°或2-轴方向的拉伸和压缩，以及0°或12-轴的面内剪切试件试验。
2. 试验得到准各向同性层压板级的静强度与刚度性能，包括对x-轴简单及开孔拉伸、压缩和面内剪切试件、以及承受拉伸和压缩载荷的双剪挤压试件试验（对拉伸和压缩按照ASTM D 3039，对挤压按照目前正由ASTM D-30委员会发展的其他标准）。
3. 对试验得出的数据进行统计处理，用B-基准值（90%概率，95%置信度）方法得到许用值的数值。对于EMD的原型机，使用4.4.1.1节的指南。
4. 为设计/分析用的分析方法建立需要输入的单层许用值。通常，应当对拉伸和压缩采用极限强度或1.5×屈服强度中的较小值。当边缘剪切强度不关键时，应当使用边缘剪切极限强度值为许用值。当边缘剪切强度是关键情况时，应当取处理过的（1.5×屈服强度）边缘剪切极限强度值为许用值。

5. 按规定，即在0°，+45°，-45°和90°各方向上至少要有10%的铺层，层压板的设计应当是由纤维控制的。对于单向层和织物层压板，在分析方法的1-和2-轴空格中对拉伸和压缩载荷输入0°或1-轴的强度许用值。对于剪切的输入则如上所述。这是由Grimes在文献4.4.1.1中首先提出的。所有层压板应当是均衡和对称的。

表4.4.2.1(a)是一个结构类别/许用值表，表中对EMD与生产型结构定义了飞机结构关键程度所对应的许用值要求。在表4.4.2.1(b)中，给出了各结构类别所对应的最大物理缺陷要求，以使物理缺陷尺度参数间接地随飞机结构的关键程度变化。这样，飞机结构关键性就控制了（为保证其关键性所需要的）数据（许用值）和材料质量的可靠性。

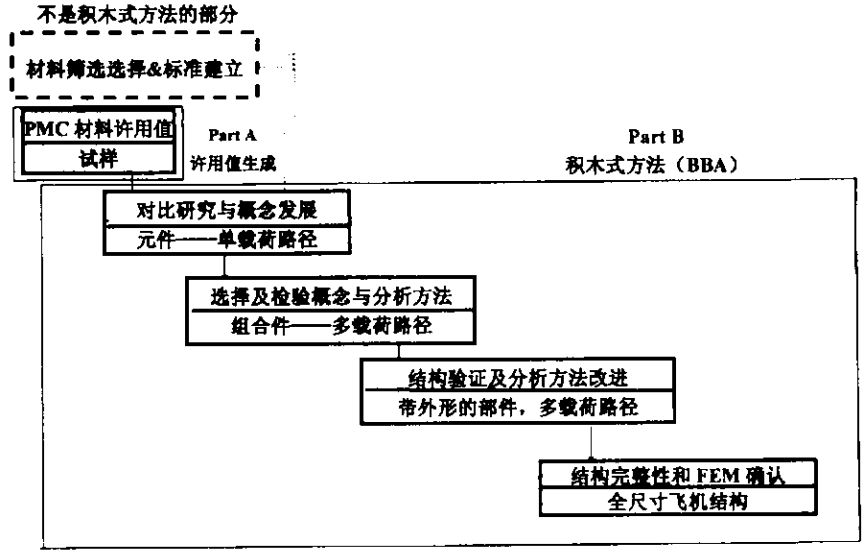


图4.4.2.1 用积木式方法（BBA）的飞机结构研制目标

表4.4.2.1(a) EMD*和生产型DoD/NASA飞机结构类别所对应的PMC许用值数据要求，PART A（参考图4.4.2.1）

飞机结构类别		EMD*和生产型设计的许用值数据要求	
类 别	说 明	EMD* (单向带/织物)	生产型 (单向带/织物)
主结构 •断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** •破坏将引起运载工具的损失	基 于 1 批材料试验 每种试验类型 8 个重复试样	基于 5 批材料试验 每种试验类型 8 个重复试样
•非关键的 (N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失	1 批材料试验 每种试验类型 6 个重复试样	4 批材料试验 每种试验类型 6 个重复试样
次结构 • 疲劳关键 (FA/C) & 经济寿命关键的 (EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** •破坏不会引起运载工具的损失但将造成昂贵的关键件更换	基 于 1 批材料试验 每种试验类型 4 个重复试样再加上疲劳试验	3 批材料试验 每种试验类型 5 个重复试样再加上疲劳试验
•非关键的 (N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件	N/A	2 批材料试验 每种试验类型 4 个重复试样
非结构部分 •非关键的 (N/C)	**不承载或承受较小载荷** •零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	基 于 1. 利用类似材料的数据估计，或 2. 销售方数据，或 3. 期刊、杂志、和书籍	1 批材料试验 每种试验类型 3 个重复试样

*对EMD，使用4.4.1节对原型机给出的程序

表4.4.2.1(b) EMD*和生产型DoD/NASA飞机结构类别所对应的PMC物理缺陷最低要求

PARTS A和 B （参考图 4.4.2.1）

飞机结构类别		对零件的最大物理缺陷要求：碳或玻璃增强聚合物基复合材料的例子	
类 别	说 明	单向带	织 物
主结构 •断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** •破坏将引起运载工具的损失	•在≤ 5%的面积上有≤ 2%的孔隙率 •不允许分层 •不允许边缘分层（包括孔）	•在≤ 5%的面积上≤ 3%的孔隙率 •不允许分层 •不允许边缘分层（包括孔）
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失		
次结构 •疲劳关键（FA/C）& 经济寿命关键的(EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	•在≤ 10%的面积上有≤ 2%的孔隙率 •无分层 •不允许边缘分层（包括孔）	•在≤ 10%的面积上≤ 3%的孔隙率 •无分层 •不允许边缘分层（包括孔）
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件		
非结构部分 •非关键的(N/C)	**不承载或承受较小载荷** •零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	•在≤ 10%的面积上有≤ 3%的孔隙率 •≤ 2%面积的分层 •允许≤ 4%边缘长度或孔边缘有经修理过的分层	•在≤ 15%的面积上≤ 4%的孔隙率 •≤ 2%面积的分层 •允许≤ 4%边缘长度或孔边缘有经修理过的分层

*对EMD，使用4.4.1节对原型机给出的程序

4.4.2.2 DoD/NASA EMD和生产型飞机的PMC复合材料积木式结构研制

图4.4.2.1流程图的Part B定义了以下一般类型的积木式试验任务，包括：

- 比较研究（元件-单载荷路径），
- 选择、检验概念和分析方法（次构件-多载荷路径），
- 结构验证与分析方法的改进（具有轮廓外形的复合材料件-多载荷路径），和
- 确认结构完整性与FEM（全尺寸飞机结构试验）。

图4.4.2.1 Part A和表4.4.2.1(a)所示的许用值，逻辑地汇入Part B积木式试验。表4.4.2.1(b)的物理缺陷要求适用于Part A和B。Part B的积木式试验任务则在表4.4.2.2(a)中按照该部件的结构类别做了说明。在表中，按结构类别详细定义了上面的四类问题；结构类别越高，需要的试验和分析就越多。这里的关键是，它们都是进行结构发展试验的指南。对于一个具体的结构类别，真实需要的结构试验可能多少取决于运载工具的任务以及是有人操纵或是无人操纵的。知道了结构部件的类别、飞机目的与任务，就可进行风险分析，使得试验成本与风险为最小。在每一步中将需要FEM及封闭形式的复合材料分析方法，用适当的力学与物理性能以及许用值作为这些方法的输入数据。必须监控失效模式、载荷（应力）以及应变与变形的读数，并和预计情况相互对比，以保证降低风险。仅仅使用FEM或其他分析方法（不做试验），或者采用了不适当的试验（试验不能适当地提供失效模式、应力（应变）及变形与预计情况比较），都将造成不可容忍的高风险状态。

表4.4.2.2(a) EMD*和生产型DoD/NASA飞机结构类别、目标所对应的PMC积木式研制试验 PART B（取自图 4.4.2.1）

飞机结构		积木式结构研制试验任务	
飞机结构研制目标		比较研究和概念研制分析	概念选择与检验试验及分析方法的研制
类 别	说 明	元件-单载荷路径	组合件-多载荷路径（包括接头）
主结构	**承受主要的气动载荷**	概念和分析方法研制-静力与疲劳试验（指令性的）	检验概念和分析方法-静力与疲劳试验（剩余强度）
•断裂关键的(F/C)	•破坏将引起运载工具的损失	每种加筋结构6件 每种接头形式6件	4个盒形梁/圆筒：静力，极限 6个盒形梁/圆筒：疲劳和剩余强度
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失	每种加筋结构4件 每种接头形式4件	1个盒形梁/圆筒：静力，极限
次结构	**承受次要的气动及其他载荷**	概念和分析方法发展-静力与疲劳试验（指令性的）	检验概念和分析方法-静力（DLL/疲劳/ 剩余强度试验）
•疲劳关键 (FA/C)&经济寿命关键的(EL/C)	•破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	每种加筋结构3件 每种接头形式 3 件	3 个盒形梁/圆筒：静力（DLL/疲劳/剩余强度试验）
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件	每种加筋结构2件 每种接头形式 2 件	需要 2 个疲劳/剩余强度试验
非结构部分	**不承载或承受较小载荷**	概念研制/静力试验/分析方法检查	检验概念：元件试验加分析
•非关键的(N/C)	•零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	每种最关键的结构1件	1个疲劳/剩余强度试验

*对EMD，使用4.4.1节对原型机给出的程序。

表 4.4.2.2(a) （续）

飞机结构		积木式结构研制试验任务	
飞机结构研制目标		用于分析方法的结构验证试验	确认FEM的结构完整性试验
类 别	说 明	有真实轮廓外形的构件-多载荷路径	全尺寸飞机结构：模拟气动载荷 & 载荷路径
主结构	承受主要的气动载荷	结构验证：静力、耐久性与损伤容限试验	结构完整性验证- 静力应变测量与验证试验；静力试验到DUL/破坏或疲劳试验,取决于预算和进度要求
•断裂关键的(F/C)	•破坏将引起运载工具的损失	3个不同的大结构段：静力损伤容限到DUL/破坏 6个大结构段：损伤容限与耐久性加剩余强度（3种构型）	3件不同的验证试验——最大飞行载荷情况：应变/变形测量以及疲劳与剩余强度到DLL，如果需要，到DUL和破坏
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失	2个大结构段：静力和耐久性临界损伤容限到DLL，然后，剩余强度试验到DUL/破坏	2件验证试验——最大飞行载荷情况：应变/变形测量以及静力试验到DLL，如果需要，耐久性试验和静力剩余强度到DUL和破坏

表4.4.2.2(a) （续）

飞机结构		积木式结构研制试验任务	
飞机结构研制目标		用于分析方法的结构验证试验	确认FEM的结构完整性试验
次结构	承受次要的气动及其他载荷	结构验证和改进分析方法：静力和耐久性与损伤容限试验 （DUL/破坏）	结构完整性验证——静力应变测量和验证试验；如果需要，静力试验到DUL和破坏
•疲劳关键(FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	•破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	3个大结构段：静力损伤容限到DUL/破坏	1件验证试验——极限飞行载荷情况；应变/变形测量以及静力试验到DLL，如果需要，到DUL
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件	不需要试验——用元件试验和分析来证实	不需要试验——用组合件试验来证实
非结构部分	不承载或承受较小载荷		
•非关键的(N/C)	•零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	不需要试验——用元件试验和分析来证实	不需要试验——用组合件试验来证实

表4.4.2.2(b) EMD*和生产型DoD/NASA飞机结构类别所对应的PMC质量保证要求

PART A和B（参考图 4.4.2.1）

飞机结构类别		质量保证要求		
类 别	说 明	材料和工艺选择、筛选和取证	来料检验/验收试验*	过程中检查
主结构 • 断裂关键的(F/C)	承受主要的气动载荷 •破坏将引起运载工具的损失	物理、力学和工艺变量评估，编制完整的规范；记录评估、选择和存储试验数据	按完整的材料工艺规范-物理、力学和工艺性能最低要求-验收试验；工程上作出接收/拒收决定；存储试验数据	按完整的工艺规范和图纸-符合性检验/记录，对接收/拒收决定作出工程判断；存储试验数据
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失			
次结构 • 疲劳关键 (FA/C) & 经济寿命关键的(EL/C)	承受次要的气动及其他载荷 •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	完整的物理、力学和工艺变量评估，编制完整的规范；记录、评估、选择和存储试验数据	按完整的材料和工艺规范-物理、力学和工艺性能最低要求- 最低限度的验收试验；工程上作出接收/拒收决定；存储试验数据-	按完整的工艺规范和图纸 –符合性检验/记录和对接收/拒收决定作出工程判断；存储试验数据
• 非关键的(N/C)	• 破坏不会引起运载工具的损失 • 不是成本或疲劳关键的部件			
非结构部分 • 非关键的(N/C)	不承载或承受较小载荷 • 零件破坏更换引起小的不便，但费用不大	有限的物理性能试验；用卖方推荐的工艺；存储数据	卖方的证明	按卖方的工艺由工人自检

*对EMD：使用4.4.1节对原型机给出的程序

表4.4.2.2(b) （续）

飞机结构类别		质量保证要求		
类 别	说 明	无损检验（NDI）	破坏试验（DI）	跟踪性
主结构 •断裂关键的(F/C)	**承受主要的气动载荷** •破坏将引起运载工具的损失	100%区域； 根据缺陷标准（缺陷板）工程上作出接收/拒收决定； 存储数据	对整体的工艺控制板作物理和力学性能试验；工程上作出接收/拒收决定； 存储试验数据	对每个运载工具，保存所有接收、过程中、无损检验和破坏试验的记录文件
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失			
次结构 •疲劳关键（FA/C）& 经济寿命关键的(EL/C)	**承受次要的气动及其他载荷** •破坏不会引起运载工具的损失，但将造成昂贵的关键件更换	100% 区域； 工程接收/拒收决定基于缺陷标准（缺陷板或导带）； 存储数据	对非整体的工艺控制板作物理和力学性能试验；工程上作出接受/拒绝决定； 存储试验数据	对每个运载工具，保存所有接收、过程中、无损检验和破坏试验的记录文件
•非关键的(N/C)	•破坏不会引起运载工具的损失 •不是成本或疲劳关键的部件			
非结构部分	**不承载或承受较小载荷**	目视、尺寸检测	无	保存来料检测记录

*对EMD：使用4.4.1节对原型给出的程序。

另一有关复合材料结构风险的问题是质量保证（QA）要求，这是同时适用于Part A和B的项目。表4.4.2.2(b)对以下各类情况给出了标准的QA要求：

- 材料与工艺的选择、筛选和材料规范的取证，
- 来料检验/验收试验
- 过程中的检验
- 无损检验（NDI）
- 破坏试验（DT）
- 跟踪能力

其中每类QA要求均随着结构类别而改变，类别越高，需要的质量保证就更多。按照这个表所列的程序，就可确定使风险保持在可接受的水平所需的QA数量。所需的QA数量及其风险，将随飞机的类型与任务以及是有人驾驶或无人驾驶等情况而变化。对各个类别的复合材料结构部件，其风险和费用是彼此成反比的，所以，有必要确定这个EMD和生产型的积木式试验计划可接受的风险。

4.4.2.3 DoD/NASA EMD和生产型复合材料飞机结构许用值和积木式试验任务小结

以上各节详细说明了EMD和生产型飞机复合材料建立材料许用值所需的任务，以及为这结构研制所需的积木式试验工作。许用值的要求和积木式结构试验要求均与飞机结构部件的关键程度类别有关；同时，它们又与各自的试验/评估/分析类别有关，需要调查这些类别以研究所涉及的风险。许用值有初始值和最终值以及各类别中的物理缺陷最低要求。对于积木式结构研制试验任务的类别，所用的步骤是逐步递加试验部件的尺寸，同时由单载荷路径转入多载荷路径，并在试验的结构增大后加上接头。最后，对要建造的各结构部件类别的6类质量保证需求，给出了（从平板到较大的结构部件到全尺寸结构的）设计许用值所需各种质量保证要求间的关系。

Part A的许用值确定工作，以可接受的风险与低成本为EMD和生产型复合材料结构提供有效的许用值。Part B的积木式结构试验研制将满足以下目标：

- 适当的概念研究
- 检验概念和分析方法的发展
- 对于分析方法的结构验证试验
- 结构完整性试验和FEM验证

一旦达到了这些目标，用户就会得到低风险、低成本的EMD和生产型复合材料飞机结构，并具有所研制飞机必需的完整性和可靠性。

4.4.3 商用飞机

4.4.3.1 引言

本节介绍了一种（商业的）途径，用于确定并验证商业飞机复合材料结构的材料许用值与设计值；提供了系统的方法来处理复合材料，从初始的材料筛选到最终的真实结构适航取证。

这节集中介绍用积木式方法来获得并验证用于先进复合材料层压板所制造结构的材料许用值与设计值。作为例子，在4.4.3.8节介绍了如何将积木式方法应用于波音777商业飞机的情况。

4.4.3.2 积木式方法

为了适应复合材料独特的性能，已设计出一种确定其相关性能的方法；这就是“积木式方法”。这方法提供系统的手段来处理复合材料，获得设计的信息。复合材料结构的全寿命循环，从首先筛选备选的材料到最终生产部件，被分解为很多不同的块。为完成一个结构，需要构造并理解每一块以及其本质的信息。图4.4.3.2中介绍了这个方法，并在4.4.3.8节介绍了其对波音777的应用。

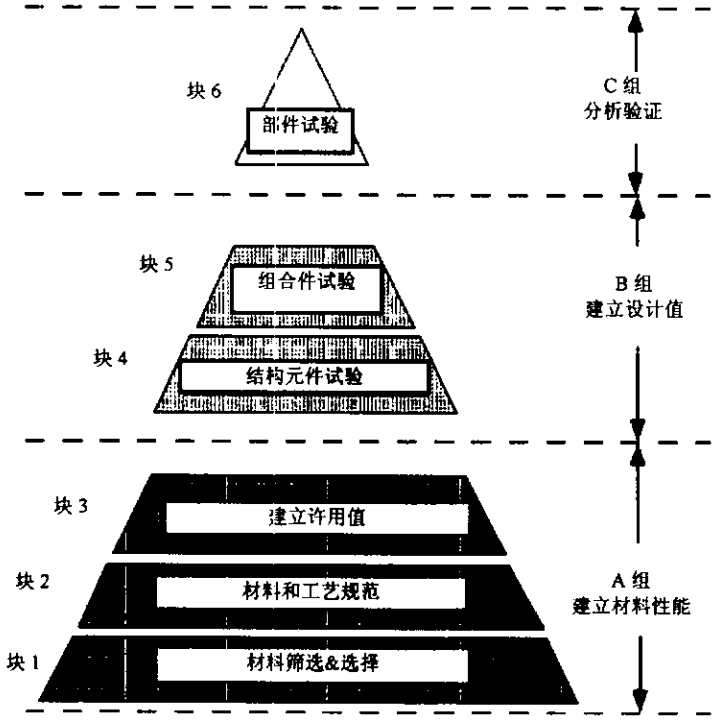


图4.4.3.2 积木式方法

这方法来自很多不同结构取证所累积的广泛经验。典型情况下，商业飞机结构是通过由试验支持的分析来取证的。应当指出，这个方法并不意味着只有完成了下面一块以后才能执行上面的一块；事实上，应在设计周期中尽早进行某些结构元件和组合件试验，以降低风险并证实设计概念。

4.4.3.2.1 取证的方法

结构取证的方法影响着所用的分析方法和许用值要求。可以选择的方法有两类：通过试验来取证，或通过分析来取证。虽然这两者有很多共同的特征，要强调的是他们在设计过程中的不同处。也还可能使用将它们相组合的方法，来满足单独飞机的独特需要。

对于用试验来取证的方法（点设计试验），取证的最终基础是对完整的结构进行试验。许用值和分析方法被用于进行尺寸设计，而最终的检验则是通过全尺寸结构的试验。建立材料性能和检验分析方法的工作量，取决于所选计划设想的风险度。虽然这个方法可以显著降低计划的成本，但要在计划的后期才可能揭示出设计的缺陷，或者，可能要以增加重量为代价来降低这个风险。此外，进行单独复杂的试验费用要高得多，而且应用范围极其有限，同时，在整个计划中积累的信息对其他计划可能没有什么实际的用处；因此，下一个项目将不会从其经验中得到好处。

另外一个验证的方法是通过分析取证，这个方法假定，可以通过分析来预计结构的行为。这个方法使用经过核准的许用值和分析方法。这方法的初始费用可能高于通过试验取证的方法，但其结果可能应用于其他计划，因而可以极大降低长期的投资。这方法还能在计划中较好地分析一些相关的问题，如联络工作、设计更改、机群支援和飞机改型等。

不管采用哪个方法或方法的组合，必须对典型结构进行充分的试验以验证该方法。在使用分析取证方法的情况下，可能从过去同样设计或研究与发展工作得到的足够信息，用来减少该计划特有的元件试验。然而，这需要使用经过验证的结构构型与分析方法。

4.4.3.2.2 许用值与设计值

在通常的实践中，“许用值”和“设计值”的术语常常被误解为可以互相交换使用的，虽然二者互相关联但并非同义词。在这里使用了以下的定义：

- 许用值——由试验数据经统计导出的材料性能值（例如，模量、最大应力水平、最大应变水平）。
- 设计值——考虑了计划中的要求（例如，拟合及尺寸放大系数、截止水平），同时经批准用于结构设计和分析的材料性能或载荷值。

4.4.3.2.3 由单层与层压板导出的强度预计许用值

航空航天工业界有两种分析复合材料层压板强度的一般方法。这两种方法都用层压板理论按单层的模量进行刚度计算。它们都按照作用在结构上的载荷，计算层压板某点处单层的应变，对层压板的各层使用失效准则。这些方法的差别，在于其失效准则所用的破坏理论和试验数据。

第一种方法是单层（或铺层）破坏理论法。这个方法使用的材料的单层许用值，是由单向层压板或正交铺层层压板试验得出的。这些数值已按照单层失效理论模型的输入要求进行了处理。在多数情况下，必须对单层的设计值使用修正系数，或者在分析中使用修正系数，以考虑叠层效应或载荷路径影响；在获取单层的许用值时，所用的单层试件试验中

没有反映出这些影响。为了得到这些修正系数，必须进行真实层压板和结构的试验。

使用这个方法的好处是，一开始只需要单层级的许用值。这意味着，可以用少量试件进行许用值的试验，同时可以把材料取证时的试验数据作为许用值数据库的一部分。不幸的是，在可能的失效模式范围内，还没能证明采用单层级试验数据的失效理论有良好的符合性。因此，除非使用很保守的单层值，否则就需要进行层压板级的试验来验证所预计的破坏，或者，需要确立这些修正系数。可能还需要一些附加的试验或系数，来考虑制造零件时所用的生产方法。

第二种方法使用由典型层压板试验中导出的许用值和设计值。收集的单层信息只用于得到模量。许用值以线形化的层压板破坏应变为基础（用名义模量和单层厚度计算得出）；将其用于最大应变失效准则，对层压板的给定点进行逐层评价。这个方法与单层破坏方法的关键区别是，其应变许用值是与特定层压板铺层百分数及所分析层的铺贴顺序有关的，这个方法的优点是可以调查了解可能影响真实结构性能的那些变量。在统计地导出许用值时，可以在所进行的试验中包括铺层顺序和处理工艺不规则等变量，不需要有附加系数来考虑层压板的影响。其缺点包括，试验的试件要大些，为包含结构中有代表性的众多铺层形式需要增多试件的数量，以及可能对设计作出一些限制；为了减少变量数，需要建立一些准则来限制允许的纤维取向和铺层顺序。这个方法的优点之一是，层压板试验已经证明试件对试验的变量及不规则性不太敏感，从而，降低了数据的分散性，导致了更精确的材料性能。

这两种方法都有其独特的要求，并影响了积木式方法的实施。在建立一个许用值/设计值计划时，工程师需要清楚了解这个结构准备使用什么分析方法、所取方法的数据要求、以及对所选分析方法进行确认时的要求。无论是哪种方法，必须仔细考虑制造方法和（制造该结构所用）基础材料所带来的变异性。

4.4.3.2.4 产品的开发

需要进行足够的工作，了解具体产品所考虑使用材料的要求与限制，从而保证在开始建立许用值和设计值以前就有所认识和理解。多数情况下，在独立研究和开发(IR&D)、早期产品开发或某些其他这类计划中，要调查这些因素、考察结构可能的用途、并鉴别关键的材料和几何考虑。只有知道了这些关键的考虑以后，才能够规定适当的筛选试验、许用值试验、和设计值试验。

4.4.3.3 复合材料路线图

许用值和设计值的确定和验证并不是一个独立的行动，而是更大产品研制过程的组成部分。只有采用共同的设计和分析惯例，所产生的信息才能适用于多个具体应用情况。即使这样，还必须特别注意考虑具体结构的独有特征。工程师必须清楚，积木式方法仅仅是整个系统的一部分。图4.4.3.3中说明了影响许用值研制的那些过程。

4.4.3.3.1 准则

任何许用值计划开始以前，工程师必须了解要用的准则。这个准则规定了计划的结构要求、工作环境要求、耐久性与损伤容限要求，以及在结构设计时必须考虑到的很多其他因素。正是通过这些准则，对工程师规定了制造商、用户和认证机构的要求。

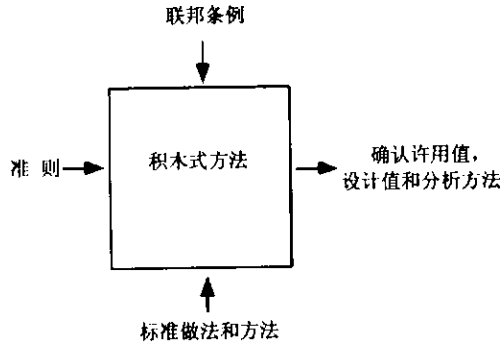


图4.4.3.3 影响积木式方法的因素

4.4.3.3.1.1 一般准则

需要规定一般的准则，使各计划之间具有通用性并促进在团组内的标准化过程。在这个应用中，“一般准则”是指适用于多个计划的准则。至关重要的是，要使一个计划所产生的信息能够适用于下个计划。

虽然在各团组之间确实可能有些细节的变化，但有一组基本问题是任何准则都必定会涉及的：

- 设计原理——必须了解如何分析结构和对结构取证的一般概念。这对于要与其他公司组成团队来实施的那些计划显得尤为重要。设计结构时有很多种不同的方法，各需要与众不同的特别许用值。
- 取证的方法——对结构进行取证的方法影响到试验的要求。符合性方法通常由认证机构管理指导，并通常反映了当前的规则和章程。取证的方法可能还规定了管理机构和/或用户对试验计划发展和执行过程的介入问题。
- 设计要求和目标——准备应用的准则必须清楚定义产品的工作要求和目标，它们必须反映用户预期的使用和工作环境。

4.4.3.3.1.2 计划准则的问题

虽然允许将一般准则用于某种类型结构的共同过程与程序，但总要求有体现其计划特殊性的准则，通过这种计划准则，把对结构性能的特殊详细要求转达给设计工程师。这个具体计划的准则提供了手段以包容新的发展内容（这些内容在计划开始时可能没有列入一般准则，或者，因为是该结构特有的项目而不能够列入一般准则）。只要可能，所发展的计划准则不应当取代一般准则，而应当是其补充。一个计划越依赖于特殊的准则，就越难把由一个项目得到的经验教训用到下一项目之中。由于这个原因，应当不断评估在具体项目计划层次上发展的这些准则，评估是否可能将其包括到一般准则文件中。

4.4.3.3.2 条例

根据结构的最终用途，主条例规定了许用值并规定将如何及在何时将设计值用于设计。在大多情况下，条例包含在准则之中。

必须遵照联邦航空管理局（FAA）和美国以外其他机构的条例，进行商业飞机结构的设计。虽然这些条例一般已被包括在准则中，但工程师必须直接使用这些条例。

FAA的条例是按“联邦航空条例（FAR）”作为系列书籍出版的，并以咨询通报提供附加的指南。来自FAA的官方备忘录将进一步阐明条例的特殊问题。除了FAA，可能还涉

及其他认证机构（例如，欧洲的JAA和俄罗斯的适航机构）。在建立许用值和设计值时，工程师必须知道与结构有关的所有条例。

4.4.3.4 商用的积木式方法

商用的积木式方法可以划分为图4.4.3.2所示的三组。

需要有一个综合的试验计划，来实现各商业计划中所包含的复杂结构细节强度估计及取证要求。这个计划将由小试件开始，通过复杂程度不同的试件，最后到全尺寸的结构。试验计划中的各级都对复合材料结构的设计响应进行独立的检查。然而，要精确地解释任何级别的数据，通常都要依赖其他级的结果。

一旦得到了任何给定材料的数据，对材料或工艺的任何变更，都可能需要对积木式计划的不同级别进行重复试验，以维持取证的有效。

在这个复合材料材料的积木式方法中，共确定了七个块。根据本节的目的，把这七块组合成三组：即材料性能评定（A组）、建立设计值（B组）、和分析验证（C组）。

无论采取什么方法，必须处理每一个积木块。每个计划要承担的风险度是取决于使用哪些积木块和跳过哪些块。对于目前已有的材料和方法，可能已经完成了全部的积木块；而对新材料，则需要按每一积木块进行评价。

4.4.3.5 A组，材料性能的确定

该组处理的各块主要用于确定材料的一般性能，如图4.4.3.5所示。因为一般要包含众多的试验，常常采用小而不太复杂的试件进行试验。计划可能要求进行数量有限的较大、较复杂的试验，以确定在材料筛选过程中需要研究的关键性能，保证在材料选择时作出正确的选择。

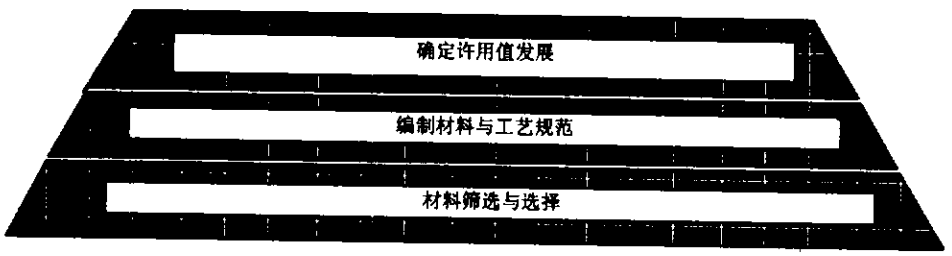


图4.4.3.5 材料性能评定的积木块

4.4.3.5.1 第1块——材料筛选与选择

第1块的目的是搜集备选材料的数据，并对给定的项目决定要选择哪种（些）材料。在这个阶段，也许还不能很好地遵照规范定义或控制材料与工艺。因为涉及到大量的备选材料，这个早期的试验通常局限于基本试件。另外，如果必须根据构型特有的试验进行最终的选材，计划中可能还需要较复杂的试验。因为此时对材料的控制很有限（没有规范），不能只依据这数据建立稳定的许用值；可以提供基本材料许用值的估计值，用于比较研究和初步设计。随着对材料体系的认识趋于成熟，很有可能要对这些值进行调整。

4.4.3.5.2 第2块——材料与工艺规范的制定

进行第2块时假定所选的材料体系已有了初步的材料与工艺规范；这阶段的试验目的是验证规范，从而对工艺变量如何影响材料行为有进一步的认识；这就使得能够进行材料的取证。重要的是，要通过这阶段识别出支持设计所需要的关键力学性能，以便在很多生产

批次中经济地检验这些性能。这将增进对材料行为的了解。因为有了初步的规范，可以用这一级的试验导出初步的许用值；然而，由于还没有研究所有的材料变量，所以还不能得出稳定的许用值。对于计算稳定的许用值时所需的数据库，所得数据可能是有用的，但材料和工艺规范则不可修改。可能由于试验件制造以后出现的规范变化，使试验结果和由此导出的许用值变得无效。

4.4.3.5.3 第3块——确定许用值

在第3块中采用材料规范和工艺规范对材料进行了充分的控制，目标是提供适合于设计使用的“稳定的”材料许用值。通常，对准备使用的新材料，所作的大多数试验是在这个研制阶段进行的。如果从取证试验以后没有改变过材料规范，则所产生的取证用数据可以作为这个许用值数据库的一部分。只有按照现规范采购和制造材料，所确定的许用值数据才是认证机构可接受的。

这些试验的主要特点和目的归结如下：

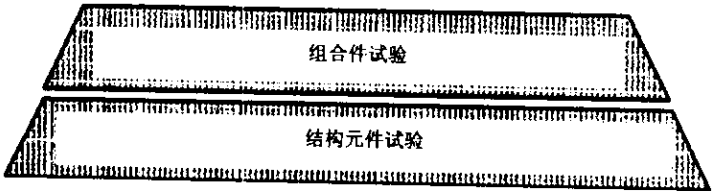
- 建立统计有效的数据——所建立的数据库应能足以确定“A”或“B”基准许用值。所获得的所需数据集中包括由几个原材料生产运转过程（批次）、和由几个代表性零件制造过程得出的信息。
- 确定环境的影响——试验数据应当覆盖所设计结构必需的全部环境范围，包括吸湿试件试验。这个数据库将提供与室温大气条件（RTA）有关的环境“补偿”系数。这将有助于解释组合件级试件及更复杂试件情况的RTA试验结果。
- 确定缺口的影响——通过充填孔和开孔试件的试验，在许用值中包括了缺口敏感度。紧固件扭矩的影响也必须考察。
- 确定由于铺层影响产生的性能变化——应当用覆盖了结构所用全部层压板构型的试件，来导出这些数据。构型中包括铺层取向的比例、铺层顺序、层压板厚度、单向带/织物混杂等情况。
- 了解因制造引起异常对结构的影响（“缺陷影响”）——需要在结构元件级对允许缺陷进行评估，以便建立工艺规范，并为维修审查委员会（MRB）作出有关拒收缺陷的决定提供数据。
- 了解结构对制造工艺的敏感程度。需要用结构元件的试验，来评估任何工艺变化对结构响应的影响。

应当用单向受载的试件，获得为确定面内、拉伸、压缩许用值所需的性能。试验矩阵中所使用的层压板，应当覆盖设计中所包含的全部结构构型。应当对无缺口和带缺口两种类型，得出许用值。带缺口的试验将包括开孔和/或充填孔试验所用的试样板，这取决于具体计划的设计准则。推荐用真实结构的典型紧固件和/或类型。对与几何形状相关的这些特性（开孔和充填孔试件）所导出的许用值，虽然不是经典意义上的材料性能，但常常是设计所需要的。

因为许用值试验用的是小试样板，得到统计有效的足够试验在经济上是可行的。基本材料性能就是在这一级得到的。工程师要明白，所得到的数值事实上是与构型有关的。在结构设计使用的分析方法中，常常直接使用了开孔压缩、充填孔拉伸、挤压和某些面外强度试验（短梁剪切和其他的层间试验）的数值，构型对这些试验会有很大影响。设计了一些标准的试件构型，以提供可以直接用于波音分析方法的数据。

4.4.3.6 B组，确定设计值

如图4.4.3.6所示，B组的目标是建立反映真实结构的设计值。如4.4.3.5.3节所述，这种试验可能与确定材料许用值的试验有所重叠；所不同的是，在确定设计值的试验中需要具有初步构型的一般尺寸。设计值的试验可能变得很特殊，因而，除非所设计的结构相似，否则不能适用于其他的计划。当使用其他计划所确定的设计值时，工程师必须小心从事。



4.4.3.6 确定设计值的积木块

4.4.3.6.1 第4块——结构元件试验

第4块由结构内重复出现的一些局部结构细节构成；目的是确定设计值，与按4.4.3.5.3节建立的基本材料许用值相比，其与结构的关系更密切。例如，把挤压看成是结构而不是材料的性能。典型的元件有接头、框段（例如，圆弧零件）以及标准的加筋条零件。

这些试验的主要特征和目标归结如下：

- 确定与结构构型相关的设计值，这不同于在第3块所确定的、适用于大多数构型的基本材料许用值。
- 了解制造异常对结构的影响（“缺陷影响”）——需要在结构元件级了解对允许缺陷的评估，以便建立工艺规范，并为维修审查大纲（MRB）对有关拒收缺陷的决定提供数据。
- 了解结构对制造工艺的敏感程度。需要用结构元件的试验，来评估任何工艺变化对结构响应的影响。

通常，这些因素与典型的局部结构细节密切相关，同时是由积木式计划中被称为“元件”的这些细节件试验得出的。所建立的数据本质上可能是通用的，并且常常用来支持各种分析技术；这些技术用于确定复合材料结构的安全裕度，而且通常有着很强的半经验性质。以下的几节说明了典型的例子。

4.4.3.6.1.1 螺接接头

需要确定的螺接接头强度性能有：

- 挤压——这个性能是很多潜在失效模式（压缩挤压、剪豁、劈裂、净截面、紧固件拉脱等）的组合，它与接头几何特征与构型、铺层百分比、铺层顺序、紧固件类型以及其他变量密切相关。在挤压设计值中，必须考虑所有这些因素。目前的分析能力不能考虑螺栓接头中的紧固件转动（倾斜）。必须用实际接头构型（通常是稳定的单剪接头）试验得到挤压设计的数据。
- 旁路——材料相关的许用值数据库包括了基本的开孔和充填孔强度。这些是用真实结构中典型的紧固件和孔尺寸得出的。可以用它们来表示净旁路强度，然而，常常有必要得到其他紧固件的数据，以及评估紧固件样式的影响。应当特别注意紧固件的拧紧问题。对充填孔拉伸的细节情况，通常按完全拧紧进行试验；而充填孔的压缩则按不完全拧紧的情况进行较保守的试验。

- 挤压-旁路——这个交互作用的强度是个可预计的性能。然而，目前的分析技术还需要依赖一些由真实接头构型试验所获得的交互作用试验曲线。
- 紧固件拉脱——为了可靠地验证结构完整性，必须对实际的结构细节进行试验。
- 紧固件强度——虽然本身不是复合材料的性能。但紧固件强度将影响到所连接复合材料的行为，因而在螺栓接头的分析和确定设计值时必须加以考虑。紧固件本身的强度受到接头构型和搭接板材料的影响。相对金属材料，典型复合材料层压板具有较低的层间刚度与强度，使得复合材料接头中出现紧固件失效模式的几率大得多。已经发展了利用经验紧固件系数的分析方法，来预计复合材料搭接板接头中的紧固件失效模式强度。

4.4.3.6.1.2 加筋条零件

加筋条是整个结构中重复使用的标准部件，需要能支持加筋条强度分析的数据。典型失效模式需要的数据如下：

- 局部失稳破坏性能——对承受任何形式压缩和/或剪切载荷的大多数结构，需要发展局部失稳破坏的强度数据库。可以用这个数据库来支持过屈曲的强度方法。
- 加筋条拉脱——当设计中使用了任何共胶接或共固化形式的加筋条时，就涉及到这个失效模式。目前的分析能力还不能可靠地预计这种失效模式，因而，很有必要发展细节件的试验数据。

4.4.3.6.1.3 梁与夹式突缘

需要分析曲梁面外破坏的数据。可以在线性基础上用材料许用值数据库来预计其性能。面外方向的强度预计需要由典型零件试验得到的破坏数据。通常用曲层压板零件的弯曲试验来建立数据。所得到的数据应当与层间剪切数据一道，归类到面外性能拦下。这些性能对工艺特别敏感，可以用来评价工艺敏感性。

4.4.3.6.1.4 夹层结构

分析夹层结构强度时通常需要试验数据。这数据计及了各种影响，诸如共固化、芯子和面板厚度、袋侧边波纹度及在层压板试验件中未发现的冲击损伤等。

4.4.3.6.2 第5块——组合件试验

在第5块的结构是典型的部件段，要比第4块时更复杂。用这些试验能评定由于局部损伤带来的载荷重新分配。比起元件试验，其试件的边界条件和载荷的引入状态更能代表真实结构情况，能够施加双向载荷，试件的复杂程度允许加入典型的结构细节。组合件构型的典型例子包括对角拉伸剪切、深梁剪切、以及单向拉伸和压缩壁板，试件的复杂程度允许进行带多筋条壁板、含大开口壁板以及带损伤壁板的试验。组合件必须具有足够尺度，以允许缺陷和损伤周围有适当的载荷重新分配。

在这种复杂程度的试件上应当能发现二次载荷的效应；所形成的载荷分布和局部弯曲效应变得明显可见，同时，面外失效模式也更能代表全尺寸的结构。

在这些试验中，环境试验可能仍然是有意义的。如果存在重大的多轴加载及可能的不同失效模式，将使试验结果的解释变得复杂，各种失效模式的不同环境敏感度其根源就在这里。例如，与RTA条件相比，高温湿态（ETW）环境增大了对压缩控制破坏的敏感度，但同时可能降低了对拉伸控制破坏的敏感度。应当调整用RTA试验得到的结果，以考虑所

得失效模式的环境敏感度。其特征与目标可归结如下：

- 设计值和分析的适用性——评估结构复杂程度和比例放大对基本许用值数据和数据分析方法的影响。
- 损伤的影响（静力）——通过确定构型特有的设计值来考虑损伤。
- 损伤的影响（疲劳）——在使用疲劳载荷下证实“无有害损伤扩展”。

4.4.3.7 C组，分析验证

代表取证过程最后阶段的静力及疲劳试验如图4.4.3.7所示。其成功与否对计划/用户的准则极其敏感。在这一层次上，希望进行大量的分析和计算机建模验证。由于典型复合材料结构不存在与典型金属结构相同程度的载荷重新分配能力，具有静力缺口敏感性，这个要求是必需的。这些试验的主要目标是：



图4.4.3.7 分析验证涉及的积木块

- 验证内力模型及所得到的应力、应变和变形预计结果。
- 设计和分析方法的大尺寸验证。

4.4.3.7.1 第6块——部件试验

第6块的试验包括一些代表真实结构的大型复杂试件构型。很多情况下，这些试验只进行到设计限制载荷，以验证由分析得出的应变与变形预计值。

某些情况下，用户或管理当局可能要求把试验进行到破坏。在这些情况下，由于破坏试验所产生的数据仅与特定的失效模式有关，而该失效模式可能不是在所有环境范围内都是关键的，所以仔细选择载荷情况就很重要。例如，拉伸控制的破坏通常不像压缩破坏那样对环境敏感（即拉伸环境补偿系数一般小于压缩时的系数)。其结果，用放大的拉伸控制破坏载荷，有可能得不出结构在全部环境范围的最小或最大承载能力。

为了成功验证对部件结构行为的分析预计，必须在部件上充分敷设应变计和位移传感器，因此必须仔细选取应变计类型、仪器设备和布片位置。必须对照所采集的数据与分析方法的预计结果，分析解释其偏差。

4.4.3.8 波音777飞机复合材料主结构的积木式方法

4.4.3.8.1 引言

本节概要说明商业飞机大型主结构部件所用的积木式方法。这里给出的方法，概括了支持波音777-200 CFRP尾翼设计与取证所用的方法（文献4.4.3.8.1）。这个尾翼的水平和垂直安定面采用碳纤维增强塑料（CFRP）的主扭力盒结构；扭力盒是双梁多肋结构，主要的连接使用了机械紧固件。777-200尾翼的结构设计环境温度范围从-54~71℃（-65~160°F）。

在此情况下，取证采用试验证据支持的结构分析来完成，而试验证据则是由一系列不同尺度的试验件得出的。正如4.4.3.4节所述，这种“积木块”的方法包括了试样板、元件、组合件和部件级的试验。虽然组合件和部件的试验结果在数量上少得多，但在确认分析方法和验证结构达到所需静强度与损伤容限水平方面，构成了试验证据的重要部分。

取证时需要验证结构达到所需的静强度、耐久性与损伤容限水平，以及能够达到预计的刚度性能。复合材料结构符合性的证实，包括当带有目视可检门槛值的损伤（目视勉强可见冲击损伤BVID）条件下能够承受设计极限载荷，并在带有明显可见损伤时能够承受设

计限制载荷。此外，还必须证实，当损伤水平小于使剩余强度低于设计限制载荷能力的那种损伤程度时，在使用载荷条件下不会出现有害的损伤扩展。

在FAR 25部和JAR 25部中，规定了适用于商业运输飞机的条例要求。除了这些条例，FAA和JAA已经确定了复合材料结构取证时可接受的符合性方法：FAA 咨询通报AC 20-107A和JAA ACJ 25.603“复合材料飞机结构”。该咨询通报包括了以下方面可接受的符合性方法：(1)环境影响（包括设计许用值和冲击损伤）；(2)静强度（包括重复载荷、试验环境、工艺控制、材料变异和冲击损伤）；(3)疲劳与损伤容限评估；(4)其他项目——诸如颤振、阻燃性、雷击、维护与修理。

典型的复合材料结构取证方法，主要是在试验证据支持下的分析方法，试验证据包括，试样板、元件、组合件、和部件级以及大气环境下的全尺寸限制载荷试验。复合材料结构的环境影响，则在试样板、元件和组合件级加以表征，并在结构分析予以考虑。支持的证据是“积木式”方法试验结果，包括材料表征、许用值和分析方法发展、设计概念验证和最后的结构验证。图4.4.3.8.1说明了这个方法。

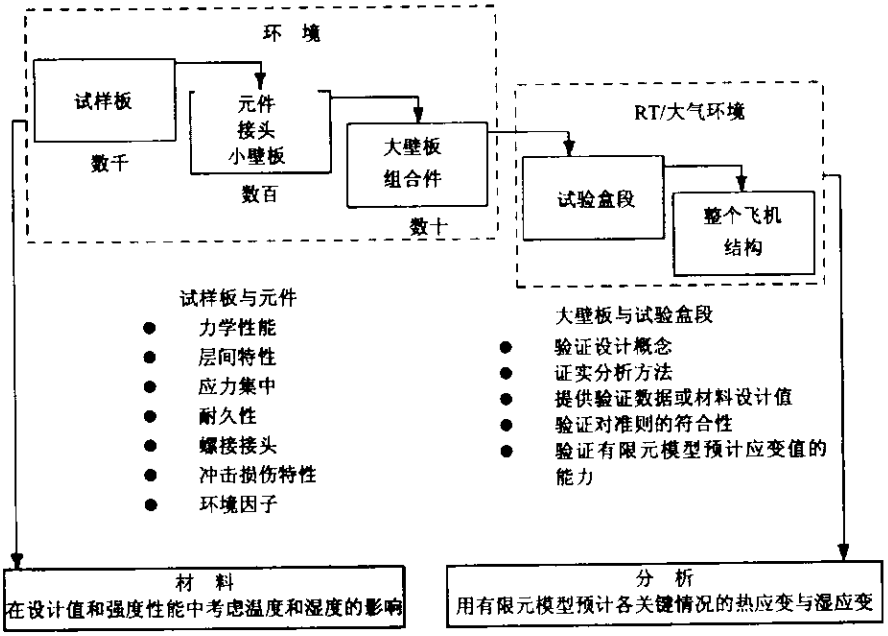


图4.4.3.8.1 商业飞机主结构的积木式方法

在编制777取证计划中，很重要的是采用了相似结构的经验。在7J7水平安定面和777的预生产水平安定面计划中，确认了用于777尾翼结构的分析方法、设计许用值、制造和装配工艺，在表征复合材料飞机结构的行为方面，积累了重要的额外知识与经验。由于737复合材料安定面的机群经验，和对控制面、固定的次结构、整流罩和舱门等其他众多的生产应用，这个经验数据库已经得到扩充。

4.4.3.8.2 试样板和元件

用包括设计空间中一系列铺层情况的试样板和元件级试验，得到包含每个失效模式和环境条件在内的层压板级许用设计应变值。按照MIL-HDBK-17第一卷第8章的统计分析方法，对这些值进行了材料变异性的修正。采用考虑了环境影响的典型组合件试验，对详细

设计值进行了验证。

对面内层压板级许用值，进行了无缺口、开孔和充填孔构型的试样板级试验。用回归分析和室温试验数据，导出了统计的许用值曲线。用较少的数据确定了考虑环境影响的系数。用附加的试样板级试验确定层间性能，并评定耐久性、制造异常、胶接修理和环境影响。用元件级的试验，如螺接接头、圆弧细节件和局部失稳的试件，对所试验的构型范围提供了专用的设计值。把这些值连同统计许用值，应用于结构能力的分析预计。

在支持新的777复合材料结构应用中，实施了一个广泛的试样板和元件级试验计划。进行这些试验以建立材料刚度性能、统计的许用值和强度设计值，以及确认分析方法。按照MIL-HDBK-17推荐的方法，对无缺口和带缺口的情况，建立了层压板级的统计许用值。在统计许用值中，包括多达16个不同批次的材料。这些批次中，包括来自两条碳纤维生产线和3个预浸料生产设施的预浸材料。在许用值数据库中，包括大约25种不同的层压板铺层，其0°纤维百分比从10%-70%，而±45°纤维的百分比从20%-80%。

试验中包括777尾翼中典型的层压板、接头和结构构型、温度由-54~71℃（-65~160°F）、吸湿的层压板，以及工艺规范中所允许的制造变化与缺陷的影响。在元件级，只进行了数量有限的冲击损伤试验。试验件构型的范围，从简单的矩形试样到螺接接头、角形零件、I-截面和剪切壁板元件试验。

4.4.3.8.3 组合件

进行了组合件试验以建立点设计值，并确认一些设计细节的分析方法，这些细节包括蒙皮面板、梁、肋、水平安定面的中心线连接接头、或垂直安定面的根部连接结构。这些设计值考虑了环境影响，带有目视勉强可见的冲击损伤和大损伤情况。考虑冲击损伤影响的设计值，主要是从组合件试验得出的，这是因为，关键的冲击损伤位置通常不在普通的部位，而在应力集中的地方（例如检查孔的边沿）或在骨架元件的上面（例如在加筋条中线上面的蒙皮处）。在确认分析方法和验证777尾翼达到所需静强度和损伤容限水平的过程中，组合件的试验结果构成了试验证据的重要部分。

在试验以前对很多组合件试验件进行了吸湿处理，在一个60℃（140°F）和85%相对湿度的环境箱内进行吸湿处理，把试验件留在箱内，直至至少达到平衡吸湿量的90%。

用组合件试验的结果，确认以下的关键设计值和分析方法：

- 加筋蒙皮壁板的极限压缩强度设计值曲线
- 加筋蒙皮壁板的极限剪切-压缩强度相关曲线
- 加筋蒙皮壁板的压缩及拉伸损伤容限分析
- 加筋蒙皮壁板螺接和胶接修理设计的强度
- 蒙皮壁板与后缘肋接头的螺接接头分析与设计值
- 水平安定面中心线接头的静力压缩与拉伸强度，以及拉伸疲劳性能
- 梁应变分布、腹板和弦稳定性、以及开口处峰值应变的分析方法
- 肋剪切带和弦强度与刚度的分析方法
- 肋剪切带开口处的峰值应变设计值

采用了数种试验类型，来验证在使用的重复载荷下小损伤无扩展。这些试验补充了全尺寸部件疲劳试验的结果，包括：

- 轴向受载的平板

- 剪切受载的带开口平板
- 有胶接修理的加筋板
- 有腹板开口的剪切梁
- 中心线接头加筋板

表4.4.3.8.3 777尾翼组合件试验汇总

试验类型	试验数量
螺接接头（主要接头）	110
肋细节件	90
梁弦局部失稳	50
蒙皮/桁条压缩壁板	26
蒙皮/桁条拉伸壁板	4
蒙皮/桁条剪切/压缩	6
蒙皮/桁条修理壁板	6
蒙皮接头壁板	2
桁条结束段	4
剪切梁	6
总计	305

4.4.3.8.4 部件

FAR和JAR 25.571以及咨询通报中描述了两类主要的损伤容限要求：损伤扩展特性和剩余强度能力。如同静强度情况那样，对损伤容限的验证是基于元件和组合件级试验支持下的分析。考虑到作用的应变、材料和设计概念，对777的尾翼选择了损伤容限的无扩展方法，与先前的复合材料结构采用的方法相似，这个方法基于对任何目视不可检损伤在使用载荷下将不扩展的验证。带有不可检损伤的结构必须能承受飞机使用寿命期间间的极限载荷。

CFRP结构的这种无扩展行为，已在很多组合件试验中和7J7水平安定面及777的预生产水平安定面等两个全尺寸循环载荷试验中作过验证。在每种情况下，都在承受谱载荷的试验件上制造了目视可见的损伤。在试验过程中，检查损伤处的扩展情况。此外，这个全尺寸的试验还验证了损伤容限符合性所需的以下特征：

- 在相当于两倍设计使用寿命的期间或以后，工艺规范所允许的制造异常不会扩展。
- 在两倍主检查周期（考虑为两个“C”检，对777，每个“C”检为4 000飞行小时）之内，因为外来物冲击造成的目视可见损伤将不会扩展。
- 带有使用中可以预期的合理损伤时，结构能承受规定的剩余强度载荷。
- 遭受飞行中的离散源损伤后，结构能承受规定的静力载荷（“继续安全飞行载荷”）。

4.4.3.8.5 777 预生产型安定面试验

启动了777 CFRP预生产型安定面试验计划，以提供支持777尾翼结构构型的早期试验证据。这个试验件是具有部分翼展的翼盒，与生产型的部件几乎一样。出于成本考虑，去掉了最小尺寸的外侧盒段，代之以加载夹具。试验件中包括了规范允许的典型制造异常，以及达到并超过目视门槛值的低速冲击损伤。这个试验计划的目的是：

- 验证“无有害损伤扩展”的设计原理

- 证实结构的强度、耐久性和损伤容限能力
- 证实CFRP安定面设计和分析所使用的分析方法和材料性能
- 评定在飞行中尾翼结构可能经历的剪切、弯曲和扭转联合载荷作用的影响
- 证实进行应变分布预计的能力
- 证实机械修理
- 对这类结构的制造提供成本验证数据

这个预生产型安定面试验计划包括12个试验序列，如表4.4.3.8.5所示。

表 4.4.3.8.5　预生产试验盒段的载荷与损伤序列

试验序列	损伤类型和试验载荷
1	做出所有的小 (BVID) 损伤
2	设计限制载荷静应变测量
3	一倍寿命疲劳谱，50 000 次飞行，包括1.15 LEF（载荷放大系数）
4	设计限制载荷静应变测量
5	一倍寿命疲劳谱，50 000 次飞行，包括1.15 LEF（载荷放大系数）
6	设计限制载荷静应变测量
7	设计极限载荷静应变测量（选择情况）
8	两倍 'C' 检疲劳谱（8 000飞行），带目视可见的小损伤，包括1.15 LEF
9	"破损-安全" 试验; 100%设计限制载荷静应变测量，带目视可见的小损伤
10	"继续安全飞行"载荷试验; 70%设计限制载荷静应变测量，带目视可见的小损伤和元件损伤.
11	修理过的目视可见损伤与元件损伤。设计极限载荷静应变测量
12	破坏试验. 直到破坏的应变测量.

试验目的之一是要证实损伤“无扩展”的设计原理。为此，在试验盒段上制造了目视勉强可见的冲击损伤。按代表两倍设计使用寿命的载荷循环进行了疲劳试验。周期性的超声检查没有发现有害的损伤扩展。这个试验中包括了15%LEF（载荷放大系数），考虑典型复合材料平坦*S-N*曲线中可能的疲劳分散性。

限制载荷应变测量和初始的极限载荷试验结果，证明了FEA内力模型进行内力预计的能力。

为了验证剩余强度能力，再对试验盒段进行冲击，制造目视可见损伤（即在周期性维护检查中能够容易发现的损伤）。再次进行代表两倍检查间隔的疲劳试验，验证无扩展方法。用限制载荷试验，验证结构在带有这些损伤时仍然能承受所需的载荷（FAR 25.571b）。然后，进一步在试验盒段上制造大损伤，在前梁和后梁的弦上锯出口子，并锯掉一个完整的桁条/蒙皮段，证明其承受继续安全飞行载荷（对安定面结构，约为70%的限制载荷）的能力（FAR 25.571e）。再次对故意制造的损伤进行超声检查，并证明无有害的损伤扩展。剩余强度试验证实了分析预计的结果，并证实了根据组合件试验表征所得到的经验性结果。

完成损伤容限试验后，用螺接钛金属板，对切割的元件损伤和穿透性大冲击损伤进行修理。所选择的构型代表了777-200结构修理手册中所计划的机械修理。所有的修理都设计得将结构恢复到有能力承受设计极限载荷。进行修理时只模拟使用中的修理条件，从外部

接近。对修理过的试验件加载到设计极限载荷（DUL）。

按对称的下弯载荷情况将试件加载到破坏，最终破坏载荷高于所需的载荷水平。采用分析方法和由5-桁条压缩壁板组合件试验导出的设计值，预计了蒙皮壁板的破坏值。

4.4.3.8.6 安定面根部接头试验

进行了两个大组合件的试验，评价777垂直安定面与机身的根部接头。试验目的是：

- 检验垂直安定面CFRP蒙皮壁板和钛接头传递设计极限拉伸和压缩载荷的能力
- 检验接头的耐久性，并确定疲劳敏感的细节部位
- 证实此结构设计中使用的分析方法

这两个试验件包括四跨CFRP蒙皮壁板和两个根部钛接头。第一个试验件进行一系列拉伸和压缩限制载荷与极限载荷情况下的静力试验，最终在拉伸载荷下作破坏试验。

疲劳试验的目的，是找出潜在的疲劳关键区，并研究裂纹扩展行为。第二个试验件作等幅循环载荷试验，接着做拉伸剩余强度试验。按4倍最大777-200垂直安定面疲劳载荷进行疲劳试验。疲劳试验后再做剩余强度试验，压缩至限制载荷，并拉伸到破坏。

4.4.3.8.7 777 水平安定面试验

用777水平安定面和升降舵试验证实其限制载荷能力，并检验应变和变形分析的计算精度。因为与机身的连接是静定的，试验与飞机分开进行。试验件是结构完整的生产件，略去了对结构性能或对安定面传载并不重要的非结构件和系统。试验中包括了三种关键的静载荷情况：向上、向下弯曲和非对称弯曲；加载的顺序与预生产型的翼盒相似。用限制载荷时的应变测量结果，检验了FEA模型的分析预计能力。

还进行了取证时并不要求的附加试验，包括疲劳、极限载荷和破坏试验。为满足计划目标，对水平安定面施加了120 000次飞行的疲劳谱载荷，没有任何载荷放大系数。主要试验目的是验证安定面金属部分的疲劳特性；复合材料结构则已在前面介绍的预生产型试验盒段进行了验证。极限载荷试验和破坏试验是取证计划的一部分，补充采集数据，并检验进一步发展的能力。施加了三种代表性载荷：向上、向下和非对称弯曲。用临界的向下弯曲载荷情况进行破坏试验；试验盒段带有目视可见的冲击损伤，一直试验到破坏。

4.4.3.8.8 777 垂直安定面试验

777垂直安定面（包括方向舵）试验是飞机全尺寸试验的一部分，目的也是证实其限制载荷能力，并检验对应变和变形的分析计算精度。在室内大气条件下试验了三种危险情况，包括最大弯曲（engine-out）、最大扭转（铰链运动）和最大剪切（侧向阵风）。

用另外一个生产型机体结构进行完全单独的试验，以检验777的疲劳行为。作为试验的一部分，对垂直安定面和方向舵施加了120 000次飞行（认为是3倍设计使用目标）疲劳谱载荷。因为主要试验目的是检验金属结构零件的疲劳性能，没有使用载荷放大系数。

4.4.3.8.9 今后的计划

今后计划采用的积木式方法将考虑由波音777所得的经验教训。除非材料和构型的重大改变而有必要，下个计划将不再使用预生产的试验盒段。在组合件级试验并包括载荷放大系数时，“无损伤扩展”的原理是满意的。因为最关心的是金属接头和连接等关键件，所以全尺寸试验将不采用载荷放大系数。今后的设想是，仍将用复合材料和金属的混合结构设计。也许需要、也许不需要把结构盒段试验到破坏，这取决于比过去试验变化的程度。

如果计划进一步的改型，可能要试验到破坏，以了解机体结构进一步发展的潜力。

4.4.4 公务飞机和私人飞机

4.4.4.1 高性能飞机

此节留待以后补充。

4.4.4.1.1 引言

此节留待以后补充。

4.4.4.1.1.1 背景

通用航空市场包括了价格低于20万美元的4座私人或教练机，到售价接近4 000万美元的洲际喷气飞机。起飞重量超过5 680kg（12 500 lb）或10个乘员以上的飞机，都必须按照FAR 25的条例进行取证，换句话说，要按照宽体飞机同样的条例进行。较小的通勤飞机仍可按照FAR 23，即起飞重量小于8 600kg（19 000 lb）并少于19个旅客的通勤类飞机进行取证。虽然预期大多数通用航空飞机每年不会有繁重的飞行，但有些服役的通勤飞机已经超过了50 000次飞行。通用航空（GA）市场的另一些小类飞机是教练机、通用交通和军用特殊任务飞机，其中包括监视和空中救护作业。这些飞机通常是按FAA的条例取证，以便向用户给出非发展型的飞机。军用教练机通常按每年1 000小时使用。

4.4.4.1.1.2 积木式方法的基本原理

金属飞机历来（尤其是上世纪70年代在FAR 25中引入损伤容限要求以来）就用元件和组合件的试验，来识别关键接头和细节件的疲劳和裂纹扩展特性。另外，在上世纪70年代首次将碳纤维增强环氧树脂（CFRE）零件引入商业飞机。这些零件往往是各向异性的、对缺口静力敏感（与铝合金的疲劳缺口敏感相反）、与工艺密切相关、并且是工装密集型的，这些特征增加了计划的风险。这样，要在研制周期后期才有全尺寸的试验件，到那个时候才能用试验揭露出材料或工艺的不适当或不可接受，所造成的计划风险是巨大的。

使用积木式方法的主要理由是降低风险。降低成本也是因素之一：用材料试验就能指定不同的材料；通过元件试验可识别出允许的内在制造缺陷；在元件试验中也能够证实维修大纲（MRB）和可接受的重新加工；最后，采用小试验支持的分析计划还能降低全尺寸静力与疲劳试验的规模。

4.4.4.1.2 典型的积木式计划

4.4.4.1.2.1 材料单层试验

进行这些试验是为了检验新材料和/或供应商的资格，建立来料检验标准，和提供确定单层许用值的原始数据。这些试验通常由使用材料的公司见证并同意，由材料供应商进行。

典型的矩阵——材料的单层试验

性 能	批 数（每批6个试验）		
	CTD	RTD	ETW
0°拉伸强度，模量和泊松比	1	3	3
0°压缩强度和模量	1	3	3
90°拉伸强度和模量	1	3	3
90°压缩强度和模量	1	3	3
面内剪切强度和模量	1	3	3

4.4.4.1.2.2 材料层压板试验

这些试验用来对比新材料与基准材料的性能，并对不易由单层性能算出的性能提供设计指南。通常也是在使用材料的公司见证并同意下，由材料供应商进行这些试验。

典型的矩阵——材料的层压板试验

性 能	批 数（每批6个试验）		
	CTD	RTD	ETW
挤压强度	1	1	1
冲击后压缩	1	1	1
开孔拉伸强度	1	1	1
开孔压缩强度	1	1	1
流体曝露			
燃油		1	
除冰夜		1	
液压油		1	
清洁剂		1	

4.4.4.1.2.3 元件试验——关键的层压板

这些试验中最简单的情况是要证实，以材料试验计划中得到的单层性能为输入，能用经典的层压板分析来预计关键层压板的强度与刚度。

还对不能用当前认可的分析方法加以预计的失效模式进行试验，以提供取证的数据。例如：带有目视可见冲击损伤时的强度，即FAA咨询通报中称为可检门槛值（TOD）的冲击损伤的强度；TOD冲击损伤的缺陷扩展；带可检损伤的强度；可检损伤的缺陷扩展速率；雷击阻抗以及阻燃性等。

上述试验的试件制造，要考虑制造过程固有的（但不会显著降低结构性能的）缺陷，这将有利于制造者。因此，可能要特意制造一些含孔隙率、空隙和小分层的层压板，据此可以验证车间检验能力和NDI标准。

可能还由于有些用户的经济/维护问题，需要对一些典型但未必关键的元件进行试验。其中可能包括舱门台阶和地板的损伤阻抗、跑道碎片可能引起的损伤、冰雹损伤、对行李的冲击阻抗、以及外表面踩踏或不踩踏的准则等。

典型的元件试验矩阵——关键层压板

性 能	试验数量		
	CTD	RTD	ETW
拉伸强度			
原始状态	3	3	3
冲击损伤	3	3	3
可检损伤	3	3	3
压缩强度			
原始状态	3	3	3
冲击损伤	3	3	3
可检损伤	3	3	3
剪切强度			
原始状态	3	3	3
冲击损伤	3	3	3
可检损伤	3	3	3
拉伸缺陷扩展			
从冲击损伤		3	
从可检损伤		3	
压缩缺陷扩展			
从冲击损伤		3	
从可检损伤		3	
剪切缺陷扩展			
从冲击损伤		3	
从可检损伤		3	

4.4.4.1.2.4 元件试验——关键接头与细节件

复合材料结构可能遍布接头和连接，必须证明这些接头和连接在使用环境条件下能够传递极限载荷，并在遭到损伤或部分破坏后具有所需的剩余强度。这些关键的细节件还可能受到制造工艺变异性的影响，例如螺栓扭矩、胶接压力、胶层的最大和最小厚度、车间的大气条件、固化周期的变化、装配已未对准等等。这些连接和细节部位多半还要经受使用中的载荷并出现损伤情况，其中可能包括：突风载荷、机动飞行和着陆形成的循环载荷、冲击损伤、直接雷击或别处雷击引起的内电流传输等。

除了接头和连接以外的其他关键细节件可能包括：环绕舱门、窗户和挡风玻璃的加强框、铺层的增添和削减、以及系统和装备的增强件或连接。

验证连接和关键细节件时，所施加的载荷将取决于受载结构的内力，通常用有限元分析得出。以下的典型矩阵例子中假定，螺接和胶接接头在全尺寸结构中受到拉伸和弯曲，同时，在该处的螺栓必须能单独传递某个需要的剩余强度载荷。

4.4.4.1.2.5 组合件试验

组合件试验是对部件（机翼、机身或尾翼）关键部分的试验。组合件本身是全尺寸的，并通常是三维的，但其仅仅是部件的一部分而不是整个部件。为了在研制计划的早期制造这试验件，常常要作小的简化。所采取的这类简化有：不带气动外形和斜削的机翼盒段；不带锥度的圆筒形机身段；当作平板制造和试验，并忽略外形曲率的窗框或检查孔壁板框。

当引入新材料、新制造方法或新结构构型时，需要进行组合件试验；其例子包括：RTM树脂与工艺、共固化零件、纤维缠绕或纤维自动铺设、以及金属加强件或接头。

典型的试验矩阵——接头和关键细节件

性 能	试验数量		
	CTD	RTD	ETW
拉伸强度			
原始状态	3	3	3
最大胶层	3	3	3
胶接空隙	3	3	3
雷击损伤		1	
弯曲强度			
原始状态	3	3	3
最大胶层	3	3	3
胶接空隙	3	3	3
雷击损伤		1	
螺栓单独的强度			
原始状态	3	3	3
最大间隙	3	3	3
最小 e/d	3	3	3
未对准	3	3	3
拉伸缺陷扩展			
最大胶层		3	
胶接空隙		3	
弯曲缺陷扩展			
最大胶层		3	
胶接空隙		3	

典型的组合件试验

组合件	试验类型	载 荷	环 境
机翼或安定面翼盒	静力	弯曲/扭转	RTD 和 ETW
	耐久性及损伤容限	2倍寿命	RTD
	剩余强度	弯曲/扭转	RTD
机翼或安定面翼盒	静力	弯曲/扭转	RTD
压力隔框装置	静力	工作压力和极限压力	RTD
	耐久性及损伤容限	2倍寿命	RTD
	剩余强度	工作压力和极限压力	RTD

4.4.4.1.2.6 全尺寸试验——静力

积木式方法的好处之一是，可根据低层次试验的试验结果减少全尺寸试验的范围，并通过与试验结果的比较来验证分析的方法。基于这个方法原理，将只取少量的全尺寸试验载荷情况，并且，只在大气温度/湿度下进行试验。可通过分析或将应变数据与元件试验结果直接比较的办法，剔除其他的温度/湿度情况。相似地，可以通过分析的办法，剔除其他载荷情况。

用户和认证机构方面可能对进行到破坏的全尺寸试验感兴趣，这将在试验件已作完所有其他使命后再进行，同时，这试验将对关键结构、失效模式、和安全裕度加以确认。

4.4.4.1.2.7　全尺寸试验——耐久性和损伤容限试验

航空工业界的通常做法是用复合材料结构的全尺寸试验，来验证制造状态下和引入损伤后的结构对使用重复载荷的容限。通常基于缺陷扩展的变异性采用1.15的载荷放大系数，以两倍试验寿命来代表按B-基准关系的一倍使用寿命。

4.4.4.2　轻型飞机和微型机

此节留待以后补充。

4.4.5　旋翼飞机

和前面的应用例子一样，把旋翼飞机的积木式方法（BBA）划分为设计许用值、设计研制和全尺寸验证试验；所不同的是，本节中关于军用和民用飞机验证方法的讨论是可互换的。之所以这样联合处理，是因为军用和民用旋翼飞机（多用途的，而非攻击直升机）的尺寸、成本、任务包线等在事实上等都是相似的，这不同于固定翼飞机情况。

用户或认证机构的验证要求只适于保证结构完整性，而未考虑经济/计划的风险。虽然如此，因为减低计划的风险是这种积木式试验/分析过程的主要目的，所以也讨论了这些类型的试验。最后，在本节结束时还列出了有关的一般参考文献（文献4.4.5(a)-(i)）。

迄今为止，旋翼飞机和固定翼飞机在设计与验证上的最大差别是，旋翼飞机存在复杂的动力部件系统；与固定翼飞机的机体结构相比，它们与燃气涡轮发动机系统（桨叶、转轴、齿轮箱、高周疲劳载荷等）有更多共同之处。因为某些旋翼系统部件（如桨叶和桨毂）首选的设计品质是柔性及大的惯性，所以通常的旋翼系统复合材料包括玻璃纤维/环氧树脂和碳纤维/环氧树脂。碳纤维/环氧树脂的刚度大而重量低，则适合于其他的构件，例如根套、桨柄夹和某些大的桨叶梁；碳-玻璃纤维的混杂结构也是较常见。需要指出的是，在旋翼系统（和很少的多载荷路径）中还有些次结构件或非结构件（例如，整流罩和检查孔口盖）。驱动系统（其中包括传动、齿轮箱和传动轴）是与主旋翼和尾部旋翼分别进行设计及分析的（通常由另外一组工程师进行）。和旋翼及机体结构不同，驱动系统几乎没有重要的复合材料应用，虽然已研究了连续纤维的齿轮箱和传动箱和短纤维挤压的骨架和轴承座圈，但仍主要局限于碳纤维/环氧树脂的轴。表4.4.5综述了结构的关键程度或非正式类别。

表4.4.5　旋翼飞机（复合材料）结构的关键程度

结构类型	部件类型		
	机体结构	旋翼系统	驱动系统
非冗余，主结构	全硬壳式结构尾梁，吊挂支架	单耳接头，桨叶，桨柄袖套，桨毂，桨柄夹	传动轴
多传力路径，主结构	隔框，纵梁，肋，梁，蒙皮	多耳接头，某些桨毂和桨柄夹	无
飞行关键的，次结构[1,2]	某些外舱门和整流罩	无	无
非飞行关键的，次结构(例如前表中的"非结构")[1]	所有其他舱门和整流罩等.	无	无

注：[1] FAR 29.613中没有区分主结构与次结构，只区分单路径和多路径。

[2] 当次结构破坏导致系统（而不是结构）破坏时就是飞行关键的，例如，一个舱门在飞行中脱离机体结构，严重地损伤了旋翼或操纵系统。

与动力系统不同，旋翼飞机机体结构与固定翼机体结构有很多共同之处，例如碳纤维/环氧树脂半硬壳结构，因而处理也一样。事实上，旋翼飞机公司有单独的机体结构、旋翼和驱动系统设计和应力分析组，它们由共同的空气动力、结构动力、外载和内力、以及疲劳组提供支持。因此，下面分成结构、旋翼和驱动系统等单独小节进行讨论。

对于机体结构、旋翼和驱动系统，其主、次结构及非结构类别的最大物理缺陷尺寸要求，类似于前面各节所列的DoD及运输类民用固定翼飞机的要求（见表4.4.2.1(a)和4.4.2.1(b)）。其主要的差别是由于缺陷尺寸应当“与制造和使用过程所用检查技术一致”（文献4.4.5(a)，7.a.(2)节）而造成的，通常民用旋翼飞机运营商所具有的有限NDI能力可能导致较大的允许缺陷尺寸要求（而这可能随着民用计划不同而变）。这样，尽管在本节中对这些要求本身讨论不多，而且即使对旋翼飞机允许的缺陷尺寸可能大些，但在制造方面（从试样到全尺寸试验件）其质量保证标准仍与表4.4.2.xx和4.4.3.xx所指出的大型/复杂固定翼飞机情况相同。

在每个小节中，分别讨论了有关静力、疲劳和损伤容限的验证要求。虽然在所有级别的机体结构验证中讨论了这些要求，但只在积木式过程的全尺寸部件试验级才处理旋翼和驱动系统的损伤容限要求，因为一般只在积木式过程的这个级别上才涉及到这个问题。

4.4.5.1 设计许用值试验

设计许用值试验通常是积木式过程最基础的一级，从这一级得到的数据被用作为强度、刚度以及环境/工艺影响折减系数分析的输入数据。用小的单向加载试样通常可获得大量的统计保证，但却很少或没有进行分析验证或结构证实。在这方面，旋翼飞机与先前考虑的三个积木例子中所讨论的大型/复杂固定翼飞机没有明显的区别。

4.4.5.1.1 机体结构

军用EMD/生产型及FAR Part 25固定翼飞机进行的复合材料机体结构的设计许用值试验，和军用和民用旋翼飞机的情况没有明显差别。在所有情况下，机体结构被划分为主结构、次结构和非结构（或者，按照FAR 29.613的说法，分为“单传力路径”或“多传力路径”，而不是“主结构”和“次结构”），它们各具有不同等级的机械强度统计保证和不同等级的可接受材料质量。可以在第一卷的表2.3.1.1，2.3.2.3及2.3.5.2.2中和本章的表4.4.2.1(a)和4.4.2.1(b)中，找到所建议的旋翼飞机机体结构设计许用值的数据指南。在这些指南中，应当包含所有适用的材料类型与形式，考虑应力集中（开孔）、统计（基准值）和环境的（温度、湿度和流体浸泡）影响，提供进行层压板（强度与刚度）和简单接头（例如，机械紧固件连接的挤压/旁路）点设计分析所需的所有数据。

通常通过采用保守的静力设计许用值，来满足对机体结构的疲劳寿命要求，这和固定翼飞机是一样的。然而，当认为某些部件（特别是尾梁和顶部梁/吊挂支架）是疲劳关键部件时，则通过下面各节的设计发展和全尺寸验证试验来满足耐久性要求。

对机体结构的损伤阻抗/容限要求，是通过确定开孔（OHT和OHC）层压板级的B-基准设计许用值和组合件级的冲击后压缩静强度试验（通常为压缩，即冲击后压缩（CAI））来满足的。关于损伤阻抗/容限要求和方法，其详细说明见第三卷第7章。进一步的损伤阻抗/容限确认在全尺寸试验件级别进行，这将在下面和在第三卷第7章进行讨论。

4.4.5.1.2 旋翼系统

旋翼系统的设计许用值试验没有机体结构那样广泛，因为通常要通过全尺寸疲劳试验来验证其部件，而不像机体结构那样用试验和分析相联合的办法验证。旋翼部件的应力分析被用于静力尺寸设计，并对减轻全尺寸部件疲劳试验以前的计划风险有关键的作用（例如，工程和管理方面有信心不会在全尺寸试验中出现意外）。这样，就必须有B-基准（按第一卷2.3.2.3节的指南确定）的单层强度（但不是机体结构用的大量带缺口强度许用值）。

在设计许用值试验阶段，采用诸如短梁强度（SBS）或无缺口拉伸等几何特征的试件，进行统计有效的试样疲劳试验，建立不同环境和应力条件的相应*S-N*曲线，作为以后部件级的平均*S-N*数据。有时，还用这试样级的数据进行初步疲劳耐久极限校核。然而，除非部件比材料的耐久极限低很多，还必须用部件级疲劳试验作更详细的寿命预计。和金属不同，用试样级的*S-N*曲线来预计时，其复合材料部件疲劳寿命低于耐久极限的情况并不普遍，因为试样试验中还没有发现分层和局部几何效应是复合材料结构疲劳破坏的主导原因。

不同于疲劳关键的金属结构，由于缺乏经过确认的基于损伤容限的复合材料疲劳寿命分析预计方法，所以排除了基于损伤容限方法、采用试样级断裂韧性或应变能释放率许用值（相当于金属的da/dN与ΔK试验）来预计寿命的办法。

除了第一卷的表2.3.2.3(b)外，对旋翼系统部件所推荐的设计许用值要求见表4.4.5.1.2。

表4.4.5.1.2 除第一卷表2.3.2.3(b)以外的旋翼系统附加设计许用值试验指南举例

试验类型	静力				疲劳			
	CTD	RTA	ETW	目的	CTD	RTA	ETW	目的
无缺口拉伸[1,2]	(2)	(2)	(2)		–	12	9	环境&统计的K
OHT[1]	6	6	–	点设计许用值	9	12	–	环境&统计的K
OHC	–	6	6	点设计许用值	–	–	–	
SBS[2,3]	(2)	(2)	(2)		–	12	9	环境&统计的K
芯子剪切	–	12	9	一般许用值	–	–	–	
芯子压塌	–	12	9	一般许用值	–	–	–	

注：对每个重大的材料形式、工艺和/或铺层变化，通常都要重复这些试验。

[1] 做$R=0.1$或$R=-1$的疲劳试验（取决于对应的部件）。

[2] 静力数据包括在表2.3.2.3(b)中。

[3] 对疲劳试验，$R=0.4$。

4.4.5.1.3 驱动系统

驱动系统的设计许用值试验，既不如机体结构也不如旋翼系统那样广泛，原因是(1)部件完全用全尺寸疲劳试验进行验证，而不是像机体结构那样采用试验和分析结合的办法；以及(2)至少对于传动轴，几何特征与载荷都比旋翼系统或机体结构部件简单。和旋翼系统相似，要求有B-基准单层强度和由试样导出的环境及应力比折减系数。

除了第一卷的表2.3.2.3(b)外，对驱动系统部件建议的设计许用值要求见表4.4.5.1.3。

表4.4.5.1.3 驱动系统附加设计许用值试验指南的例子，超过第一卷表2.3.2.3(b)的部分

试验类型	静 力				疲 劳			
	CTD	RTA	ETW	目的	CTD	RTA	ETW	目的
±45拉伸[1,2]	(2)	(2)	(2)		9	12	9	环境&统计的K
SBS[2,3]	(2)	(2)	(2)		–	12	9	环境&统计的K
螺栓挤压	–	12	9	一般许用值	–	12	9	环境&统计的K

注：[1] 对疲劳试验，$R=0.1$。

[2] 静力数据包括在表2.3.2.3(b)中。

[3] 对疲劳试验，$R=0.4$。

4.4.5.2 设计发展试验

设计发展试验分成以下3类：

- 元件——单载荷路径
- 组合件——多载荷路径，但为小规模的或为部分部件，以及
- 部件——多载荷路径/全尺寸部件（但不是结构验证目的）。

这些试验的目的不同，包括特殊的强度许用值（例如损伤容限）、设计比较研究、分析方法的发展和证实、以及减缓成本/进度风险等。在以下三小节中讨论了这些类别与目的中旋翼飞机所特有的细节。

4.4.5.2.1 机体结构

旋翼飞机的机体结构发展试验与固定翼飞机相似，主要包括关键接头和自由边（例如tabouts、检查孔等）的风险减缓与分析方法的确认。对旋翼飞机的机体结构，更多是做疲劳和静力试验以验证对疲劳寿命的预计，并在全尺寸的机体结构疲劳验证试验以前（或在现场）降低风险。与固定翼飞机不同的是，受载较轻的旋翼飞机机体结构，其壳体更多使用夹层板设计（即使主结构）；因为它们常常是弯曲刚度的关键件而不是强度关键件，面板可能薄到只取一层织物布，因此，也常常在元件和组合件级进行壁板的屈曲试验。

只限于针对前面提到的接头和/或检查开口的疲劳问题进行疲劳试验。常常在设计发展阶段进行损伤容限试验，通常采用带冲击损伤的结构元件（例如，3-桁条壁板、曲蜂窝夹层板等），采取生成特定元件级许用值的形式。表4.4.5.2.1给出了旋翼飞机机体结构可能的设计发展试验要求。

4.4.5.2.2 旋翼系统

旋翼系统的设计发展试验主要采取单载荷路径下的耳片元件静力和疲劳试验，以减轻风险，用一般的组合件试验来筛选多轴疲劳条件下的旋翼桨毂材料，并用针对设计的组合件试验来减轻设计风险。表4.4.5.2.2给出了旋翼系统可能的设计发展试验要求。

表 4.4.5.2.1 机体结构设计发展试验指南举例

试验类型	静力			疲劳[3]		
	RTA	ETW	目的	RTA	ETW	目的
加筋条拉脱	12	5	特定的许用值[1]	3	--	降低设计风险
CAI加筋板	12	5	特定的许用值[1]	--	--	
CAI夹层板	12	5	特定的许用值[1]	--	--	
螺栓连接接头	6	3	比较研究,分析确认	3	--	降低设计风险
剪切板w/开口	3	--	降低设计风险，分析确认	3	--	降低设计风险e
剪切加筋板	3	--	分析确认	--	--	
剪切夹层板	3	--	分析确认	--	--	
压缩加筋板	3	--	分析确认	--	--	
压缩夹层板	3	--	分析确认	--	--	
复杂的组合件	5	3	降低设计风险	3	--	降低设计风险.
尾梁部件	3[2]	--	比较研究	1	--	降低设计风险.

注：[1] 对于特定的许用值，试件数量变化很大，反映了针对具体情况在试验费用和统计处理严格性之间折衷的结果。

[2] 通常加载到DULxLEF而不是到破坏，随后将试验件用于疲劳和/或损伤容限试验。有时把冲击损伤包括在早期的静力试验件中。

[3] 除非在设计过程早期可能得到载荷情况的简单组合，通常是等幅的。

表 4.4.5.2.2 旋翼系统设计研制试验指南例子

试验类型	静力			疲劳[1]		
	RTA	ETW	目的	RTA	ETW	目的
[0/45]层压板，弯曲	12	5	特定的许用值	12	12	许用*S-N* 曲线
[0/45]层压板，扭转	12	5	特定的许用值	12	12	许用*S-N* 曲线
一般拉-弯，柔性桨元件	--	--		12	--	材料筛选，缺陷影响
主桨/尾桨桨叶耳片元件	3	--	降低设计风险	6	--	降低设计风险
一般拉伸-扭转柔性元件	3	--	降低设计风险	6	--	降低设计风险
主桨/尾桨桨叶柄套组合件	3	--	降低设计风险 分析确认	6	--	降低设计风险
主桨/尾桨桨柄夹构件	3	--	降低设计风险., 分析确认	6	--	降低设计风险
主桨/尾桨主桨/尾桨弯曲或桨毂部件	3	--	降低设计风险., 分析确认	6	--	降低设计风险

注：[1] 除非在设计过程早期可能得到载荷情况的简单组合，通常是等幅的。

4.4.5.2.3 驱动系统

驱动系统的设计发展试验，主要采取针对设计的端部接头元件静力和疲劳试验，以降低风险。表4.4.5.2.3给出了驱动系统可能的设计发展试验要求。

表 4.4.5.2.3 驱动系统设计发展试验指南举例

试验类型	静 力			疲 劳		
	RTA	ETW	目的	RTA	ETW	目的
[0/45]层压板，扭转	12	5	特定的许用值	12	12	许用*S-N* 曲线
一般多钉连接元件	12	5	特定的许用值	12	12	许用*S-N* 曲线
设计特有的连接元件	12	5	特定的许用值	12	12	许用*S-N* 曲线
整体风轮 blisk旋转试验	--	--		3	--	降低设计风险
传动轴部件	3	--	比较研究	3	--	降低设计风险

注：[1] 除非在设计过程早期可能得到载荷情况的简单组合，通常是等幅的。

4.4.5.3 全尺寸验证试验

与设计发展试验不同，全尺寸验证试验是在采购或认证机构见证下，对完全符合要求（即按照生产型的标准制造和检查）的全尺寸部件或系统进行的试验，以便满足具体的采购/认证要求。

4.4.5.3.1 机体结构

除非与先前的生产型飞机极其相似，否则，总需要新设计的整个机体结构静力试验件。通常（出于复杂性和成本考虑）只在室温大气条件下，验证有限的载荷情况，直到设计极限载荷(DUL)，载荷中包括了从低级别试验得到的环境影响和强度分散系数。并不总是要求进行全尺寸的机体结构疲劳试验（与静力试验件不同）；但因为像座舱或尾梁这样的主要部件正开始由金属改为复合材料结构，则日益更加要求进行疲劳试验。表4.4.5.3.1给出了机体结构的全尺寸验证试验要求。

表4.4.5.3.1 机体结构全尺寸验证试验指南举例

试验类型	静 力			疲 劳		
	RTA	ETW	目的	RTA	ETW	目的
倾斜旋翼 机翼 STA	1[1]	--	取证/鉴定	--	--	
倾斜旋翼 机身 STA	1[1]	--	取证/鉴定	--	--	
倾斜旋翼 尾翼 STA/FTA	1[1]	--	取证/鉴定	1[2]	--	取证/鉴定
倾斜旋翼 机翼/机身 FTA	--	--		1[2]	--	取证/鉴定
尾梁部件	1[1]	--	取证/鉴定	1[3]	--	取证/鉴定

注：[1] 加载到DUL×LEF，在某些情况下引入损伤（取决于用户），然后试验到破坏。

[2] 谱疲劳加载到2倍寿命，引入损伤，谱疲劳加载1倍寿命，然后（有时）静力试验到破坏。更详细情况见第5章。

如果使用全尺寸机体结构疲劳试验，这就提供了对结构寿命的最终证实，否则，全尺寸的部件级试验就足够了。通过分析（用CAI和OH许用值）和引入损伤的全尺寸验证试验，来满足损伤容限要求。通常通过嵌入和/或冲击分层的方法在部件和机体结构系统静力试验件的几个关键位置引入损伤，并必须将带损伤的试验件加载到承受DUL载荷（包括环境系数和分散系数（详见第三卷第5章））。某些认证要求还包括，要证实其具有两倍检查间隔或两倍疲劳寿命的损伤容限，这样要在带损伤的情况下进行疲劳试验件的试验。如果不使

用埋置的损伤，则常常在无损伤的试验中经历两倍部件寿命后引入冲击，通过所得的考虑了适当分散系数后的谱载荷寿命，就确定了所需要的检查间隔。

4.4.5.3.2 旋翼系统

要对所有新设计的旋翼系统部件做全尺寸疲劳验证试验，或者单独进行，或者作为一个系统进行。通常对主旋翼桨叶的根部和尖部单独进行试验，对其他复合材料零件，例如桨毂/柔性梁、桨柄套和桨柄夹，则用完整的部件来进行。因为旋翼部件更易受环境条件的影响，可能常常要在潮湿环境（例如80%-85%RH条件下达到平衡）下进行试验，而不是用载荷系数来近似考虑环境影响。通常在多种等辐振动载荷水平下进行4-6个部件的试验，以得到部件级的*S-N*曲线。采用在多种载荷谱下的安全寿命/缺陷容限寿命预计方法，用Miner法则，建立等辐*S-N*曲线的数据与谱载荷情况数据之间的联系。表4.4.5.3.2给出了旋翼系统的全尺寸验证试验要求。

表 4.4.5.3.2 旋翼系统全尺寸验证试验指南举例

试验类型	静 力			疲 劳		
	RTA	ETW	目的	RTA	RTW	目的
主桨/尾桨桨叶接头和桨柄套部件	1	1	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限
主桨/尾桨桨柄夹部件	1	1	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限
T/R桨叶接头和桨柄套部件	1	1	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限
主桨/尾桨弯曲或桨毂部件	1	1	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限
T/R弯曲或轭部件	1	1	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限

注：[1] 等辐（无损伤）取证试验。

[2] 谱疲劳加载2倍寿命或检查间隔，带埋入的制造裂纹（仅此）；引入冲击损伤；然后谱疲劳加载1倍寿命或检查间隔。常常使用等辐与谱载荷的组合办法。

进行全尺寸等辐试验以确定制造状态结构是否适当，并识别出疲劳关键区域，以便将来在损伤容限验证的全尺寸疲劳试验件中预埋制造缺陷和引入冲击损伤。在典型的谱载荷下进行这些带缺陷/损伤的全尺寸部件试验，以便确定疲劳寿命和/或设定检查间隔。通过风险和可检性分析来确定初始损伤/缺陷的尺寸。另外，将试验结果除以（考虑损伤/缺陷的风险、其可检性、和因损伤/缺陷所导致失效模式的关键程度所得到的）减缩系数，导出推荐的疲劳寿命和/或检查间隔。在第三卷第7章更详细地给出了旋翼系统的损伤容限要求。

4.4.5.3.3 驱动系统

对所有新设计的动力系统部件进行全尺寸的疲劳验证试验，或者单独进行，或者作为一个系统进行。通常对复合材料传动轴单独进行试验，而对齿轮箱则作为完整的机械系统进行试验。因为诸如传动轴等部件更容易受环境条件的影响，可能常常要在潮湿环境（例如80%-85%RH条件下达到平衡）下进行试验，而不是用载荷系数来近似考虑环境影响。通常在多种等辐振动载荷水平下进行4-6个部件试验，以得到部件级的*S-N*曲线。采用在多种

载荷谱下的安全寿命/缺陷容限寿命预计方法，用Miner法则，建立等辐*S-N*曲线数据与谱载荷情况数据之间的联系。表4.4.5.3.3给出了驱动系统的全尺寸验证试验要求。

进行全尺寸等辐试验以确定制造状态结构是否适当，并识别出疲劳关键区域，以便将来在损伤容限验证的全尺寸疲劳试验件中预埋制造缺陷和引入冲击损伤。在代表性的谱载荷下进行这些带裂纹/损伤的全尺寸部件试验，以便确定疲劳寿命和/或设定检查间隔。这些带含缺陷/损伤全尺寸部件的缺陷尺寸、损伤容限及试验要求，与上面4.4.5.3.2节旋翼系统的情况基本相同。

表4.4.5.3.3 驱动系统全尺寸验证试验指南举例

试验类型	静 力			疲 劳		
	RTA	ETW	目的	RTA	RTW	目的
转动轴部件	1	--	取证/鉴定	4~6[1] 2[2]	1[1] 1[2]	取证/鉴定 损伤容限
风机组件	--	--		4~6[1]	--	取证/鉴定

注：[1] 等辐（无损伤）取证试验。

[2] 谱疲劳加载2倍寿命或检查间隔，带埋入的制造裂纹（仅此）；引入冲击损伤；然后谱疲劳加载1倍寿命或检查间隔。常常使用等辐与谱载荷的组合办法。

4.4.6 宇宙飞船

此节留待以后补充。

4.5 特定工艺和材料形式的特殊考虑和变化

4.5.1 室温

此节留待以后补充。

参考文献

4.1 Whitehead, R.S., Kan, H.P., Cordero, R., and Saether, E.S., "Certification Testing Methodology for Composite Structures," NADC-87042-60, Vol 2, Section 2, 1987.

4.4.1.1 Grimes, G.C., Dusablon, E.G., Malone. R.L., and Buban, J.P., "Tape Composite Materials Allowables Application in Airframe Design/Analysis," Composites Engineering, Vol 3, Nos. 7-8, Pergamon Press Ltd, 1993, pp. 777-804.

4.4.3.8.1 Fawcett, A., Trostle, J. and Ward, S., "777 Empennage Certification Approach", presented at the 11th International Conference for Composite Materials, Australia, 1997.

4.4.5(a) FAA Advisory Circular 20-107A, "Composite Aircraft Structure," 25 April 1984.

4.4.5(b) Adams, D.O. "Composites Qualification Criteria," Proc., American Helicopter Society 51st Annual Forum, Fort Worth, TX, 9 - 11 May, 1995.

4.4.5(c) Aeronautical Design Standard ADS-35, "Composite Materials for Helicopters," United States Army Aviation Systems Command, St. Louis, MO, Directorate for Engineering, February, 1990.

4.4.5(d) AIA Materials and Structures Committee Proposed Standard, "Standardization of Composite Damage Criteria for Military Rotary Wing Aircraft," Aerospace Industries Association, Washington, DC, 20 December, 1994.

4.4.5(e) JSGS-87221A(draft), "Air Force Guide Specification, General Specification for Aircraft Structures," 8 June 1990.

4.4.5(f) Kan, H.P., Cordero, R., and Whitehead, R.S., "Advanced Certification Testing Methodology for Composite Structure," DOT/FAA/CT-93/94, Northrup Corp. for FAA Tech Center and NADC, April, 1997.

4.4.5(g) Whitehead, R. S., Kan, H.P., Cordero, R., Saether, E.S., "Certification Testing Methodology for Composite Structure," NADC-87042-60, Northrup Corp. for NADC, Warminster, PA, 1986.

4.4.5(h) Sanger, K. B. "Certification Testing Methodology for Composite Structures," NADC-86132-60, McDonnell Douglas Corp. for NADC, Warminster, PA, 1986.

4.4.5(i) Shah, C., Kan, H.P., Mahler, M., "Certification Methodology for Stiffener Terminations," DOT/FAA/AR-95/10, Northrup Grumman Corp. for FAA Tech Center and NASA LaRC, April, 1996.

第5章　设计与分析

5.1　引言

复合材料可以设计，令其产生所要求的性能，这促进了它日益广泛的应用和发展。材料设计对于结构设计，特别是对于初步设计阶段的结构设计将产生很大影响。在初步设计阶段要选用的众多材料中，有一些材料没有现存的试验性能数据。因此，要根据分析预测的性能对材料作初步选择，其分析方法是由细观力学研究得出的。细观力学是研究复合材料的组分性能与复合材料有效性能间的关系，并用均质各向异性材料的有效性能来表征实际上是非均匀的复合材料的性能。

本章概括介绍复合材料设计中的分析技术，从对单层中纤维和基体的细观力学分析入手，通过层压板的简单几何构造对层压板进行分析。

为了突出前述内容中最重要的概念，在每节末尾给出了该节的摘要，供阅读时加强对该节基本概念的理解。

本章的分析主要针对对称层压板，从单层基本性能的细观力学描述开始得到任意坐标系中的经典层压板分析理论。定义和比较各种破坏理论，讨论层压板结构对较复杂载荷的响应，着重考虑如何根据各单层性能预估层压板的性能。还考虑了各种载荷情况下结构的各种响应，如：屈曲、蠕变、松弛、疲劳、耐久性和振动等。

5.2　单层的基本性能和细观力学

对于给定的层压板，确定其在指定载荷下强度的最好办法大概是做试验。但是，在初步设计阶段，当需要对众多选用的层压板，受各种不同载荷状态下的强度进行考虑时，采用估算层压板强度的分析方法就变得合乎需要了。由于层压板各单层中纤维和基体周围的应力分布十分复杂，用精确的分析方法是不可能的，然而却有可以用于指导初步设计的合适方法。

按使用应力的级别，可将强度分析方法划分成不同的类，实用中感兴趣的有如下几类：

- 层压板级——取层压板坐标系中各应力分量的平均值。
- 铺层或单层级——取各单层中应力分量的平均值
- 组分级——取各单层中每个组分（纤维或基体）的应力分量的平均值。
- 细观级——取各组分中每一点的局部应力。

细观级应力可应用于每种组分相应的失效准则中，以确定开始产生局部失效时的外载。然而，由于对所假设的规则的局部几何形状的偏离，以及其局部强度统计值的可变性等不确定性，使得这类方法不太切合实际。

在另一个极端情况中，层压板级应力可用于将单一应力分量下试验测得的强度进行转换，预估层压板在复合应力状态下的强度。但是，这种做法对于没有试验数据的层压板是不现实的。

通常用单层级的应力来处理层压板的强度。用给定铺层的平均应力算出首先失效层，然后一直算至导致层压板破坏的后续各层。可采用5.3和5.4节中介绍的叠层模型对层压板进行这种分析。

组分级应力或“相”平均应力，可消除细观级应力中的某些复杂性，提供了一种处理单向层压板或单层强度的有效办法。在5.2节中介绍了组分级应力的细观力学分析方法。细观力学是研究复合材料各组分的性能和复合材料的有效性能间的关系，在5.2-5.4节中从组分的基本性能开始，对单层进行细观力学分析，从而对层压板进行逐层分析。

5.2.1 假设

对单层性能作了如下假设。

5.2.1.1 材料的均质性假设

按定义，复合材料是由不同组分组成的多相材料。其力学分析是根据材料为均质的假设进行的。这种明显的差异可由按细观的和宏观的度量方式加以解决。细观上讲，复合材料的确属多相材料，然而，按宏观上度量，它却显示出均质性，当进行试验测试时，呈均质响应。故在对复合材料作分析时，可以采用根据平均应力和平均应变表示的有效性能。

5..2.1.2 材料的正交各向异性假设

正交各向异性是把材料的力学性能表示为方向函数之变量。单层板因其0°和90°方向上的性能差别最大而呈正交各向异性。如果一种材料是正交各向异性的，它就存在（性能）对称面，其力学性能可由四个独立的弹性常数表征。

5.2.1.3 材料的线性假设

有些复合材料呈非线性，其非线性的程度取决于其性能、测试试件的类型及试验环境。为了简化分析，通常把复合材料的应力-应变曲线假设成线性的。

5.2.1.4 残余应力

复合材料的细观多相性的后果之一是其纤维和基体热膨胀时不相匹配，在单层中引起固化后的残余应力。通常假设这种残余应力对复合材料的刚度及其应变的均匀性没有影响。

5.2.2 纤维（增强）复合材料：物理性能

单向纤维复合材料（UDC）由预浸在基体中的连续成行排列的纤维组成。其物理性能是纤维和基体的物理性能、体积含量的函数，大概还与纤维分布的统计参数有关。一般来说，纤维横剖面为圆形，直径大小没变化。显然单向纤维复合材料是各向异性的，因沿纤维方向的性能与沿纤维横向的性能差别很大。

计算应力和应变时要用到的性能有：

- 弹性性能
- 粘弹性性能——静力的和动力的粘弹性性能
- 热膨胀系数
- 湿膨（泡）胀系数
- 热传导性
- 湿扩散率

可以采用好几种分析方法，由其纤维和基体的性能及其体积含量确定单向纤维复合材料的各种（物理）性能。这些方法可以在文献5.2.2(a)-(b)中查找。

5.2.2.1 弹性性能

材料的弹性性能是其刚度的度量，是确定其受载时的变形所必需的数据。单向复合材料刚度是由纤维提供的，基体的作用是阻止纤维产生侧向挠曲变形。为了工程应用的目的，必须确定的弹性性能是：沿纤维方向的弹性模量（杨氏模量）、纤维横向的弹性模量、沿纤维的剪切模量、纤维面内横向剪切模量以及泊松比。这些性能可由简单的分析表达式确定。

单向复合材料典型横剖面上的有效弹性应力-应变关系，可由平均应力和平均应变表示为

$$\begin{aligned}
\bar{\sigma}_{11} &= n^{*}\bar{\varepsilon}_{11} + l^{*}\bar{\varepsilon}_{22} + l^{*}\bar{\varepsilon}_{33} \\
\bar{\sigma}_{22} &= l^{*}\bar{\varepsilon}_{11} + (k^{*} + G_2^{*})\bar{\varepsilon}_{22} + (k^{*} - G_2^{*})\bar{\varepsilon}_{33} \qquad \text{5.2.2.1(a)} \\
\bar{\sigma}_{33} &= l^{*}\bar{\varepsilon}_{11} + (k^{*} - G_2^{*})\bar{\varepsilon}_{22} + (k^{*} + G_2^{*})\bar{\varepsilon}_{33}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\bar{\sigma}_{12} &= 2G_1^{*}\bar{\varepsilon}_{12} \\
\bar{\sigma}_{23} &= 2G_2^{*}\bar{\varepsilon}_{23} \qquad \text{5.2.2.1(b)} \\
\bar{\sigma}_{13} &= 2G_1^{*}\bar{\varepsilon}_{13}
\end{aligned}$$

可转换成

$$\begin{aligned}
\bar{\varepsilon}_{11} &= \frac{1}{E_1^{*}}\bar{\sigma}_{11} - \frac{\nu_{12}^{*}}{E_1^{*}}\bar{\sigma}_{22} - \frac{\nu_{12}^{*}}{E_1^{*}}\bar{\sigma}_{33} \\
\bar{\varepsilon}_{22} &= \frac{\nu_{12}^{*}}{E_1^{*}}\bar{\sigma}_{11} + \frac{1}{E_2^{*}}\bar{\sigma}_{22} - \frac{\nu_{23}^{*}}{E_2^{*}}\bar{\sigma}_{33} \qquad \text{5.2.2.1(c)} \\
\bar{\varepsilon}_{33} &= \frac{\nu_{12}^{*}}{E_1^{*}}\bar{\sigma}_{11} - \frac{\nu_{23}^{*}}{E_2^{*}}\bar{\sigma}_{22} + \frac{1}{E_2^{*}}\bar{\sigma}_{33}
\end{aligned}$$

其中星号(*)表示有效值。图5.2.2.1说明与这些性能相关的载荷情况。

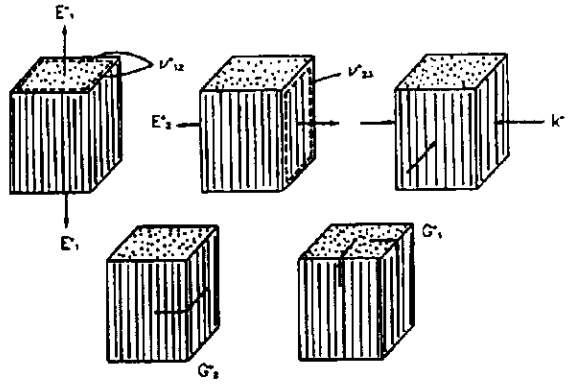


图5.2.2.1 确定有效弹性性能的基本载荷

有效模量k^{*}可以由试件处于$\bar{\sigma}_{22} = \bar{\sigma}_{33}$，其他所有应变为零的平均应力状态下求得。在这种情况下，由方程5.2.2.1(a)

$$(\bar{\sigma}_{22} + \bar{\sigma}_{33}) = 2k^{*}(\bar{\varepsilon}_{22} + \bar{\varepsilon}_{33}) \qquad \text{5.2.2.1(d)}$$

与上面所列其他性能不同，k^{*}没有工程意义，但在分析中是相当重要的。

式5.2.2.1(a)-(c)中只有五个性能是独立的。性能间最重要的关系为

$$n^* = E_1^* + 4k^* v_{12}^{*2} \qquad 5.2.2.1(e)$$

$$l^* = 2k^* v_{12}^* \qquad 5.2.2.1(f)$$

$$\frac{4}{E_2^*} = \frac{1}{G_2^*} + 4\frac{v_{12}^{*2}}{E_1^*} \qquad 5.2.2.1(g)$$

$$\frac{2}{1-v_{23}^*} = 1 + \frac{k^*}{\left(1+4k^*\dfrac{v_{23}^{*2}}{E_1^*}\right)G_2^*} \qquad 5.2.2.1(h)$$

$$G_2^* = \frac{E_2^*}{2(1+v_{23}^*)} \qquad 5.2.2.1(i)$$

计算有效弹性模量是弹性理论中一个十分困难的问题，仅仅只有少数简单的模型可以精确分析求解。一种模型是由相同的圆剖面纤维周期性排列组成的模型，即按正方形周期性排列或按六角形排列的模型（见文献5.2.2.1(a)-(c)）。可采用有限差分法或有限元素法对其进行分析。值得注意的是，正方形排列的分析模型对于大多数的单向纤维层压板是不合适的，因其横向不是各向同性的。

复合材料圆柱组合体模型（CCA）可用来精确分析确定有效弹性模量（见文献5.2.2.1(d)）。将复合材料当作圆柱组合体的集成，每一个复合材料圆柱具有一个圆形纤维芯和同中心轴的基体壳。圆柱体的尺寸可以改变，但基体壳的半径和纤维芯的半径之比要保持不变。所以，每一个圆柱体中纤维体积含量均相同。这种模型的一个长处是纤维布置可以是随机的，而纤维尺寸可以变化很大是一个不希望的特点。但是可以证明后者可不必担心。

由复合材料圆柱组合体的分析可得到k^*，E_1^*、v_{12}^*、n^*、l^*、G_1^*的封闭解，以及G_2^*、E_2^*和v_{23}^*的界限。现列出关于各向同性纤维的结果，对于横向各向同性纤维则需作必要的修改（见文献5.2.2(a)和5.2.2.1(a)）。

$$k^* = \frac{k_m(k_f+G_m)v_m + k_f(k_m+G_m)v_f}{(k_f+G_m)v_n + (k_m+G_m)v_f} = k_m + \frac{v_f}{\dfrac{1}{(k_f-k_m)} + \dfrac{v_m}{(k_m+G_m)}} \qquad 5.2.2.1(j)$$

$$E_1^* = E_m v_m + E_f v_f + \frac{4(v_f-v_m)^2 v_m v_f}{\dfrac{v_m}{k_f} + \dfrac{v_f}{k_m} + \dfrac{1}{G}} \approx E_m v_m + E_f v_f \qquad 5.2.2.1(k)$$

上述公式中最后的等式可以很好地近似表示所有的单向纤维复合材料。

$$v_{12}^* = v_m v_m + v_f v_f + \frac{(v_f-v_m)\left(\dfrac{1}{k_m}-\dfrac{1}{k_f}\right)v_m v_f}{\dfrac{v_m}{k_f} + \dfrac{v_f}{k_m} + \dfrac{1}{G_m}} \qquad 5.2.2.1(l)$$

$$G_1^* = G_m \frac{G_m v_m + G_f(1+v_f)}{G_m(1+v_f)+G_f v_m} = G_m + \frac{v_f}{\dfrac{1}{G_f - G_m} + \dfrac{v_m}{2G_m}} \qquad 5.2.2.1(m)$$

如在前面分析复合材料圆柱模型中所指出的，对于G_2^*的分析得不到具体的结果，而仅仅是一对上下限，一般来说它们十分接近（见文献5.2.2(a)、5.2.2.1(d)和(e)）。有一种可供选择的近似方法，被称之为广义自协调方案（Generaliged Self Consistent Scheme（GSCS））。按照这种方法，纤维中的应力和应变可以采用在等效的纤维复合材料中埋入的一个复合材料圆柱体作近似分析。复合材料圆柱体中纤维和基体的体积含量即是整个复合材料的体积含量。文献5.2.2(b)中已给出了这种分析，其结果是关于G_2^*的一个二次方程

$$A\left(\frac{G_2^*}{G_m}\right)^2 + 2B\left(\frac{G_2^*}{G_m}\right) + C = 0 \qquad 5.2.2.1(n)$$

式中

$$\begin{aligned} A &= 3v_f v_m^2(\gamma-1)(\gamma+\eta_f) \\ &\quad +[\gamma\eta_m + \eta_f\eta_m - (\gamma\eta_m - \eta_f)v_f^3][v_f\eta_m(\gamma-1) - (\gamma\eta_m+1)] \end{aligned} \qquad 5.2.2.1(o)$$

$$\begin{aligned} B &= -3v_f v_m^2(\gamma-1)(\gamma+\eta_f) \\ &\quad +\frac{1}{2}[\gamma\eta_m + (\gamma-1)v_f + 1][(\eta_m-1)(\gamma+\eta_f) - 2(\gamma\eta_m - \eta_m)v_f^3] \\ &\quad +\frac{v_f}{2}(\eta_m+1)(\gamma-1)[\gamma+\eta_f + (\gamma\eta_m - \eta_f)v_f^3] \end{aligned} \qquad 5.2.2.1(p)$$

$$\begin{aligned} C &= 3v_f v_m^2(\gamma-1)(\gamma+\eta_f) \\ &\quad +[\gamma\eta_m + (\gamma-1)v_f + 1][\gamma+\eta_f + (\gamma\eta_m - \eta_f)v_f^3] \end{aligned} \qquad 5.2.2.1(q)$$

$$\gamma = G_f / G_m \qquad 5.2.2.1(r)$$

$$\eta_m = 3 - 4v_m \qquad 5.2.2.1(s)$$

$$\eta_f = 3 - 4v_f \qquad 5.2.2.1(t)$$

用式5.2.2.1(g)和(h)可计算E_2^*，v_{12}^*。值得注意的是，当采用广义自协调方案近似计算其他有效弹性性能时，可以采用复合材料圆柱组合体的计算公式（见上述方程5.2.2.1(j)-(m)），并加以修正。

对于横向各向同性的纤维，必须作如下修正（见文献5.2.2(a)和5.2.2.1(e)）

对于k^*	k_f为纤维的横向容积模量
对于E_2^*，v_{12}^*	$E_f = E_{1f}$，$v_f = v_{1f}$，k_f同上
对于G_1^*	$G_f = G_{1f}$
对于G_2^*	$G_f = G_{2f}$　　$\eta_f = 1 + 2G_{2f}/k_f$

采用六角形排列模型对有效弹性性能的数值分析显示，其值非常接近采用复合材料圆柱模型（CCA）/广义自协调方案（GSCA）预示的结果，上面各式给出的这些结果一般都与试验数据十分一致。

这些给出的简单分析结果所预示的有效弹性性能具有足够的工程精度。由于如下两个原因，它们具有重要的实际意义。第一，可以容易地确定各种基体性能、纤维性能、体积含量和各种环境条件下的有效性能。第二，提供了迄今只能用试验确定的碳纤维复合材料

性能的近似方法。

为分析层压板，应考虑平面应力状态下的应力-应变关系。令x_3为垂直于单向纤维增强薄层平面的法向，其平面应力状态可定义为

$$\bar{\sigma}_{33}=\bar{\sigma}_{13}=\bar{\sigma}_{23}=0 \qquad 5.2.2.1(u)$$

由式5.2.2.1(b)和(c)可得：

$$\bar{\varepsilon}_{11}=\frac{1}{E_1^*}\bar{\sigma}_{11}-\frac{\nu_{12}^*}{E_2^*}\bar{\sigma}_{22}$$

$$\bar{\varepsilon}_{22}=\frac{\nu_{12}^*}{E_1^*}\bar{\sigma}_{11}+\frac{1}{E_2^*}\bar{\sigma}_{22} \qquad 5.2.2.1(v)$$

$$2\bar{\varepsilon}_{12}=\frac{\bar{\sigma}_{12}}{G_1^*}$$

式5.2.2.1(v)可转换为：

$$\bar{\sigma}_{11}=C_{11}^*\bar{\varepsilon}_{11}+C_{12}^*\bar{\varepsilon}_{22}$$

$$\bar{\sigma}_{22}=C_{12}^*\bar{\varepsilon}_{11}+C_{22}^*\bar{\varepsilon}_{22} \qquad 5.2.2.1(w)$$

$$\bar{\sigma}_{12}=2G_2^*\bar{\varepsilon}_{12}$$

式中

$$C_{11}^*=\frac{E_1^*}{1-\nu_{12}^{*2}E_2^*/E_1}$$

$$C_{12}^*=\frac{\nu_{12}^*E_2^*}{1-\nu_{12}^{*2}E_2^*/E_1} \qquad 5.2.2.1(x)$$

$$C_{22}^*=\frac{E_2^*}{1-\nu_{12}^{*2}E_2^*/E_1}$$

对于树脂基复合材料，纤维体积含量通常为60%，ν_{12}^*的平方十分接近零而可忽略，且比值E_2^*/E_1^*近似为0.1-0.2，因此，常常采用下面的近似公式

$$C_{11}^*\approx E_1^* \quad C_{12}^*\approx\nu_{12}^*E_2^* \quad C_{22}^*\approx E_2^* \qquad 5.2.2.1(y)$$

5.2.2.2 粘弹性性能

粘弹性与时间之间的关系呈线性是其最简单的表述。树脂的粘弹性特性主要出现在受剪时，对于各向同性的应力和应变情况，可忽略粘弹性，这意味着下面的弹性的应力-应变关系

$$\sigma_{11}+\sigma_{22}+\sigma_{33}=3K(\varepsilon_{11}+\varepsilon_{22}+\varepsilon_{33}) \qquad 5.2.2.2(a)$$

对于树脂仍是正确的，其中K为三维容积模量。当树脂试件承受不随时间改变的剪应变ε_{12}^0时，维持该剪应变所需要的应力为

$$\sigma_{12}(t)=2G(t)\varepsilon_{12}^0 \qquad 5.2.2.2(b)$$

式中$G(t)$可定义为剪切松弛模量。当试件承受不随时间改变的剪应力σ_{12}^0时，所引起的剪应变为

$$\varepsilon_{12}(t)=\frac{1}{2}g(t)\sigma_{12}^0 \qquad 5.2.2.2(c)$$

式中$g(t)$可定义为剪切蠕变柔度。

图5.2.2.2中给出了松弛模量$G(t)$和蠕变柔度$g(t)$随时间变化的典型情况。材料的这种性能随温度变化十分显著。松弛模量随温度升高而减小，而蠕变柔度随温度升高而增加，这意味着其刚度随温度升高而降低。G_0和g_0表示这种性能在“零时间”时的初值，即为该基体材料的弹性性能。如果所作用的剪应变是时间的任意函数（以零时间开始计算的），方程5.2.2.2(b)可用下式替换

$$\sigma_{12}(t)=2G(t)\varepsilon_{12}(0)+2\int_0^t G(t-t')\frac{\mathrm{d}\varepsilon_{12}}{\mathrm{d}t'}\mathrm{d}t' \qquad 5.2.2.2(\mathrm{d})$$

类似地，对于作用剪应力为时间函数的情况，方程5.2.2.2(c)用下式替换

$$\varepsilon_{12}(t)=\frac{1}{2}g(t)\sigma_{12}(0)+\frac{1}{2}\int_0^t g(t-t')\frac{\mathrm{d}\sigma_{12}}{\mathrm{d}t'}\mathrm{d}t' \qquad 5.2.2.2(\mathrm{e})$$

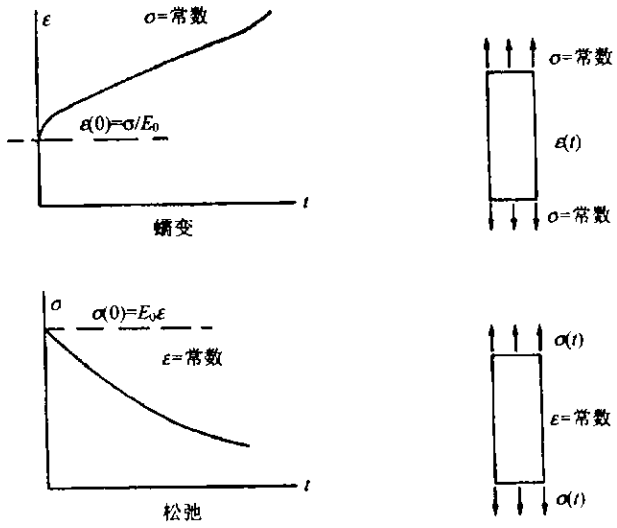


图5.2.2.2　典型的粘弹性性能

与粘弹性对应的杨氏模量可由一圆柱试件承受不随时间和空间改变的轴向应变ε_{11}^0求得，于是有

$$\sigma_{11}(t)=E(t)\varepsilon_{11}^0 \qquad 5.2.2.2(\mathrm{f})$$

式中$E(t)$为杨氏松弛模量。如果试件承受的是不随时间和空间改变的轴向应力σ_{11}^0，则有

$$\varepsilon_{11}(t)=e(t)\sigma_{11}^0 \qquad 5.2.2.2(\mathrm{g})$$

式中$e(t)$为杨氏蠕变柔度。显然$E(t)$与K和$G(t)$有关，$e(t)$与K和$g(t)$有关（见文献5.2.2.2(a)）。

基本的问题是依据基体的粘弹性性能和纤维的弹性性能计算单向纤维复合材料的有效粘弹性性能（假设纤维本身不呈现任何与时间相关的特性）。文献5.2.2.2(b)和(c)中已给出了其一般形式的通解。详细分析表明，单向纤维复合材料的粘弹性效应仅在轴向剪切、横向剪切和横向单轴应力下比较明显。

对于不随时间变化的平均应变$\bar{\varepsilon}_{22}$，$\bar{\varepsilon}_{23}$和$\bar{\varepsilon}_{12}$，其随时间改变的应力将为

$$\begin{aligned}\bar{\sigma}_{22}(t)&=E_2^*(t)\bar{\varepsilon}_{22}\\ \bar{\sigma}_{23}(t)&=2G_2^*(t)\bar{\varepsilon}_{23}\\ \bar{\sigma}_{12}(t)&=2G_1^*(t)\bar{\varepsilon}_{12}\end{aligned} \qquad 5.2.2.2(\mathrm{h})$$

对于不随时间变化的平均应变$\bar{\sigma}_{22}$，$\bar{\sigma}_{23}$和$\bar{\sigma}_{12}$，其随时间改变的应变将为

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}_{22}(t)&=e_2^*(t)\bar{\sigma}_{22}\\ \bar{\varepsilon}_{23}(t)&=\frac{1}{2}g_2^*(t)\bar{\sigma}_{23}\\ \bar{\varepsilon}_{12}(t)&=\frac{1}{2}g_1^*(t)\bar{\sigma}_{12}\end{aligned}\qquad 5.2.2.2(i)$$

式5.2.2.2(h)中的材料性能为有效松弛模量，而5.2.2.2(i)中的材料性能为有效蠕变函数，其他所有的有效性能都可以认为是弹性的。这意味着纤维增强复合材料在承受沿纤维方向的应力为$\bar{\sigma}_{11}(t)$的特殊情况下，有

$$\begin{aligned}\bar{\sigma}_{11}(t)&\approx E_1^*\bar{\varepsilon}_{11}(t)\\ \bar{\varepsilon}_{22}=\bar{\varepsilon}_{33}(t)&\approx\nu_{12}^*\bar{\varepsilon}_{11}(t)\end{aligned}\qquad 5.2.2.2(j)$$

式中E_1^*和ν_{12}^*为取基体初始（弹性）性能由式5.2.2.2(k)得到的弹性值。对于松弛模量k^*也可作类似考虑。

在式5.2.2.2(h)-(j)中粘弹性性能的最简单的情况是松弛模量G_1^*及其相关的蠕变柔度$g_1^*(t)$。对于纤维比基体刚硬得多的情况，已求得了一个十分简单的结果（见文献5.2.2(a)）。对于粘弹性的基体，其结果可简化为

$$\begin{aligned}G_1^*(t)&=G_m(t)\frac{1+\nu_f}{1-\nu_f}\\ g_1^*(t)&=g_m(t)\frac{1-\nu_f}{1+\nu_f}\end{aligned}\qquad 5.2.2.2(k)$$

对于树脂基的玻璃纤维复合材料，这个结果是可以接受的，对于树脂基硼纤维复合材料这个结果也很近似。然而，这个结果不能用于树指基碳纤维或石墨纤维复合材料，因为这类纤维的轴向剪切模量与基体的剪切模量相比不够大。在这种情况下，必须采用前述的相应原理进行计算（见文献5.2.2(a)和5.2.2.2(b)）。关于横向受剪的情况则更复杂，计算中需要进行复杂的拉普拉斯变换（见文献5.2.2.2(c)）。

树脂基体的所有粘弹性性能，如蠕变和松弛函数（模量）都很受温度的影响。如果温度已知，用该温度下的基体性能，通过本节的方法可求得在此温度不变情况下所有的结果。高温时，基体的粘弹性可能变成非线性的，在这种情况下，单向纤维复合材料也将呈非线性粘弹性。这里所给出的结果就不正确了。当然，确定非线性性能的分析要比线性问题困难得多了（见文献5.2.2.2(d)）。

5.2.2.3 热膨胀和湿膨（泡）胀

在5.2.2.1节中只讨论了与作用外载荷和变形有关的复合材料弹性性能，温度变化和吸湿也会引起变形，这是两种相似的现象。在自由体中，温度改变会产生热应变，吸湿时会产生湿膨胀应变。定量表征这种现象的相关物理参数是热膨胀系数和湿膨（泡）胀系数。

纤维的热膨胀系数比树脂基体小得多。玻璃纤维的热膨胀系数为5.0×10^{-6} m/m/°C（2.8×10^{-6} in/in/°F），而典型的环氧树脂为54×10^{-6} m/m/°C（30×10^{-6} in/in/°F）。碳纤维和石墨纤维热膨胀时呈各向异性，沿纤维方向的热膨胀系数极其小，其量级为$\pm0.9\times10^{-6}$m/m/°C。计算热膨胀应力时必须知道各层的热膨胀系数。本节将讨论由各种组分纤维和基体的膨胀系数及其弹性性能确定复合材料膨胀系数的方法。

层压板吸湿时，发生与加热时相同的现象，纤维的湿膨胀系数同样也比基体小得多。由于层压板中各层不能自由膨胀因而就产生了内应力。如果已知单向纤维复合材料的湿膨胀系数，就可以计算这种湿膨胀应力。

考虑一个处于均匀温度变化为ΔT之下的单向纤维复合材料自由圆柱体试件，忽略瞬态热效应的影响，其应力-应变关系可假设为（见式5.2.2.1(c)）

$$\begin{aligned}
\bar{\varepsilon}_{11} &= \frac{1}{E_1^*}\bar{\sigma}_{11} - \frac{\nu_{12}^*}{E_1^*}\bar{\sigma}_{22} - \frac{\nu_{12}^*}{E_1^*}\bar{\sigma}_{33} + \alpha_1^*\Delta T \\
\bar{\varepsilon}_{22} &= -\frac{\nu_{12}^*}{E_1^*}\bar{\sigma}_{11} + \frac{1}{E_2^*}\bar{\sigma}_{22} - \frac{\nu_{23}^*}{E_2^*}\bar{\sigma}_{33} + \alpha_2^*\Delta T \\
\bar{\varepsilon}_{33} &= -\frac{\nu_{12}^*}{E_1^*}\bar{\sigma}_{11} - \frac{\nu_{23}^*}{E_2^*}\bar{\sigma}_{22} + \frac{1}{E_2^*}\bar{\sigma}_{33} + \alpha_3^*\Delta T
\end{aligned} \qquad 5.2.2.3(a)$$

式中：α_1^*——有效轴向膨胀系数；

α_2^*——有效横向膨胀系数。

莱维（Lerin）已证明（见文献5.2.2.3(a)），两相复合材料的有效热膨胀系数和有效弹性性能之间，在数学上存在唯一的关系。当基体和纤维为各向同性时

$$\begin{aligned}
\alpha_1^* &= \alpha_m + \frac{\alpha_f - \alpha_m}{\frac{1}{K_f} - \frac{1}{K_m}}\left[\frac{3(1-2\nu_{12}^*)}{E_1^*} - \frac{1}{K_m}\right] \\
\alpha_2^* &= \alpha_m + \frac{\alpha_f - \alpha_m}{\frac{1}{K_f} - \frac{1}{K_m}}\left[\frac{3}{2k^*} - \frac{3(1-2\nu_{12}^*)}{E_1^*} - \frac{1}{K_m}\right]
\end{aligned} \qquad 5.2.2.3(b)$$

式中：α_m，α_f——基体、纤维的各向同性膨胀系数；

K_m，K_f——基体、纤维的三维容积模量；

E_1^*，ν_{12}^*，k^*——有效轴向杨氏模量、轴向泊松比和横向容积模量。

这些公式适用于玻璃/环氧和硼/环氧复合材料。文献5.2.2.3(b)和(c)中已作了推导。对于碳纤维和石墨纤维，必须考虑纤维呈横向各向同性的情况，这将使文献5.2.2.1(c)和(e)中所示的结果更复杂。

纤维和基体的热膨胀系数常常是温度的函数。如果取最终温度下的弹性性能和该温度下的割线膨胀系数，不难证明用式5.2.2.3(b)来表示与温度相关的性能仍是正确的。

为了由式5.2.2.3(b)或(c)计算热膨胀系数，必须已知有效弹性性能k^*，E_1^*和ν_{12}^*。这可以取式5.2.2.1(j)-(l)的计算值，当纤维呈横向各向同性时，需作适当修改。图5.2.2.3(a)和(b)中示出了石墨/环氧复合材料的有效热膨胀系数的典型曲线。

当树脂基复合材料置于湿环境中时，基体将开始吸湿，实用中的大多数纤维的吸湿量是可以忽略的。但是，唯独芳纶当其曝露在高湿度环境下时，其吸湿量很大。然而，芳纶/环氧复合材料的总吸湿量与其他的环氧复合材料相比也许并不十分大。

当复合材料一直曝露于湿环境中经过足够的时间后，湿度遍及基体均匀分布，并和材料边界上的湿度一样。按惯例，由下式定义规定的湿度：

$$c = C/\rho \qquad 5.2.2.3(c)$$

式中ρ为密度，由潮湿引起的膨胀应变是Δc和膨胀系数β_{ij}的函数

$$\varepsilon_{ij} = \beta_{ij}\Delta c \qquad 5.2.2.3(d)$$

如果有机械应力和应变时，则要叠加上这湿胀应变。这与各向同性材料的热弹性应力-应变关系完全相拟。有效湿膨胀系数β_{ij}^{*}，可由自由试样的基体经受规定的均匀单位湿度变化时，试样所产生的平均应变加以定义。关于其他吸湿方式的讨论，无论是瞬态的和稳态的吸湿情况，可参见文献5.2.2.3(d)和(e)。

最后，可以同时考虑湿膨胀和热膨胀，或者说湿热性能。最简单的做法是假设热膨胀应变和湿膨胀应变是可以叠加的。对于一自由试件，

$$\begin{aligned}\bar{\varepsilon}_{11} &= \alpha_1^{*}\Delta T + \beta_1^{*}\Delta c \\ \bar{\varepsilon}_{22} &= \bar{\varepsilon}_{33} = \alpha_2^{*}\Delta T + \beta_2^{*}\Delta c\end{aligned} \qquad 5.2.2.3(e)$$

在这种情况下，式5.2.2.3(a)和(b)中的基体弹性性能是最终温度和湿度的函数，为了计算式5.2.2.3(e)中的α_1^{*}，α_2^{*}，β_1^{*}和β_2^{*}，必须知道这种函数关系。

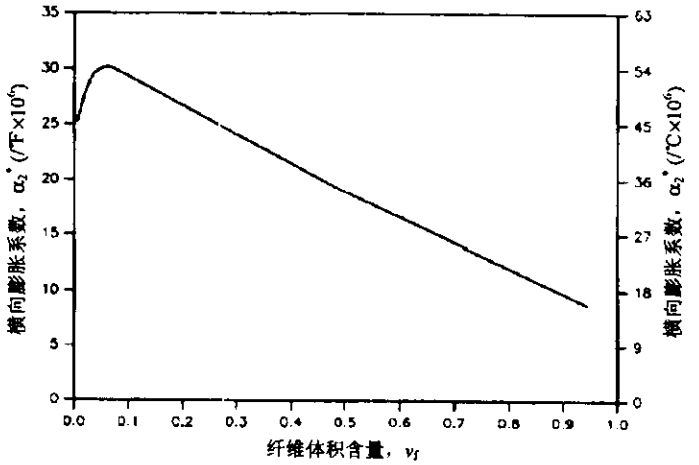


图5.2.2.3(a) 典型碳/环氧复合材料的纤维体积含量对横向膨胀系数的影响E_{1f}=340 GPa (50 Msi)

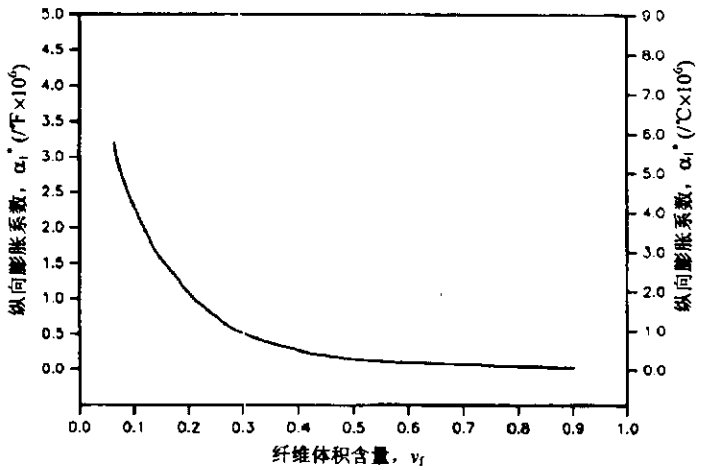


图5.2.2.3(b) 典型碳/环氧复合材料的纤维体积含量对纵向热膨胀系数的影响E_{1f}=340 GPa (50 Msi)

5.2.2.4 热传导和湿扩散

热传导的分析与湿扩散、电传导、绝缘以及磁性等的分析有许多相似之处。因为这类

传导问题都由类似的方程控制（描述），其分析结果可适用于这些方面的每一个问题。

令$T(x)$为一个均匀体中的稳态温度场，则温度梯度为：

$$H_i = \frac{\partial T}{\partial x_i} \qquad 5.2.2.4(a)$$

热流量矢量为：

$$D_i = \mu_{ij} H_j \qquad 5.2.2.4(b)$$

式中μ_{ij}为热传导（率）张量。由文献可知，对于各向同性基体和纤维，其轴向传导率μ_1^*为（见文献5.2.2(a)）

$$\mu_1^* = \mu_m v_m + \mu_f v_f \qquad 5.2.2.4(c)$$

对于横向各向同性纤维：

$$\mu_1^* = \mu_m v_m + \mu_{Lf} v_f \qquad 5.2.2.4(d)$$

式中μ_{LF}为纤维的纵向传导率。对于纤维任意分布和任何截面的纤维，可采用式 5.2.2.4(c)和(d)的结果。

横向传导问题与纵向受剪问题在数学描述上相拟（见文献5.2.2(a)）。纵向有效剪切模量G_1^*的所有分析结果都可以转换成横向有效传导率μ_2^*的结果。特别是对于复合材料圆柱组合体模型。

$$\begin{aligned}\mu_2^* &= \mu_m \left[\frac{\mu_m v_m + \mu_f (1+v_f)}{\mu_m (1+v_f) + \mu_f v_m} \right] \\ &= \mu_m + \frac{v_f}{\dfrac{1}{\mu_f - \mu_m} + \dfrac{v_m}{2\mu_m}}\end{aligned} \qquad 5.2.2.4(e)$$

这些结果适用于各向同性纤维。对于碳和石墨纤维，应该用纤维的横向传导率μ_{2f}代替μ_f（见文献5.2.2.1(e)）。当在弹性范围内时，有理由相信，式5.2.2.4(e)可准确地表示圆形纤维随机分布但不相互接触的所有情况。另外，纤维呈六角形排列的数值分析结果与用式5.2.2.4(e)的计算值也相符合。

把μ_m看作基体的湿扩散率时，就可得出湿扩散情况的结果。因为纤维的吸湿性可以忽略，则置μ_f等于零，于是有

$$\begin{aligned}\mu_1^* &= \mu_m v_m \\ \mu_2^* &= \mu_m \frac{v_m}{1+v_f}\end{aligned} \qquad 5.2.2.4(f)$$

这些方程描述了复合材料的湿传导性。

5.2.3 纤维（增强）复合材料：强度和破坏

关于复合材料的强度与其组分性能间关系的数学处理方面的研究，远不如5.2.2节所讨论的对其他物理性能关系的分析。复合材料的失效很可能起始于某一局部区，受该区域几何尺寸和组分局部性能的影响。这种对于高度可变性的局部特性的依赖关系，使得对复合材料失效机理的分析比对其物理性能的分析复杂得多。

由于复合材料失效过程复杂，采用由试验测得的单向纤维复合材料在单一主应力分量下的强度值，而不采用由其组分性能推导值的做法是符合实际需要的。这也是处理复合材

料疲劳破坏的一个实用办法。在复合材料的强度和失效分析中，确定哪些非均匀性是应该考虑的，考虑到什么程度，是不同观点间存在很大差别的原因。对于单向复合材料，已很好地研究了各个组分对失效的影响，得出了对可能的失效机理本质的理解，这个题目在下面各节中讨论。关于失效分析方法的一般问题，将在层压板的强度和失效中作进一步处理。

很明显，纤维复合材料的强度主要取决于载荷作用方向相对于纤维的取向，以及作用载荷是拉伸还是压缩。下面各节讨论在各种主要载荷情况下，复合材料组分性能和失效机理之间的关系。

5.2.3.1 轴向拉伸强度

先进纤维复合材料最吸引人的性能之一是它有很高的拉伸强度。单向纤维复合材料沿纤维方向受拉时，拉伸破坏的最简单的模型可以用复合材料在均布轴向应变下的弹性解进行分析。一般来说，破坏时纤维的应变比基体的低，因此，复合材料的破坏只在达到纤维的破坏应变时发生。于是，复合材料的拉伸强度 F_1^{tu} 为

$$F_1^{tu} = v_f F_f^{tu} + v_m \sigma_m^t \qquad 5.2.3.1$$

式中 F_f^{tu} ——纤维的拉伸强度；

σ_m^t ——应变等于纤维破坏应变时基体中的应力。

这种处理方法存在的一个问题是纤维强度是变化的。目前，大多数高强度纤维的强度都具有非均匀性的特点，各个纤维的强度十分分散。这主要有两个原因，首先，所有的纤维受力不会同时达到最大值；其次，在加载过程中最先断裂的纤维将干扰断裂附近的应力场，引起高的纤维-基体界面剪应力，剪应力通过界面传递载荷，又引起相邻未断裂纤维产生应力集中。

纤维局部断裂时的应力分布可能引起几种破坏形式。剪应力会使裂纹沿界面扩展，如果界面很弱，这种扩展可能延伸，在这种情况下，复合材料的强度与未粘接的纤维束的强度差不多。这种不希望发生的破坏模式可以通过增强纤维-基体界面，或者通过采用柔韧的基体使高剪应力重新分配来加以防止。当粘接强度足以阻止界面破坏时，局部应力集中会引起纤维断裂并向基体扩展，到达并穿过相邻的纤维。另一种情况是，相邻纤维中的应力集中可能引起与之相邻的一个或另个纤维在其间的基体失效之前断裂。如果基体裂纹或纤维断裂继续扩展，复合材料的强度就不会比最弱的纤维的强度高。可以将这种破坏模式定义为“最弱链失效”（Weakest Link failure）。如果基体和界面性能具有足够的强度和韧性，能够阻止或防止这些破坏现象发生的话，则继续增加的载荷将在材料的其他部位引起新的纤维破坏，产生分散的内部损伤累积。

可以推测，所有这些影响都将在材料破坏之前发生，即局部损伤将沿着纤维方向和垂直于纤维方向扩展，在复合材料内部不同点产生断裂并增长。随载荷增加将产生一个累积的弥散损伤区，直至这个区的损伤累积数足够多，相互影响产生了弱表面时，就引起复合材料拉伸破坏。

5.2.3.1.1 最弱链失效（Weakest Link failure）

最弱链失效模式假设灾难性破坏是由一个或少量孤立的纤维发生断裂引起的。发生这种形式破坏时的最低应力就是第一个纤维断裂时的应力，韦伯（Zweben）用对统计样本（例如，文献5.2.3.1(a)）中最弱的元素期望值的表达式来确定第一个纤维断裂时的期望应力（文

献5.2.3.1(b))。对于真实结构中的实际材料，这样计算得出的最弱链失效的应力非常小，故一般不希望发生这种模式的失效。

5.2.3.1.2 累积弱失效（Cumulative weakening failure）

若未发生最弱链失效，复合材料则可以继续承载，随应力增加，复合材料中的纤维将继续发生随机破坏（当纤维破坏时，在断裂区附近的应力将重新分配）。可将纤维处理为一个多环节的“链”，这是合乎断裂是由局部缺陷引起的假设的，分析中可认为“链”的强度的统计分布与沿纤维的缺陷的统计分布相当。文献5.2.3.1.1(a)和5.2.3.1.2中给出了有关这个模型的附加补充说明。这种累积弱分析模型没考虑相邻纤维承受的额外应力或相邻层的影响。

5.2.3.1.3 纤维断裂扩展失效（Fiber break Propagation failure）

已断纤维对相邻纤维应力变化的影响是很大的，与已断纤维相邻纤维中的载荷集中增加了下一个纤维断裂的可能性，结果又将引起另外纤维的破坏。韦伯（Zweben）研究了这种纤维断裂扩展失效模式（见文献5.2.3.1.1(b)），他建议把受额外应力的纤维初始断裂的发生作为纤维断裂扩展倾向的衡量，于是，可作为这种模式的失效准则。对于小体积材料，虽然这个初始多重失效准则可以给出与试验一致的结果，但是，对大体积的材料，这个准则预估的失效应力却非常低。有关这方面的补充工作可参见文献5.2.3.1.3(a)。

5.2.3.1.4 累积群组模式失效（Cumulative Group Mode Failure）

随着多重失效纤维组的增多，局部轴向剪切应力值增加，并产生轴向裂纹。累积群组模式失效模型（文献5.2.3.1.4）中计及了纤维强度变异性、与断裂纤维相邻的纤维中的载荷集中，以及能延缓裂纹扩展的基体剪切失效或界面脱粘等的影响。随着复合材料失效处开始的纤维断裂引起的应力水平增加，材料中就形成了分布的断裂纤维群组，可以把这种状态当成累积弱模型生成了。实际上，这种模型的复杂性限制了它的应用。

采用这些模型中的任一种都使定量预估拉伸强度受到了苛刻的限制，然而，这些模型都显示了纤维强度的变异性和基体应力-应变特性对于复合材料拉伸强度的重要性。

5.2.3.2 轴向压缩强度

对于单向复合材料，必须考虑在平行于纤维方向受轴压时的强度破坏和稳定性破坏。微屈曲（Microbuckling）是人们提出的一种分析轴压破坏的机理（见文献5.2.3.2(a)）。纤维的小波长的微失稳（micro-instability）形式与弹性基础梁的屈曲相似，可以证明，即使脆性材料如玻璃也会发生这种形式的失稳。可以对此种失稳形式单独进行分析（见文献5.2.3.2(b)和(c)），通常采用能量法计算这种模式的屈曲应力。其做法是，对受力达到屈曲载荷的复合材料进行考虑，把受压呈直线变形的应变能（伸长模型）与受相同载荷但呈假设的屈曲变形的应变能（剪切模型）作比较。把纤维和基体应变能的改变与纤维两端作用载荷间距离缩短相关的势能改变进行比较。由应变能改变等于外载在屈曲过程中所作的功可给出失稳条件。

对于伸长型，压缩强度 F_1^{cu} 为

$$F_1^{cu}=2v_f\sqrt{\frac{v_f E_m E_f}{3(1-v_f)}} \qquad 5.2.3.2(a)$$

对于剪切型，压缩强度为

$$F_1^{cu} = \frac{G_m}{1 - v_f} \qquad 5.2.3.2(b)$$

图5.2.3.2中给出了在环氧树脂中埋入E-玻璃纤维的复合材料压缩强度与纤维体积含量v_f的函数曲线。当纤维体积含量为0.6-0.7时，玻璃纤维增强塑料压缩强度的数量级为3 100-4 100 MPa（460-600 ksi）。对于真实的试样来说，这样大的值是测不到的，而且，这类复合材料要达到这样高的强度，要求相对缩短大于5%。将这一计算用于环氧材料时，这样的缩短将会引起基体材料的有效剪切刚度下降，因为超过了基体的比例极限。因此，对这种分析必须作修正，以考虑基体的非弹性变形。作为第一级近似，可以采用减缩模量代替式5.2.3.2(a)和(b)中的基体模量。更一般的结果可以由将基体处理为弹性-全塑性材料得到。对于这种基体材料，可假设失稳由轴向应变的割线值控制。对于剪切型，由这种假设可得到如下结果（文献5.2.3.2(d)）

$$F_1^{cu} = \sqrt{\frac{v_f E_f F^{cpl}}{3(1 - v_f)}} \qquad 5.2.3.2(c)$$

式中F^{cpl}为基体的屈服应力。

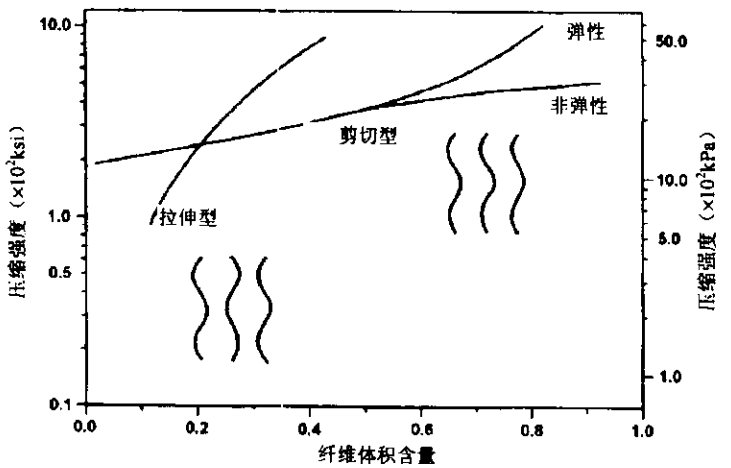


图5.2.3.2　玻璃纤维增强环氧基复合材料的压缩强度

对于一般占支配地位的剪切型，式5.2.3.2(b)的弹性解与纤维的模量无关，然而硼/环氧复合材料的压缩强度却比玻璃/环氧复合材料大得多。对于这种矛盾的一种解释是，采用较刚硬的硼纤维时基体的应变较小，因而由非弹性效应引起的强度降低就少。因此，由式5.2.3.2(c)的计算结果为，在基体相同时，硼纤维复合材料的强度与玻璃纤维复合材料的强度之比为$\sqrt{6}$或2.4。

上面所有的分析结果指出，压缩强度与纤维的直径大小无关。然而，不同直径纤维的复合材料可能有不同的压缩强度，因为大直径纤维，如硼纤维的直径为0.13 mm（0.005 in），比直径较小的纤维，如玻璃纤维（直径为0.01 mm（0.0004 in））校直容易些。对于小直径的纤维，如芳纶和碳纤维，局部不平直会引起基体剪应力，使纤维脱粘（胶），从而降低失稳应力水平（见文献5.2.3.2(e)和5.2.3.2(d)）。碳纤维和芳纶是各向异性的，其轴向剪切模量非常低，结果，剪切型的弹性屈曲应力减小为

$$F^{ccr}=\frac{G_m}{1-v_f(1-G_m/G_{lf})} \qquad 5.2.3.2(d)$$

式中G_{lf}为纤维的纵向剪切模量（见文献5.2.3.2(e)）。纤维剪切模量较高时，这个公式可简化为5.2.3.2(b)。

定向聚酯纤维，例如芳纶的另一种失效机理是呈现材料表面弯折带的形成，它与压应力方向成一特定角度。这种弯折带形式可归因于高度各向异性纤维的微纤化结构和低的纤维剪切强度。由于纤维碎断成为直径非常小的微纤，导致剪切刚度下降，从而降低了压缩强度。

压缩强度分析的结果表明，对于弹性情况，基体的杨氏模量是起主要作用的参数。然而，对于非弹性情况，纤维的模量和基体的强度两者对压缩强度都有限制。对于某些材料，其性能在给定纤维模量下受基体屈服强度的限制。对于其他材料，可通过提高基体模量，增加其压缩强度。

5.2.3.3 基体模式的强度

剩下仍值得关注的破坏模式是横向拉伸和压缩，以及轴向剪切。对于上述每一种载荷情况，材料破坏时纤维不断，因此可称之为“基体控制”或“基体破坏模式”。这种破坏模式的细观力学分析十分复杂，因为基体中的临界应力状态非常不均匀，而且依赖于局部几何尺寸。因此，最有效的办法似乎是考虑基体中的平均应力状态。

对于这种基体控制的破坏，有两种剪切应力是值得关注的：(1)平行于纤维的面内剪切；(2)垂直于纤维的面内剪切。在第一种情形中，纤维对复合材料的增强作用非常小，故其剪切强度由基体材料的剪切强度决定。在第二种情形中，纤维有一些增强作用，在纤维体积含量很高时，纤维的增强作用可能很大。重要的是应认识到纤维对平行于纤维的面内剪切不提供阻抗。

对剪切失效的分析方法是把单向纤维复合材料看成是由弹性的脆性纤维埋入完全弹性的塑性基体中组成的。对于这种复合材料，可采用塑性力学的界限分析定理，求得复合材料限制载荷的上界和下界（见文献5.2.3.3(c)），可把变形不随载荷增加时的屈服应力定义为限制载荷，脆性基体的破坏强度也可由这个限制载荷近似确定。

5.2.4 组合应力下的强度

复合材料在各主方向应力组合作用下的强度可以采用上述细观力学的失效模型分析。然而，在这方面只做了很少的分析。一般来说，估算组合载荷（应力）下的强度时，要用均匀各向异性材料的破坏界面上主方向的强度进行判断。可以采用对上述细观力学模型得到的失效机理的理解来定义可利用的破坏面的一般形式。这种处理办法在下面各节介绍。

采用单向复合材料在单一应力分量作用下的定量试验数据以及各种失效机理的知识，可以建立起组合应力下的实用失效准则。下面讨论平面应力失效准则，它也可作为更复杂的应力状态的参考。考虑一典型体元上的平均应力，基本假设是存在表征单向复合材料破坏的失效准则，其形式为

$$F(\sigma_{11},\sigma_{22},\sigma_{12})=1 \qquad 5.2.4(a)$$

建立失效准则的常用方法是假设应力或应变间呈二次方程的关系，因为二次方程是描述试验数据的一种最简单的形式。已提出的各种失效准则都要采用基于试验的数据，诸如

单一载荷分量下的极限应力，得到的系数（见文献5.2.4(a)-(d)）。例如，平面应力下，式5.2.4(a)最一般的二次方程的形式为

$$C_{11}\sigma_{11}^2+C_{22}\sigma_{22}^2+C_{66}\sigma_{12}^2+2C_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}+2C_{16}\sigma_{11}\sigma_{12}$$
$$+2C_{26}\sigma_{22}\sigma_{12}+C_1\sigma_{11}+C_2\sigma_{22}+C_6\sigma_{12}=1 \qquad 5.2.4(b)$$

材料在单轴向、纵向和横向的拉伸和压缩强度不同。显然，剪切强度不受剪应力符号的影响，在失效准则中各剪应力项必须为偶次幂，于是，这准则可简化为

$$C_{11}\sigma_{11}^2+C_{22}\sigma_{22}^2+C_{66}\sigma_{12}^2+2C_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}+C_1\sigma_{11}+C_2\sigma_{22}=1 \qquad 5.2.4(c)$$

由每个σ_{11}，σ_{22}和σ_{12}的单一应力分量状态下的极限应力可确定失效准则中的常数

$$C_{11}=\frac{1}{F_1^{tu}F_1^{cu}} \qquad C_{22}=\frac{1}{F_2^{tu}F_2^{cu}}$$
$$C_1=\frac{1}{F_1^{tu}}-\frac{1}{F_1^{cu}} \qquad C_2=\frac{1}{F_2^{tu}}-\frac{1}{F_2^{cu}} \qquad 5.2.4(d)$$
$$C_{66}=\frac{1}{(F_1^{su})^2}$$

但是，C_{12}不能由单一应力分量状态下的极限应力确定。为确定C_{12}必须做双轴应力的试验。通常，这个系数可由建立式5.2.4(c)与各向同性材料的Mises-Henky屈服准则间的关系而得到

$$C_{12}=-\frac{1}{2}(C_{11}C_{22})^{1/2} \qquad 5.2.4(e)$$

上述失效准则是蔡-胡（Tsai-Wu）准则的二维形式（见文献5.2.4(c)）。在使用这个准则中出现了问题，其中最严重的是，这种失效准则忽略了破坏模式可能存在的多样性。

识别单向复合材料的各种不同的破坏模式可以提供更真实、更简单的的失效准则（见文献5.2.4(e)）。聚酯基单向复合材料的试验发现，沿纤维方向的拉应力可引起失效表面参差不齐，不规则。而沿表面横向的拉应力，引起的失效表面是光滑和平直的（见图5.2.4(a)和(b)）。这是由于横向裂纹使纤维拉伸模式承载能力下降的缘故。而横向应力σ_{22}对这类裂纹没有影响，因此，可假设纤维平面拉伸模式仅仅与应力σ_{11}和σ_{22}有关。

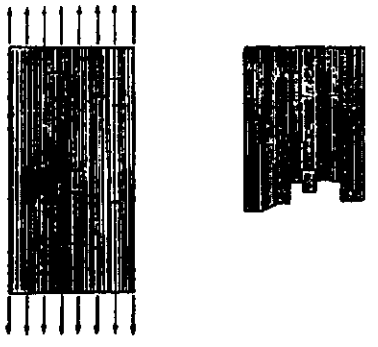


图5.2.4(a)　纤维拉伸破坏模式

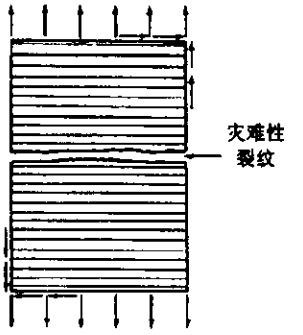


图5.2.4(b)　基体拉伸破坏模式

对于沿纤维横向受压应力的情况，失效发生在平行于纤维的一些平面上，但不一定是垂直于σ_{22}的方向。这种基体受压的模式是由破坏平面上的正应力和剪应力产生的，因此，应力σ_{11}对这种破坏也没有影响。

对所述的每一种失效模式都可以用二次多项式分别加以描述（见文献5.2.4(e)），这种方法提供了四个单独失效准则。注意，对这每一个准则中所包含的应力分量的选择以及所用的特定的数学公式是至今还没完全解决的问题。下面是针对不同失效模式的准则。

纤维模式：

拉伸

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{tu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(f)$$

压缩

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{cu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(g)$$

基体模式：

拉伸

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{tu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(h)$$

压缩

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2F_{23}^{su}}\right)^2+\left[\left(\frac{F_2^{cu}}{2F_{23}^{su}}\right)^2-1\right]\left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{cu}}\right)+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(i)$$

注意，式5.2.4(i)中的F_2^{cu}应取绝对值。要测出极限横向剪应力$\sigma_{23}=F_{23}^{cu}$是非常困难的，可用基体的极限剪应力作为这个量（横向极限剪应力）的合理近似值。对于任何给定的应力状态，可按σ_{11}和σ_{22}的符号，选用式5.2.4(f)和(g)以及式5.2.4(h)和(i)，把应力分量代入一对合适的公式，哪一个准则先满足，就用那个准则。

式5.2.4(f)-(i)的优点在于：

- 失效准则是按单一应力分量的极限应力表示的，不需要双轴向试验的结果。
- 破坏模式可由首先满足的准则识别。

后一优点对于分析纤维复合材料结构元件是十分重要的，因为它可以对起始损伤的本质进行识别。而且，结合有限元分析，它可以识别元件的破坏性质，对元件的刚度作相应地修改，借助于分析预估新的破坏。

5.2.5 小结

1. 工程中，复合材料强度分析大多是在宏观应力水平上进行的，复合材料的分析采用基于平均应力和平均应变的有效单层性能。
2. 通常采用铺层级应力对层压板进行强度分析。
3. 单层板的应力/应变受许多值得关注性能的影响，但主要由机械载荷和对环境的敏感性控制。
4. 可以用复合材料的基本性能（即E，G，v，α），以最简单的函数形式描述应力应变间的弹性特性。
5. 目前存在的实用失效准则是：(1)根据正交铺层层压板的试样数据确定单层的应力/应变许用值；(2)根据首先超过的应力/应变对应分量的许用值识别破坏模式。

5.3 层压板分析

5.3.1 单层的应力-应变关系

层压板由与其轴线成各种方向的单向纤维增强单层所组成。为了进行层压板的应力-应变分析，必须把5.2节中推导的单层的应力-应变关系转换到层压板的坐标系。单层弹性性能的新表示系统是：沿纤维方向为x_1，沿单层面内纤维的横向为x_2，垂直于单层平面方向为x_3

$$\begin{aligned} E_1 &= E_1^{\bullet} & \nu_{12} &= \nu_{12}^{\bullet} \\ E_2 &= E_3 = E_2^{\bullet} & \nu_{23} &= \nu_{23}^{\bullet} \\ G_{12} &= G^{\bullet} & G_{23} &= G_2^{\bullet} \end{aligned} \qquad 5.3.1(a)$$

此外，还将单层处理为有效均匀的横向各向同性材料。

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ 2\varepsilon_{23} \\ 2\varepsilon_{13} \\ 2\varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{-\nu_{12}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & \frac{-\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{-\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \qquad 5.3.1(b)$$

为了把分析变得实用，在层压板分析中，采用工程剪应变，而未采用张量剪应变表示，在式5.3.1(b)的应力-应变关系中已引入了这个因素。

单层的最重要的应力状态是平面应力-应变状态，这时

$$\sigma_{13} = \sigma_{23} = \sigma_{33} = 0 \qquad 5.3.1(c)$$

因为这些应力是由面内载荷和远离层压板边缘的弯曲所引起的，式5.3.1(c)的平面应力状态形式为

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{12}}{E_1} & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \qquad 5.3.1(d)$$

又可以写成为

$$\{\varepsilon_l\} = [S]\{\sigma_l\} \qquad 5.3.1(e)$$

这里[S]为柔度矩阵，它表示应力和应变分量在材料主方向上的关系，选材料主方向作为单层坐标系，用下标l表示。

式5.3.1(d)给出了三个面内应变分量与面内应力分量间的关系。对于平面应力状态，可

求得另外三个应变为

$$\varepsilon_{23}=\varepsilon_{13}=0$$

$$\varepsilon_{33}=-\sigma_{11}\frac{\nu_{13}}{E_1}-\sigma_{22}\frac{\nu_{23}}{E_2} \qquad 5.3.1(f)$$

于是确定了单层的全部应力和应变。

式5.3.1(d)的关系可逆变换为

$$\{\sigma_l\}=[S]^{-1}\{\varepsilon_l\} \qquad 5.3.1(g)$$

$$\{\sigma_l\}=[Q]\{\varepsilon_l\} \qquad 5.3.1(h)$$

矩阵[Q]可定义为柔度矩阵[S]的逆矩阵，即是该单层的减缩刚度矩阵。它的各项可表示为

$$[Q]=\begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \qquad 5.3.1(i)$$

$$Q_{11}=\frac{E_1}{1-\nu_{12}^2\frac{E_2}{E_1}} \qquad Q_{12}=\frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}^2\frac{E_2}{E_1}}$$

$$Q_{22}=\frac{E_2}{1-\nu_{12}^2\frac{E_2}{E_1}} \qquad Q_{66}=G_{12} \qquad .3.1(j)$$

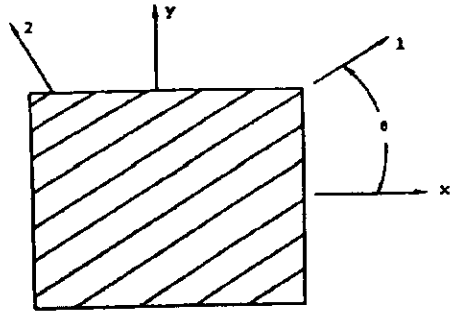
在[Q]矩阵的符号表示中，刚度分量的每对下标可按如下规则用单个下标代替：

11→1　　22→2　　33→3

23→4　　31→5　　12→6

减缩后的刚度和柔度矩阵（式5.3.1(i)和(d)）表示了材料主方向上的应力和应变关系。要确定不在这坐标方向的材料响应（应力-应变关系），需要用材料刚度的转换关系。

图5.3.1(a)中给出了两组坐标系。1-2坐标系对应于单层材料的主方向，而x-y坐标系是任选的，通过绕垂直图示平面的轴转一角度与1-2坐标相关。由任意的x-y坐标系转至1-2材料坐标系的转角定义为角θ。



1，2——材料主坐标系，
x，y——层压板或任意坐标系

图5.3.1(a)　坐标系统

应力从1-2坐标系转换到x-y坐标系遵守张量分量的转换规则

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix}=\begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2-n^2 \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} \qquad 5.3.1(k)$$

或

$$\{\sigma_x\}=[\theta]\{\sigma_l\} \qquad 5.3.1(l)$$

式中：$m=\cos\theta$，$n=\sin\theta$。在此关系式中，下标x采用的是层压板坐标的简写形式。

对于应变的张量分量也可用相同的转换矩阵$[\theta]$，但是，由于已采用工程剪应变表示剪应变，要求有不同的转换矩阵

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ 2\varepsilon_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}m^2 & n^2 & -mn\\ n^2 & m^2 & mn\\ 2mn & -2mn & m^2-n^2\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\varepsilon_{11}\\ \varepsilon_{22}\\ 2\varepsilon_{12}\end{Bmatrix} \qquad 5.3.1(m)$$

或

$$\{\varepsilon_x\}=[\psi]\{\varepsilon_1\} \qquad 5.3.1(n)$$

给定应力和应变向任意坐标系的转换后，应力和应变在层压板坐标系里的关系则可确定为

$$\{\sigma_x\}=[\overline{Q}]\{\varepsilon_x\} \qquad 5.3.1(o)$$

转换刚度矩阵$[\overline{Q}]$给出了层压板坐标系中应力和应变间的关系。

$$[\overline{Q}]=[\theta][Q][\psi]^{-1} \qquad 5.3.1(p)$$

$[\overline{Q}]$中各定义为

$$\begin{aligned}
\overline{Q}_{11}&=Q_{11}m^4+Q_{22}n^4+2m^2n^2(Q_{12}+2Q_{66})\\
\overline{Q}_{12}&=m^2n^2(Q_{11}+Q_{22}-4Q_{66})+(m^4+n^4)Q_{12}\\
\overline{Q}_{16}&=\left[Q_{11}m^2-Q_{22}n^2-(Q_{12}+2Q_{66})(m^2-n^2)\right]mn\\
\overline{Q}_{22}&=Q_{11}n^4+Q_{22}m^4+2m^2n^2(Q_{12}+2Q_{66})\\
\overline{Q}_{26}&=\left[Q_{11}n^2-Q_{22}m^2+(Q_{12}+2Q_{66})(m^2-n^2)\right]mn\\
\overline{Q}_{66}&=(Q_{11}+Q_{22}-2Q_{12})m^2n^2+Q_{66}(m^2-n^2)^2\\
\overline{Q}_{21}&=\overline{Q}_{12},\quad \overline{Q}_{61}=\overline{Q}_{16},\quad \overline{Q}_{62}=\overline{Q}_{26}
\end{aligned} \qquad 5.3.1(q)$$

式中下标6已与式5.3.1(i)后的讨论保持一致。

$$[\overline{Q}]=\begin{bmatrix}\overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16}\\ \overline{Q}_{21} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26}\\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66}\end{bmatrix} \qquad 5.3.1(r)$$

立刻可注意到$[\overline{Q}]$矩阵的特点是个满矩阵。$[\overline{Q}]$中的附加项$\overline{Q}_{16}$和$\overline{Q}_{26}$是反映剪应变与拉伸载荷间的关系，反之亦然。图5.3.1(b)中描绘出了拉伸应变引起剪应变的效应。由式5.3.1(q)可见，θ等于0°或90°时，这些项为零，在物理上这意味着当纤维平行于或垂直于载荷的方向时，对于这种正交各向异性的材料，不产生拉-剪耦合，因为载荷沿材料主方向。推导刚度转换矩阵的方法也可用来求得柔度转换矩阵

$$\{\varepsilon_1\}=[S]\{\sigma_1\} \qquad 5.3.1(s)$$

$$\{\varepsilon_x\}=[\psi][S][\theta]^{-1}\{\sigma_x\} \qquad 5.3.1(t)$$

$$\{\varepsilon_x\}=[\overline{S}]\{\sigma_x\} \qquad 5.3.1(u)$$

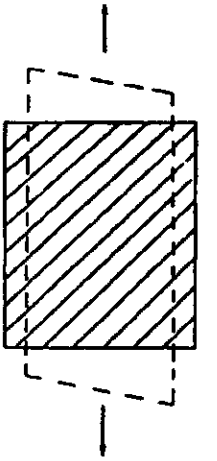


图5.3.1(b) 拉剪耦合

注意，应力-应变关系现在是在层压板坐标系中定义的，单层的刚度也要在这个坐标系中定义。展开式5.3.1(u)

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_{xx}\\ \varepsilon_{yy}\\ 2\varepsilon_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16}\\ \bar{S}_{21} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26}\\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_{xx}\\ \sigma_{yy}\\ \sigma_{xy}\end{Bmatrix} \tag{5.3.1(v)}$$

材料的工程常数可由规定的试验状态确定。对于$\sigma_{yy}=\sigma_{xy}=0$，比值$\sigma_{xx}/\varepsilon_{xx}$为$x$方向的杨氏模量。对这同一应力状态，$-\varepsilon_{yy}/\varepsilon_{xx}$为泊松比。按此方式，可求得在式5.3.1(s)-(u)坐标系中单层的刚度

$$E_x=\frac{1}{\bar{S}_{12}},\quad E_y=\frac{1}{\bar{S}_{22}}$$
$$G_{xy}=\frac{1}{\bar{S}_{66}},\quad \nu_{xy}=-\frac{\bar{S}_{21}}{\bar{S}_{11}}=-\frac{\bar{S}_{12}}{\bar{S}_{11}} \tag{5.3.1(w)}$$

有时，要采用式5.3.1(o)由转化刚度$[\bar{Q}]$直接求弹性常数。在$\bar{Q}_{ij}$为满阵的一般情况下，可由式5.3.1(w)求解，其中$\bar{S}_{ij}$为$\bar{Q}_{ij}$的函数，由两个矩阵的互逆关系求解。另一个办法是对零剪应变情况求拉伸性能。对于单一应力状态和零剪应变情况，弹性常数与转换刚度矩阵各项间的关系为：

$$E_x=\bar{Q}_{11}-\frac{\bar{Q}_{12}^2}{\bar{Q}_{22}}$$
$$E_y=\bar{Q}_{22}-\frac{\bar{Q}_{12}^2}{\bar{Q}_{11}} \tag{5.3.1(x)}$$
$$\nu_{xy}=\frac{\bar{Q}_{12}}{\bar{Q}_{22}}=\frac{\bar{Q}_{21}}{\bar{Q}_{22}}$$

又

$$G_{xy}=\bar{Q}_{66}$$

由$[\bar{Q}]$矩阵中的各项（式5.3.1(q)）以及刚度关系式（式5.3.1(x)）可见，任意坐标系中的弹性常数是材料主方向中所有的弹性常数以及转角的函数。

图5.3.1(c)中给出了一种典型的石墨/环氧材料的弹性常数E_x随θ角变化的情况。为了说明起见，在该图中用了两种不同的剪切模量。图中曲线间的差别证明了材料主剪切模量对转换的拉伸刚度的影响。两条曲线在0°和90°时有相同的值，如预料的一样，因为E_x此时就是E_1或E_2。在这两端点之间，存在很大差别，对于较小的剪切模量的曲线，大约从50°到刚刚小于90°，拉伸刚度小于E_2的值。在这个角度范围内，材料的刚度受它主剪切模量的影响比受其横向拉伸模量的历害。简单地颠倒图5.3.1(c)的横坐标尺度，还可用它来确定模量E_y。

用应力-应变的转换关系，现在就可以对单层的组合体即层压板进行分析了。

5.3.2 层压板理论

推导层压板应力和变形的方法，主要是根据板的厚度比板的平面尺寸小得多这一事实进行的。单层的典型厚度值的范围在0.13-0.25 mm之间，因此，常用的8-50层的层压板一般仍为薄板，故可按通常的薄板理论作简化分析。

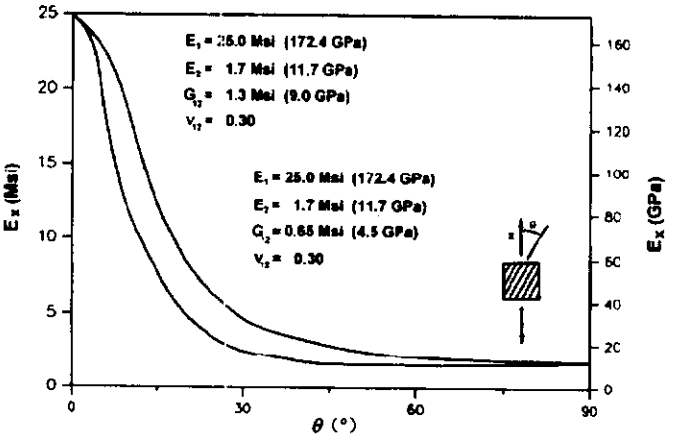


图5.3.1(c) 典型石墨/环氧材料的E_x随角度和G_{12}的变化

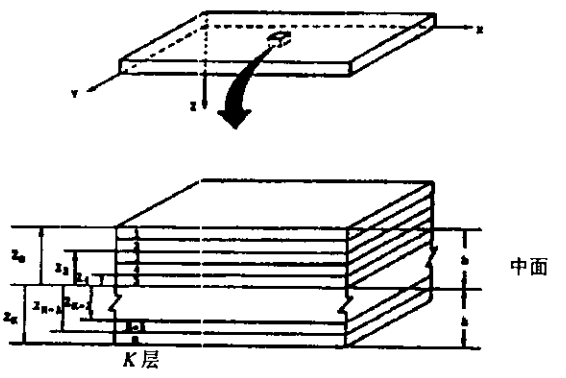
在各向同性薄板的分析中，习惯上将面内载荷和弯曲载荷分别处理。采用平面应力的弹性理论描述面内载荷情况，采用经典的板弯曲理论描述弯曲载荷情况。对于对称层压板来说，由于这两种载荷不耦合，故可以分别处理，当两种载荷同时作用时则可将分析结果进行叠加。

薄板理论的经典假设为：

- 板厚比板的平面尺寸小得多；
- 不计板表面形状的改变；
- 垂直于未变形板面的法线仍垂直于变形后的板面；
- 板的法向挠度沿板厚不变；
- 忽略垂直于板面方向的应力。

根据假设2-4，采用图5.3.2(a)中定义的坐标系x-y-z，板的位移场可表示为

$$\begin{aligned} u_z &= u_z^\circ(x,y) \\ u_x &= u_x^\circ(x,y) - z\frac{\partial u_z}{\partial x} \\ u_y &= u_y^\circ(x,y) - z\frac{\partial u_z}{\partial y} \end{aligned} \qquad 5.3.2(a)$$



层压板总厚度 $(2t)$

图5.3.2(a) 层压板的构型

式5.3.2(a)的关系表示，其面内位移由板的中面位移（由上标（°）标识）加上沿板厚线性变化的位移组成。两个偏微分为板中面的弯曲转角，由假设4知，u_z沿板厚不变化。

线性应变位移关系为

$$\varepsilon_{xx}=\frac{\partial u_x}{\partial x},\quad \varepsilon_{yy}=\frac{\partial u_y}{\partial y},\quad \varepsilon_{xy}=\frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_x}{\partial y}+\frac{\partial u_y}{\partial x}\right) \tag{5.3.2(b)}$$

完成要求的微分后则得到

$$\begin{aligned}\varepsilon_{xx}&=\varepsilon_{xx}^{\circ}+z\kappa_{xx}\\ \varepsilon_{yy}&=\varepsilon_{yy}^{\circ}+z\kappa_{yy}\\ 2\varepsilon_{xy}&=\varepsilon_{xy}^{\circ}+2z\kappa_{xy}\end{aligned} \tag{5.3.2(c)}$$

或

$$\{\varepsilon_x\}=\{\varepsilon^{\circ}\}+z\{\kappa\} \tag{5.3.2(d)}$$

式中

$$\{\varepsilon^{\circ}\}=\begin{Bmatrix}\dfrac{\partial u_x^{\circ}}{\partial x}\\ \dfrac{\partial u_y^{\circ}}{\partial y}\\ \left[\dfrac{\partial u_x^{\circ}}{\partial y}+\dfrac{\partial u_y^{\circ}}{\partial x}\right]\end{Bmatrix} \tag{5.3.2(e)}$$

和

$$\{\kappa\}=\begin{Bmatrix}\kappa_{xx}\\ \kappa_{yy}\\ \kappa_{xy}\end{Bmatrix}\begin{Bmatrix}-\dfrac{\partial^2 u_z}{\partial x^2}\\ -\dfrac{\partial^2 u_z}{\partial y^2}\\ -2\dfrac{\partial^2 u_x}{\partial x\partial y}\end{Bmatrix} \tag{5.3.2(f)}$$

板中任一点的应变可定义为中面应变$\{\varepsilon^{\circ}\}$和曲率$\{\kappa\}$乘以该点距中面的距离之和。

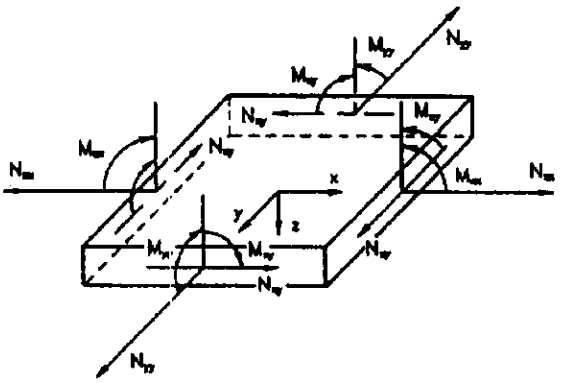
为方便起见，在下面的层压板理论推导中将采用应力合力（合应力）和力矩合力（合力矩）代替应力情况（见图5.3.2(b)），合应力定义为

$$\{N\}=\begin{pmatrix}N_{xx}\\ N_{yy}\\ N_{xy}\end{pmatrix}=\int_{-h}^{h}\{\sigma_x\}\mathrm{d}z \tag{5.3.2(g)}$$

合力矩定义为

$$\{M\}=\begin{pmatrix}M_{xx}\\ M_{yy}\\ M_{xy}\end{pmatrix}=\int_{-h}^{h}\{\sigma_x\}z\mathrm{d}z \tag{5.3.2(h)}$$

式中，对整个板厚进行积分。



$$\{N_i\} = \int_{-h}^{h} \{\sigma_x\} dz$$

$$\{M\} = \int_{-h}^{h} \{\sigma_x\} z dz$$

图5.3.2(b) 合应力和合力矩

注意到式5.3.1(o)和5.3.2(c)，合应力和合力矩与中面应变和曲率间的关系可写成

$$\{N\} = \int_{-h}^{h} \{\sigma_x\} dz = \int_{-h}^{h} [\overline{Q}] (\{\varepsilon^\circ\} + z\{\kappa\}) dz \qquad 5.3.2(i)$$

$$\{M\} = \int_{-h}^{h} \{\sigma_x\} z dz = \int_{-h}^{h} [\overline{Q}] (\{\varepsilon^\circ\} + z\{\kappa\}) z dz \qquad 5.3.2(j)$$

由于各层的刚度转换矩阵以及板的中面应变和曲率相对于z坐标都不变化，故式5.3.2(i)和5.3.2(j)中的积分可用求和代替。

引入三个等价的求和矩阵，上述关系式可写成

$$\{N\} = [A]\{\varepsilon^\circ\} + [B]\{\kappa\} \qquad 5.3.2(k)$$

$$\{M\} = [B]\{\varepsilon^\circ\} + [D]\{\kappa\} \qquad 5.3.2(l)$$

式中，刚度矩阵由如下3×3阶的矩阵组成

$$[A] = \sum_{i=1}^{N} [\overline{Q}] (z_i - z_{i-1})$$

$$[B] = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N} [\overline{Q}] (z_i^2 - z_{i-1}^2) \qquad 5.3.2(m)$$

$$[D] = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^{N} [\overline{Q}] (z_i^3 - z_{i-1}^3)$$

式中N为总层数，z_i按图5.3.2(a)确定，上标i指第i层的量，注意z_i-z_{i-1}等于单层厚度。这里，式5.3.2(k)和5.3.2(l)中第i层的减缩单层刚度可用每层的基本性能和铺层角转换得到。于是，推导出由合应力和合力矩表示的层压板的本构关系。

经典的层压板理论已用于预估层压复合材料的应力状态、刚度和尺寸稳定性（见文献5.3.4(a)-(e)）。经典层压板理论中的本构定律将拉伸、剪切、弯扭载荷与应变和曲率联系起来。采用环境的模拟载荷还可以结合考虑层压板中由各层不同的收缩和膨胀引起的残余应变或翘曲（见5.3.3.3和5.3.3.4节）。各种载荷和力矩对层压板的组合影响，可由式5.3.2(k)和5.3.2(l)得到的ABD矩阵来描述，其组合形式为：

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \qquad 5.3.2(n)$$

式中 N——载荷，M——力矩，ε——应变，κ——曲率；而

A_{ij}=拉伸和剪切刚度

B_{ij}=拉弯耦合刚度

D_{ij}=弯扭耦合刚度

借助于式5.3.2(n)，可得出一些有关铺层和铺层顺序方面的结论，它们是：

1. 式5.3.2(n)中的刚度A_{ij}与铺层顺序无关。对刚度矩阵[ABD]的转置产生柔度矩阵[$A'B'D'$]，在由载荷和力矩计算应变和曲率时，需要进行这种转置。转置可得出铺层顺序和拉/剪柔度间的关系，但是，如果铺层是对称的，就得不出这种关系。
2. A_{16}和A_{26}不等于零，表示存在拉/剪耦合（即纵向载荷所引起拉伸应变又引起剪应变的情况）。如果铺层是均衡的，A_{16}和A_{26}变为零，消除了拉/剪耦合项。
3. B_{ij}不等于零，表示在弯/扭曲率和拉/剪载荷间存在耦合。在大多数实际应用中，习惯上通过选择铺层顺序尽量减小B_{ij}，来消除这种耦合现象。对称铺层的层压板，所有的B_{ij}为零。采用对称层压板设计的原因包括：结构尺寸稳定性的要求（即屈曲、环境因素引起的翘曲等）、结构元件连接处的相容，以及B_{ij}很大的试件不能做许用强度试验等。
4. 一般来说，D_{ij}的值不为零，且与铺层顺序有很大关系。由如下柔度矩阵[A′B′D′]中各分量，可以计算板单位宽度上的平均的弯曲刚度、扭转刚度和挠曲泊松比。
   - $1/D_{11}^1$=对y轴的弯曲刚度
   - $1/D_{22}^1$=对x轴的弯曲刚度
   - $1/D_{66}^1$=对x轴或y轴的扭转刚度
   - $-D_{12}^1/D_{11}^1$=挠曲泊松比

   除了特殊种类的均衡非对称层压板外，在计算中面曲率与力矩间的关系时，都应计及D_{16}^1和D_{26}^1项。
5. D_{16}^1和D_{26}^1不为零表示弯/扭耦合，只有当层压板铺层是均衡的，即相对于板的中面上方的每一个+θ方向的铺层，在距中面等距离的下方有一个相同的（材料和厚度相同的）-θ方向的铺层时，层压板的D_{16}和D_{26}才会变为零。这种层压板不可能是对称的，除非它仅含有0°和90°铺层。通过交替布置+θ和-θ层的铺层顺序可以使弯/扭耦合变得最小（见5.6.5.2.2节中推荐5）。

有关层压板铺层顺序影响的补充资料参见5.6.5节。

5.3.3 层压板的性能

结构分析中，通常要计算板的弯曲和拉伸刚度，用来表示中面应变和曲率与薄膜合力和合力矩之间的关系。还要考虑取向变量对板性能的影响。除至此处理的机械载荷状态外，

还需了解温度变化对层压板性能的影响。进而，用有效湿膨胀系数描述环氧基复合材料在高吸湿量下引起的尺寸变化。

5.3.3.1 薄膜应力

对于对称层压板，[B]矩阵为零，由式5.3.2(k)和(l)，则有

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_{xx}^{\circ} \\ \varepsilon_{yy}^{\circ} \\ 2\varepsilon_{xy}^{\circ} \end{pmatrix} \qquad 5.3.3.1(a)$$

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \kappa_{xx}^{\circ} \\ \kappa_{yy}^{\circ} \\ 2\kappa_{xy}^{\circ} \end{pmatrix} \qquad 5.3.3.1(b)$$

由于拉伸和弯曲行为不耦合，可以很容易确定层压板的有效弹性常数，转换合应力和中面应变的关系式，则得

$$\{\varepsilon^{\circ}\} = [A]^{-1}\{N\} = [a]\{N\} \qquad 5.3.3.1(c)$$

由这个关系可见弹性常数为

$$E_x = \frac{1}{2ha_{11}} \qquad G_{xy} = \frac{1}{2ha_{66}}$$

$$E_y = \frac{1}{2ha_{22}} \qquad \nu_{xy} = -\frac{a_{12}}{a_{11}} \qquad 5.3.3.1(d)$$

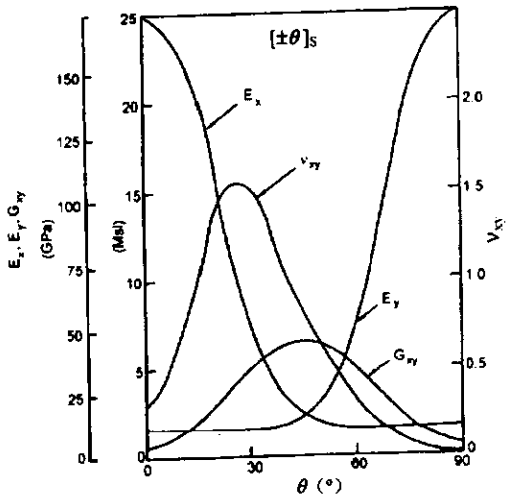
式中除数项$2h$为层压板厚度。

注意到矩阵[A]由层压板每一层的[Q]矩阵组成，显然，层压板的弹性性能是铺层方向角的函数。图5.3.3.1中列举了铺层角对典型高模量碳/环氧体系层压板性能的影响，表5.3.3.1(a)中列出了其单层的性能。各单层以$\pm\theta$方向铺设成均衡对称结构，这种层压板可称之为斜交层压板。

在图5.3.3.1中，剪切模量和泊松比的变化值得注意，剪切模量在0°和90°处的值相等，在45°处突然升高至最大值，45°处的峰值可以用剪切等价于在45°方向的拉、压载荷的组合状态加以解释。于是，作用在$[\pm 45]_S$层压板上的剪力相当于作用在$[0/90]_S$层压板上的拉力和压力，因此，纤维取向与载荷方向一致时，就使层压板产生较大剪切刚度。

由图可见，泊松比的变化甚至更加引人注意，在本例中，其峰值比1.5还大，这在各向同性材料中是决不可能的。在正交各向异性的材料中，虽然存在各向同性限制值，但其泊松比大于1还是合理和现实的。事实上，铺层方向大约30°的单向带构成的层压板具有大的泊松比是典型的。

由于单层的铺层角的变化不受限制，可以设想，通过采用许多小而等差地布置各层的铺层角，则可构成一种刚度在面内具有各向同性性能的层压板。可以指出，铺层为$[0/\pm 60]_S$，层数至少六层的层压板可构成一个对称的准各向同性的层压板。描述准各向同性层压板状态的一般规则是，对称层压板各层之间的角度等于π/N，N为大于和等于3的一个整数，在每个方向上的层数应相等。对于给定的材料的各层，这样构成的所有的准各向同性层压板都具有相同的弹性性能，而不管N是多少。



5.3.3.1 高模量碳/环氧层压板的弹性模量

表5.3.3.1(a) 高模量碳/环氧单层的性能

E_1=25.0 Msi=172 GPa	α_1=0.30×10^{-6} in/in/°F=0.54×10^{-6} mm/mm/°C
E_2=1.7 Msi=12 GPa	α_2=19.5×10^{-6} in/in/°F=35.1×10^{-6} mm/mm/°C
G_{12}=0.65 Msi=4.5 GPa	
ν_{12}=0.30	
ρ=0.056 lb/in^3=1.55 g/cm^3	
F_1^{tu} =110 ksi=760 MPa	F_1^{cu} =110 ksi=760 MPa
F_2^{tu} =4.0 ksi=28 MPa	F_2^{su} =20.0 ksi=138 MPa
F_{12}^{su} =9.0 ksi=62 MPa	
ν_f=0.6	t_R=0.0052 in=0.13 mm

准各向同性层压板的面内刚度具有如下各向同性关系

$$E_x = E_y = E_\theta \tag{5.3.3.1(e)}$$

式中下标θ表示任意角度，另外

$$G_{xy} = \frac{E_x}{2(1+\nu_{xy})} \tag{5.3.3.1(f)}$$

关于准各向同性层压板，有两点必须要记注，第一点也是最重要的一点是，仅面内弹性性能是各向同性的，而强度性能一般将随方向而改变。第二点是，如表5.3.3.1(b)中的例子所示，两个相等的模量E_x=E_y，未必表示准各向同性。表5.3.3.1(b)中的前两个层压板实际上是一样的（$[0/90]_S$的层压板旋转45°就是$[\pm 45]_S$的层压板）。值得注意的是，这两个层压板的拉伸模量并不相同，而且每个层压板的剪切模量与拉伸模量及泊松比无关。由于这种层压板没有满足π/N的关系，因此不是准各向同性的。表中第三个层压板各铺层彼此成45°，但每种铺层角的铺层数不等，这种层压板也不是准各向同性的。

前面已着重讨论了对称层压板的薄膜性能，对称层压板可以构成很好的薄膜性能。对称层压板的弯曲性能就复杂得多了，这主要是由于铺层沿板厚度的位置不同引起的。

表5.3.3.1(b)　层压板的弹性性能

	$E_x=E_y$ Msi（GPa）	ν_{xy}	G_{xy} Msi（GPa）
$[0°/90°]_s$	13.4 (92.5)	0.038	0.65 (4.5)
$[\pm45°]_s$	2.38 (16.4)	0.829	6.46 (44.5)
$[0°/90°\pm45°/-45°/90°/0°]_s$	11.0 (75.6)	0.213	2.59 (17.9)

5.3.3.2　弯曲

与对拉伸分析一样，已导出了对称层压板弯曲分析的公式。在处理板的弯曲问题中，出现的第一个复杂问题是关于拉伸刚度（A）和弯曲刚度（D）间的关系。复合材料层压板的拉伸刚度和弯曲刚度之间不存在直接的关系，不像均匀材料有如下关系

$$D=\frac{A(2h)^2}{12} \qquad 5.3.3.2\{a\}$$

薄膜刚度（A）与铺层沿板厚方向的位置无关（见式5.3.2(m)）。而对于弯曲刚度，它是铺层距层压板中面距离的三次方的函数，所以，铺层相对于中面的位置是十分关键的。表5.3.3.2(a)中给出了铺层位置对单位厚度层压板刚度的影响。

表5.3.3.2(a)　拉伸和弯曲刚度

	$[0/\pm60]_s$	$[\pm60/0]_s$	$[60/0/-60]_s$	均质层压板
A_{11}	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})
A_{12}	3.42×10^6 (2.38×10^{10})	3.42×10^6 (2.38×10^{10})	3.42×10^6 (2.38×10^{10})	3.42×10^6 (2.38×10^{10})
A_{22}	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})	1.05×10^7 (7.30×10^{10})
A_{66}	3.55×10^6 (2.47×10^{10})	3.55×10^6 (2.47×10^{10})	3.55×10^6 (2.47×10^{10})	3.55×10^6 (2.47×10^{10})
D_{11}	1.55×10^6 (1.08×10^{10})	3.36×10^5 (2.34×10^9)	7.42×10^5 (5.16×10^9)	8.75×10^5 (6.09×10^9)
D_{12}	1.50×10^5 (1.04×10^9)	3.92×10^5 (2.73×10^9)	3.12×10^5 (2.17×10^9)	2.85×10^5 (1.98×10^9)
D_{16}	4.47×10^4 (3.30×10^8)	9.50×10^4 (6.61×10^8)	1.42×10^5 (9.88×10^8)	0.0 (0.0)
D_{22}	4.69×10^5 (3.26×10^9)	1.20×10^6 (8.35×10^9)	9.59×10^5 (6.67×10^9)	8.75×10^5 (6.09×10^9)
D_{26}	1.42×10^5 (9.88×10^8)	2.81×10^5 (1.95×10^9)	4.22×10^5 (2.94×10^9)	0.0 (0.0)
D_{66}	1.63×10^5 (1.13×10^9)	4.04×10^5 (2.81×10^9)	3.23×10^5 (2.25×10^9)	2.96×10^5 (2.06×10^9)

单层性能取自表5.3.3.1(a)；单位厚度层压板　[A] lb/in（N/m），[D] in-lb（N-m）

表中所示的三种层压板均为准各向同性的，每一种层压板的薄膜性能是各向同性并且相同。可以看出，单层沿板厚的位置在弯曲刚度中起很大作用。另外，按均匀材料计算的弯曲刚度（式5.3.3.2）与按层压板理论计算的弯曲刚度之间没有对应关系。因此，拉伸刚度和弯曲刚度间也不存在简单的关系，必须采用层压板理论分析弯曲性能。表5.3.3.2(a)中还表明，准各向同性仅是对板的拉伸刚度而言的。

表5.3.3.2(a)出现的另一个复杂问题是，存在弯-扭耦合项D_{16}和D_{26}。由于有±60°的成对铺层，相应的拉-剪耦合项为零。而值得注意的是，弯-扭耦合项与主要的弯曲刚度项D_{11}，D_{22}和D_{66}有同等量级的大小，弯-扭耦合效应可能较严重，选择恰当的铺层顺序可以降低这种效应。

另一个可说明铺层顺序如何严重影响层压板性能的例子是矩形剖面层压梁的弯曲刚度（h为层压板厚度），为此，沿梁轴线方向的有效面内模量和有效弯曲模量分别定义为

$$E_x = \frac{1}{A_{11}^{'} h} \qquad 5.3.3.1(b)$$

$$E_x^b = \frac{12}{D_{11}^{'} h^3} \qquad 5.3.3.1(c)$$

它们之间的相对偏差为

$$\Delta = \frac{E_x^b - E_x}{E_x} \times 100 \qquad 5.3.3.1(d)$$

用Δ给出了铺层顺序对梁的弯曲刚度影响的相对量。假如不存在沿板厚优先铺层顺序的话，随着铺层层数的增加，层压梁的弯曲刚度逐渐接近均匀梁的弯曲刚度。

表5.3.3.1(b)给出了采用层压板理论对七种不同铺层顺序梁的面内模量和有效弯曲模量的计算值，层压梁有16层，碳/环氧材料，为准各向同性铺贴*。由于所有的铺贴是对称的，故面内模量与铺层顺序无关。而弯曲模量在面内模量值的上下有很大变化，这分别取决于0°铺层是优先铺设在靠近层压梁的表面还是在层压梁的中心轴附近。

表5.3.3.2(b) 16层碳/环氧准各向同性层压梁的几种不同铺层顺序下的刚度

铺层顺序	面内模量 E_x		弯曲模量 E_x^b		偏差 Δ
	Msi	GPa	Msi	GPa	%
$[0_2/(\pm45)_2/90_2]_s$	7.67	52.9	12.8	88.2	67
$[0/\pm45/90]_{2s}$	7.67	52.9	10.1	69.6	32
$[\pm45/0_2/\pm45/90_2]_s$	7.67	52.9	7.80	53.8	1.7
$[\pm45/0/90]_{2s}$	7.67	52.9	6.51	44.9	-15
$[(\pm45)_2/0_2/90_2]_s$	7.67	52.9	4.45	30.7	-42
$[(\pm45)_2/90_2/0_2]_s$	7.67	52.9	3.42	23.6	-55
$[90_2/(\pm45)_2/0_2]_s$	7.67	52.9	3.25	22.4	-58

T300/934材料的性能（ν_f=0.63）：E_{11}=20.0 Msi（138 GPa），E_{22}=1.4 Msi（9.7 GPa）

G_{12}=0.65 Msi（4.5GPa），ν_{12}=0.31

单层厚度=0.0056 in（0.14 mm）

一般来说，有效弯曲模量与铺层顺序间的关系可能比表5.3.3.1(b)中所表示的更复杂。表中的计算是根据基本单层的模量为常数（即线弹性的）的假设作出的，这种假设也许会得不出令人满意的结果，这随材料种类和所要求的计算精度而定。石墨/环氧材料的单层模量，已显示出与环境和应变水平有关，梁弯曲时沿其厚度既有拉又有压应变的分布，因此，用非线弹性的层压板理论计算也许会更合适。

由表5.3.3.1(b)中例子可见，铺层顺序对层压梁的弯曲模量有显著影响。类似地，可以用式5.3.2(n)的计算说明铺层顺序对层压板的弯曲性能有很大影响。然而，普通结构的抗弯性能如给定几何尺寸结构的抗弯性能，它与惯性矩I的关系比与铺层顺序的关系要大，这对于在宇航结构中，选用复合材料加筋板中典型桁条几何尺寸特别有用。

图5.3.3.2中用例子说明梁的剖面几何尺寸对弯曲的影响，是如何使铺层顺序对弯曲的影响相形见拙的。图5.3.3.2的插图示出了每种工字梁的腹板和突缘的几何尺寸**，铺层顺序

---

*表5.3.3.1(b)中采用的铺层顺序仅作举例说明之用，不代表所给例子的最佳铺层顺序。

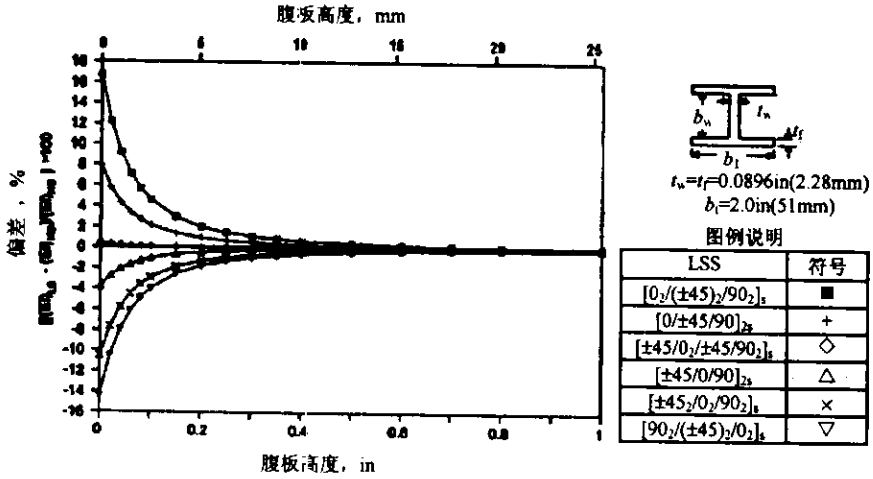
** 表5.3.3.2中采用的铺层顺序仅作举例说明之用，不代表所给例子的最佳铺层顺序。

与表5.3.3.2(b)中的相同。图中纵坐标表示层压梁和均匀梁计算结果的相对百分偏差。如图5.3.3.2所示，铺层顺序对工字梁的弯曲刚度EI的影响随梁腹板高度的增加迅速衰减。

有关层压板铺层顺序影响的补充资料请见5.6.5节。

5.3.3.3 热膨胀

随着复合材料的应用越来越普遍，它承受的机械载荷和环境载荷也越来越严苛。由于高温材料体系的出现，复合材料体系可以使用的温度范围扩大了，必须了解层压板对温度和湿度，以及作用载荷的响应。前面已确定了层压板的拉伸和弯曲刚度，本节将确定它的传导系数和膨胀系数。



蜂窝梁（HB）：$(EI)_{HB}=E_x[2(b_f t_f^3/12+b_f t_f(b_w+t_f)^2/4)+b_w t_w^3/12]$

层压梁（LB）：$(EI)_{LB}=2[E_x^b b_f t_f^3/12+E_x b_f t_f(b_w+t_f)^2/4)]+E_x b_w t_w^3/12$，$E_x$，$E_x^b$列于表4.3.3.2.(b)中

图5.3.3.2 梁胶板高度变化时，工字形层压梁和均匀梁的EI

为定量确定层压板的热膨胀系数和热诱导应力，先从铺层的分析开始。沿材料主方向应变的热弹性关系为

$$\{\varepsilon_l\}=\{\varepsilon_l^M\}+\{\alpha_l\}\Delta T \qquad 5.3.3.3(a)$$

或

$$\{\varepsilon_l\}=\{\varepsilon_l^M\}+\{\varepsilon_l^T\} \qquad 5.3.3.3(b)$$

式中$\{\varepsilon_l^M\}$=由应力引起的应变

用ΔT表示温度变化，$\{\alpha_l\}$矢量表示单层的自由热膨胀系数，其中各分量为

$$\{\alpha_l\}=\begin{pmatrix}\alpha_1\\ \alpha_2\\ 0\end{pmatrix} \qquad 5.3.3.3(c)$$

热应变$\{\alpha_l\}\Delta T$为单层的自由热膨胀，它在不受约束的单层中不引起应力。热膨胀系数α_1和α_2为单向复合材料的有效热膨胀系数α_1^*和α_2^*。

代替式5.3.3.3(a)中的机械应变项并转换，得

$$\{\sigma_l\}=[Q]\{\varepsilon_l\}-\{\Gamma_l\}\Delta T \qquad 5.3.3.3(d)$$

式中

$$\{\Gamma_l\}=[Q]\{\alpha_l\}$$

热应力系数矢量$\{\Gamma_l\}$中各分量为

$$\{\Gamma_l\}=\begin{Bmatrix}\dfrac{E_1\alpha_1+\nu_{12}E_2\alpha_2}{\Delta}\\ \dfrac{E_2\alpha_2+\nu_{12}E_1\alpha_1}{\Delta}\\ 0\end{Bmatrix} \qquad 5.3.3.3(e)$$

式中

$$\Delta=1-\frac{E_2}{E_1}\nu_{12}^2$$

矢量$\{\Gamma_l\}\Delta T$的物理意义是，它表示单层的自由热应变受到完全限制时产生的应力矢量的修正。利用应力和应变的转换关系式5.3.1(k)-(n)，可以把热膨胀矢量$\{\alpha_l\}\Delta T$和热应力矢量$\{\Gamma_l\}\Delta T$都转换到任何坐标系。

通过转换热膨胀矢量和热应力矢量可推导出层压板的热弹性关系式，薄膜内力的关系可直接由式5.3.2(g)-(l)推得，

$$\{N\}=[A]\{\varepsilon^\circ\}+[B]\{\kappa\}+[N]^T \qquad 5.3.3.3(f)$$

式中

$$[N]^T=-\int_{-h}^{h}\{\Gamma_x\}\Delta T\mathrm{d}z \qquad 5.3.3.3(g)$$

类似地，弯矩的关系为

$$\{M\}=[B]\{\varepsilon^\circ\}+[D]\{\kappa\}+[M]^T \qquad 5.3.3.3(h)$$

式中

$$[M]^T=-\int_{-h}^{h}\{\Gamma_x\}\Delta Tz\mathrm{d}z \qquad 5.3.3.3(i)$$

只有已知温度沿板厚的变化时，才能对合热应力矢量$\{N^T\}$和合热力矩矢量$\{M^T\}$求出积分关系。对于温度沿板厚均匀分布的情况，ΔT为常数，则可从积分号中提出，得

$$[N]^T=-\Delta T\sum_{i=1}^{N}\{\Gamma_x\}^i(z_i-z_{i-1}) \qquad 5.3.3.3(j)$$

$$[M]^T=-\frac{1}{2}\Delta T\sum_{i=1}^{N}\{\Gamma_x\}^i(z_i^2-z_{i-1}^2) \qquad 5.3.3.3(k)$$

由式5.3.3.3(f)-(i)，可以确定层压板热膨胀系数和热曲率。这些量即是由均匀分布的温度引起的伸长和曲率的改变。

注意到自由热效应时$\{N\}=\{M\}=0$，定义自由热膨胀矢量为

$$\{\alpha_x\}=\{\varepsilon^\circ\}\frac{1}{\Delta T} \qquad 5.3.3.3(l)$$

定义自由热曲率为

$$\{\delta_x\}=\{\kappa\}\frac{1}{\Delta T} \qquad 5.3.3.3(m)$$

则可求解式5.3.3.3(f)-(i)，进行适当的矩阵运算后，可以得到如下对称层压板的热膨胀

系数和热曲率的表达式

$$\{\alpha_x\}=-\frac{1}{\Delta T}[A]^{-1}\{N^T\} \qquad 5.3.3.3(n)$$

$$\{\delta_x\}=-\frac{1}{\Delta T}[D]^{-1}\{M^T\}^{\cdot} \qquad 5.3.3.3(o)$$

检查式5.3.3.3(i)中的$\{M^T\}$，由对称性可消除$\{M^T\}$矢量。所以$\{\delta_x\}=0$，表示对称层压板中呈均匀的温度变化时不会引起板的翘曲。

用图5.3.3.3中所示出的对称斜交层压板纵向热膨胀系数的变化情况作例子可说明单层方向角的影响，0°时，α_x简单地为单层轴向的热膨胀系数；90°时，α_x为单层横向的热膨胀系数。曲线中一个引人注意的特点是在30°附近α_x为大负值。参照图5.3.3.1，泊松比的值也在30°区也出现奇异性。热膨胀系数和泊松比的奇异变化是由于单个薄层中拉-剪耦合大小和符号的变化引起的。

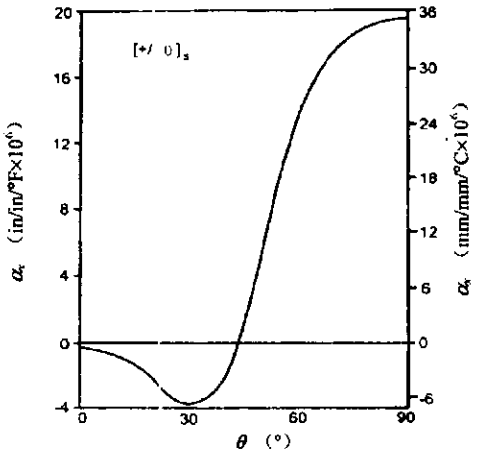


图5.3.3.3 高模量碳/环氧复合材料的热膨胀系数

前已给出具有各向同性刚度的一类层压板，相似地，也可以指定层压板面内的热膨胀为各向同性的。对热膨胀系数为各向同性的要求比对弹性常数为各向同性的要求要松得多。事实上，任何在两正交方向具有相同热膨胀系数而且剪切热膨胀系数为零的层压板，其热膨胀就是各向同性的。所以，$[0/90]_s$和$[\pm45]_s$的层压板，虽然它们的弹性刚度不是准各向同性的，但其热膨胀是各向同性的。

热膨胀为各向同性的层压板的热膨胀系数具有如下形式

$$\alpha_x=\begin{Bmatrix}\alpha_x\\ \alpha_y\\ \alpha_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{Bmatrix}\alpha^*\\ \alpha^*\\ 0\end{Bmatrix} \qquad 5.3.3.3(p)$$

式中α^*可表示成仅仅为单层性能的函数

$$\alpha^*=\alpha_1+\frac{(\alpha_2-\alpha_1)(1+\nu_{12})}{1+2\nu_{12}+\dfrac{E_1}{E_2}} \qquad 5.3.3.3(q)$$

* 译者注：原文为$\{N^T\}$。

于是，给定铺层材料的热膨胀为各向同性的所有层压板都具有相同的热膨胀系数。

5.3.3.4 湿膨胀

湿弹性是指树脂基复合材料中基体向周围环境吸收和散失湿气的现象。湿度的主要影响是使单层的体积发生改变。当铺层吸湿时，它膨胀，当散失湿气时，它就收缩。因此，其影响与热膨胀十分相似。

单层板的自由湿胀矢量可定义为

$$\{\varepsilon_l\}=\{\beta_l\}\Delta c \qquad 5.3.3.4(a)$$

式中

$$\{\beta_l\}=\begin{pmatrix}\beta_1\\ \beta_2\\ 0\end{pmatrix} \qquad 5.3.3.4(b)$$

Δc为指定的湿度变化，注意到在式5.3.3.4(a)和(b)中用$\{\alpha_l\}$代替$\{\beta_l\}$和用ΔT代替Δc时，则与热膨胀的情况相同，因此，可以容易看出，所有关于热效应的关系都能用于湿效应。

5.3.3.5 传导

层压板在垂直于板表面方向的传导性（湿或热）与单向纤维复合材料的横向传导性是相同的。这由如下事实得出，即所有铺层的法向传导性是相同的，并且不受铺层方向的影响。

对于某些涉及温度和湿度空间（三维）变化的问题，要求确定面内的传导性。对于给定的均布温度状态的层压板，其x和y方向的有效热传导系数可以采用5.3.2节中处理刚度的完全类似的方法求得

$$\mu_x=\frac{1}{2h}\sum_{i=1}^{N}(\mu_1 m^2+\mu_2 n^2)t_i^i \qquad 5.3.3.5$$

式中 μ_1——沿纤维方向的传导（性）系数

μ_2——沿纤维横向的传导（性）系数

$m=\cos\theta^i$

$n=\sin\theta^i$

θ^i——第i个铺层的方向角

t_i^i——第i个铺层的厚度

N——铺层数

$2h$——层压板厚度

这个结果既适用于对称层压板也适用于非对称的层压板，对于湿传导也是一样的。

5.3.4 湿热分析

温度和湿度沿板厚的分布会影响层压板的性能，这两种现象的数学描述相同，物理效应也类似，有关这方面的某些内容曾在5.2.2.3节、5.2.2.4节、5.3.3.3节到5.3.3.5节中进行过讨论。

在不受约束的单层中，温度变化或湿膨胀会引起不产生应力的变形。在层压板中，一个单层的无应力变形会受到相邻单层的限制而产生内应力。除了引起内应力外，温度和吸湿量还会影响材料的性能，这些效应主要与基体控制的强度性能有关。

强度退化主要与基体材料的玻璃化转变温度有关。吸湿时，基体从玻璃态变为粘稠态的温度下降，于是，其高温强度性能随吸湿量增加而下降。有限数据表明这一过程是可逆的，即当复合材料的吸湿量减小时，其玻璃化转变温度增高，并可恢复到材料原来的强度性能。

对于温度升高也可作出同样的分析。当温度升高时，基体，从而单层的强度和刚度下降，而这种效应主要影响基体控制的性能，如E_2，G_{12}，F_2^{tu}，F_2^{cu}和F_{12}^{su}等。

正交均匀材料与时间相关的吸湿微分方程为

$$D_1\frac{\partial^2 c}{\partial x_1^2}+D_2\frac{\partial^2 c}{\partial x_2^2}+D_3\frac{\partial^2 c}{\partial x_3^2}=\frac{\partial c}{\partial t} \qquad 5.3.4(a)$$

式中 t——时间

x_1，x_2，x_3——材料的主方向坐标

c——指定的吸湿量

D_1，D_2，D_3——湿扩散系数

式5.3.4(a)是根据Fick的湿扩散定律得到的。（如果）用温度Φ代替吸湿量C，用热传导系数μ_1，μ_2，μ_3取代湿扩散系数D_1，D_2，D_3，该式就与时间相关的热传导控制方程相类似。对于横向各向同性的单层，x_1为纤维方向，x_2为纤维横向，在垂直于单层方向的$x_3=z$处

$$D_2=D_3 \qquad 5.3.4(b)$$

这些量与在5.2.2.4已讨论过的单向纤维复合材料热传导系数相类似。

一个重要的特殊情况是通过单层厚度的一维湿扩散或热传导，在这种情况下，方程5.3.4(a)简化为

$$D_3\frac{\partial^2 c}{\partial z^2}=\frac{\partial c}{\partial t} \qquad 5.3.4(c)$$

这个方程也适用于垂直层压板各单层平面的湿扩散或热传导，因为所有的单层在Z方向是均匀的，并且有相同的扩散系数$D_z=D_z$。

对于层压板的两个表面处于不同湿度环境下，通过层压板与时间相关的湿扩散这类重要问题，可用方程5.3.4(c)求解。经过足够的长时间扩散之后，吸湿量达到与时间无关的状态，在这种状态下，因C不再与时间有关，则方程5.3.4(c)简化为

$$\frac{\partial^2 c}{\partial z^2}=0 \qquad 5.3.4(d)$$

如果层压板表面处于两个恒定的饱和吸湿量c_1和c_2的环境中时，则指定的吸湿量为z的线性函数，于是

$$c=\frac{1}{2}\left[(c_2-c_1)z/h+c_2+c_1\right] \qquad 5.3.4(e)$$

式中层压板厚度为$2h$，z从板的中面开始计算。在$c_1=c_2$的情况下，式5.3.4(e)缩减成$c=c_1=$常数，如预期的一样。

上述湿扩散的讨论也可用于热传导。

对与时间相关问题的求解是容易做到的，在吸湿方面已做了相当多的工作（见文献5.3.4）。求解中最令人关注的项是系数D_z的数值。这个系数是对所发生的湿扩散速度的度量，典型的环氧基体系的D_z大约为10^{-8}（cm^2/s）到10^{-10}（cm^2/s）的数量级。树脂基复合材

料的湿扩散系数非常小，当它处于相对湿度100%的环境中时，吸湿达到全饱和状态可能需要几个月甚至几年。

设计中采用的典型办法是假设一种最坏的情况。如假设材料处于全饱和状态，则可以计算其减缩许用强度。这是一种保守的办法，因为典型的使用环境达不到全饱和。采用这种办法是因为可以相当简单地考虑吸湿的影响。可以预期，随着设计数据和分析方法的成熟，将会发展出更符合实际的方法。

对于热传导，达到稳定的、或与时间无关的状态所需要的时间极少，所以，与时间相关的瞬时状态对于层压板来说，一般没有实际意义。

5.3.4.1 对称层压板

可以通过选择铺层顺序来控制环境对层压板的刚度和尺寸稳定性的影响。当对称层压板处于规定的均匀分布的恒温和恒吸湿量情况下时，这种环境对层压板面内刚度的影响与所选择的铺层方向的相对百分数有关。例如，0°铺层为主铺层顺序层压板的纵向模量几乎与环境无关。值得注意的是，提高层压板的一种面内模量的耐环境性时，可能降低其他性能的耐环境性。

层压板的弯曲和扭转刚度既受铺层顺序又受到环境的影响。可产生较高拉伸或剪切模量的外部铺层组的优先铺层顺序，也会相应地提高层压板的弯曲刚度或扭转刚度。与面内模量一样，弯曲刚度或扭转刚度越高，相应的耐环境性就越好。当对层压板耐环境的能力进行优化时，必须考虑环境和铺层顺序的相互影响，对板的纵向弯曲、横向弯曲和扭转作折衷选择。

非对称的温度和吸湿量分布对层压板的刚度矩阵[ABD]中各分量的影响不同，这取决于铺层顺序。一般来说，对于具有对称温度和吸湿量分布的对称层压板，其耦合刚度分量为零，而对于具有非对称温度和吸湿量分布的对称层压板，其耦合刚度分量不为零。这种影响可以很小或很大，取决于铺层顺序、材料类别、板厚和温度/吸湿量梯度变化的程度。

在对称层压板中，相对于其中面出现了不对称的残余应力分布时，将使板产生由环境诱导出的翘曲,这可能是固化过程中沿板厚加热不均匀或晶化不均匀引起的。非对称的温度和吸湿量分布也可能使对称层压板翘曲，这是由于沿板厚的不对称收缩和膨胀引起。

5.3.4.2 非对称层压板

非对称层压板在任何环境条件下（即定常的，对称和非对称温度和湿度分布下）的面内湿热的膨胀与铺层顺序有关（文献5.3.4.2(a)）。一般来说，非对称层压板都会受环境影响而发生翘曲。

非对称层压板的翘曲与铺层顺序有关，其变形大小受到温度和吸湿量的影响。只有在其温度分布和吸湿量分布不引起残余应力，或所引起的残余应力是对称分布的情况下，非对称层压板才不会产生翘曲。不引起残余应力的均衡状态可称作无应力条件（见文献5.3.2(e)）。

由于非对称铺层顺序的层压板受温度和湿度影响会产生翘曲，在工程结构中一般避免使用。业已发现，非对称层压板的翘曲形状与铺层顺序和板厚与面内尺寸的比值有关（见文献5.3.4.2(b)和(c)）。比较薄的层压板倾向于产生柱状变形而不是经典层压板理论所预计的马鞍形，采用非线性理论已对这种影响进行了精确的模拟。

有关层压板铺层顺序影响的补充资料可见5.6.5节。

5.3.5 层压板的应力分析

结构分析中，可按5.3.3节中定义的物理特性，把层压板表示成等价的均匀各向异性板元或壳元。分析的结果是确定板表面上任一点的合应力、合力矩、温度和吸湿量。根据这些状态下确定的局部值，就可完成对层压板的分析，即确定在每一种临界设计状态下，层压板各单层中的应力状态和强度裕度。

5.3.5.1 机械载荷引起的应力

为了确定各单层中的应力，要用到层压板的中面应变和中面曲率矢量。层压板的本构关系可写成

$$\begin{Bmatrix} N \\ \cdots \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ \cdots & | & \cdots \\ B & | & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \cdots \\ \kappa \end{Bmatrix} \qquad 5.3.5.1(a)$$

经简单转换可得出关于$\{\varepsilon^0\}$和$\{\kappa\}$的关系式

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \cdots \\ \kappa \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ \cdots & | & \cdots \\ B & | & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N \\ \cdots \\ M \end{Bmatrix} \qquad 5.3.5.1(b)$$

当给定中面应变和曲率矢量时，层压板的总应变可写成为

$$\{\varepsilon_x\}^i = \{\varepsilon^0\} + z\{\kappa\} \qquad 5.3.2(d)$$

层压板的厚度上任一点的应变现在已由板的中面应变和中面曲率乘以该点到中面的距离之和给出。层压板第i层中心的应变场为

$$\{\varepsilon_x\} = \{\varepsilon^0\} + \frac{1}{2}\{\kappa\}(z^i + z^{i-1}) \qquad 5.3.5.1(c)$$

式中

$$\frac{1}{2}(z^i + z^{i-1})$$

为中面到第i层中心的距离。因此，可以由层压板厚度上的指定点到中面的距离确定该点由曲率引起的应变。

式5.3.5.1(c)所确定的应变是相对于层压板的任意坐标系的。可采用前面推导的坐标转换式5.3.1(m)，将这层的应变转化到沿材料的主方向的坐标系。于是

$$\{\varepsilon_l\}^i = [\theta^i]^{-1}\{\varepsilon_x\}^i \qquad 5.3.5.1(d)$$

式中上标i指哪一层，同时也用于指哪一个铺层角。

由材料主方向坐标系中确定的应变，在同一坐标系中的应力可用单层减缩刚度矩阵表示为（见式5.3.1(h)）

$$\{\sigma_l\}^i = [Q^i]\{\varepsilon_l\}^i \qquad 5.3.5.1(e)$$

另外，由于每一层的材料可能不相同，转换刚度矩阵必须是针对相应层的。

材料主方向坐标系中的应力也可以不用材料主方向坐标系中的应变确定，采用在层压板坐标系中确定的应变（式5.3.5.1(c)）和用单层转换刚度矩阵（见式5.3.1(o)，(q)，(r)），把层压板坐标系中的应力写成为

$$\{\sigma_x\}^i = [\overline{Q}^i]\{\varepsilon_x\}^i \qquad 5.3.5.1(f)$$

然后，用关系式5.3.1(m)将应力转换到材料主方向坐标系中去，于是有

$$\{\sigma_l\}^i = [\theta^i]^{-1}\{\sigma_x\}^i \qquad 5.3.5.1(g)$$

回顾这些关系，可以看出，对于受面内载荷的对称层压板，其曲率矢量为零。这意味着层压板坐标系中，每一层的应变是一样的，且等于层压板的中面应变，各层铺层角的不同只在各自的材料主方向坐标系中引起不同的应力和应变场。

5.3.5.2 由温度和湿度引起的应力

在5.3.3.3节中，推导了复合材料层压板的热弹性响应方程。曾指出甚至在允许板自由膨胀时，热载也可能在层压板中引起应力。因为层压板中铺设方向不同的各单层间的热膨胀系数不协调会引起这种热应力。无论是前节讲的机械应力，还是热机械应力都要用来计算层压板的强度。

计算热诱导应力时，要用到热弹性的本构关系（式5.3.3.3(f)-(i)），注意到由于热应力的效应，要求$\{N\}=\{M\}=0$，这些关系可写成为

$$\begin{Bmatrix} 0 \\ \cdots \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & | & B \\ \cdots & | & \cdots \\ B & | & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ \cdots \\ \kappa \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} N^T \\ \cdots \\ M^T \end{Bmatrix} \qquad 5.3.5.2(a)$$

对此关系式求逆，则可得到层压板的自由热应变和曲率矢量，按照前面的处理方法，任一层中的应变场可写成为

$$\{\varepsilon_x\}^i = \{\varepsilon^0\} + \frac{1}{2}(z^i + z^{i-1})\{\kappa\} \qquad 5.3.5.2(b)$$

在层压板坐标系中的应力为

$$\{\sigma_x\}^i = [\overline{Q}^i]\{\varepsilon_x\}^i - \{\Gamma_x\}^i \Delta T^i \qquad 5.3.5.2(c)$$

然后将其转换到材料主方向坐标系，于是

$$\{\sigma_l\}^i = [\theta^i]^{-1}\{\sigma_x\}^i \qquad 5.3.5.2(d)$$

把应变直接转换到材料主方向坐标，然后求材料主方向坐标系中应力的方法也可以得到这一应力。

对于处于均匀温度场中的层压板，其耦合刚度矩阵$[B]$和合热力矩矢量$\{M^T\}$变为零，则

$$\{\varepsilon^0\} = \{\alpha_x\}\Delta T \qquad 5.3.5.2(e)$$

及

$$\{\kappa\} = 0 \qquad 5.3.5.2(f)$$

在这种情况下，各单层在层压板坐标系中的应变相同，其值为

$$\{\varepsilon_x\}^i = \{\varepsilon^0\} = \{\alpha_x\}\Delta T \qquad 5.3.5.2(g)$$

材料主方向坐标系中的应力为

$$\{\sigma_x\}^i = [\overline{Q}^i]\{\alpha\} - \{\alpha_x\}^i\Delta T \qquad 5.3.5.2(h)$$

这些关系式指出了由层压板自由热膨胀引起的应力，与层压板和单层热膨胀矢量之差值间的关系。所以，这些应力与单层的自由膨胀值和层压板允许单层膨胀值之差值成正比。

如果所研究的层压板的热膨胀呈各向同性，上述关系式可以进一步简化。可以看出，对于层压板经受温度均匀变化这类情况，在材料主方向坐标系中，每一个单层的应力都相同，应力矢量为

$$\{\sigma_l\}=\frac{E_{11}(\alpha_{22}-\alpha_{11})\Delta T}{1+2\nu_{12}+\frac{E_{11}}{E_{22}}}\begin{Bmatrix}1\\-1\\0\end{Bmatrix} \qquad 5.3.5.2(i)$$

由上式可见，横向应力与纤维向的应力相等，但符号相反。

关于吸湿引起的应力，可以作相似的推导，当用湿膨胀系数$\{\beta_l\}$代替热膨胀系数$\{\alpha_l\}$时，可采用本节所有的结果。

5.3.5.3 网格分析

对于受面内载荷的层压板，有时可采用另一种方法计算它的单层应力。这种方法即是网格分析，顾名思义，它把层压板处理成网格，认为所有的载荷都由纤维承受，基体仅起保持纤维几何位置的作用。

因在这种分析模型中，假设载荷仅由纤维承受，则在材料主方向坐标系中的应力-应变关系可表示为

$$\sigma_{11}=E_1\varepsilon_{11} \qquad 5.3.5.3(a)$$

或

$$\varepsilon_{11}=\frac{1}{E_1}\sigma_{11} \qquad 5.3.5.3(b)$$

并且

$$E_2=G_{12}=\sigma_{22}=\sigma_{12}=0 \qquad 5.3.5.3(c)$$

由于排除了板的横向和剪切刚度，用网格分析计算的层压板的刚度将比用层压板理论计算的小些。在表5.3.5.3中，针对高模量石墨/环氧复合材料的准各向同性层压板，对这种影响作了说明。用网格分析预估的刚度性能大约比用层压板理论预估的约小10%。试验结果均表明，层压板理论的预估值比网格分析的预估值更符合实际。

虽然用网格分析方法预估出的刚度值有一定的局限性，但可以用来对基体有些损伤的复合材料作近似估计，也可考虑当作对最坏情况的分析，因此，常常用于预估复合材料层压板的极限强度。

表5.3.5.3 层压板的弹性常数

分 析	E_x Msi(GPa)	E_y Msi(GPa)	G_{xy} Msi(GPa)	ν_{xy}
层压板理论	9.42 (64.9)	9.42 (64.9)	3.55 (24.5)	0.325
网格分析	8.33 (57.4)	8.33 (57.4)	3.13 (21.6)	0.333

5.3.5.3.1 网格分析在长纤维缠绕压力容器设计中的应用

网格分析是近似分析长纤维缠绕压力容器中环向应力和轴向应力的一种简单办法。这种方法认为结构中引起的应力完全由增强纤维承受，而且所有纤维都处于均匀受拉状态；忽略基体所承受的载荷，基体仅起保持纤维几何位置的作用。网格分析不能用于确定板的弯曲应力、剪切应力或不连续的应力以及板的失稳。

为了举例说明网格分析的原理，考虑一半径为R并受内压P的长纤维缠绕压力容器。假设该容器仅用$\pm\alpha$ 缠绕角的纤维螺旋缠绕，纤维的许用应力为σ_f，容器壁厚为t_f，图5.3.5.3.1(a)中示出了作用在沿$\pm\alpha$ 螺旋层的轴向力，工作载荷N_x为轴向单位长度上的力。

对轴向力求和

$$N_x = \frac{PR}{2} = \sigma_f t_f \cos^2 \alpha \qquad 5.3.5.3.1(a)$$

求解t_f，则得到承受内压所需要的螺旋纤维层的厚度

$$t_f = \frac{PR}{2\sigma_f \cos^2 \alpha} \qquad 5.3.5.3.1(b)$$

图5.3.5.3.1(b)中示出了作用在$\pm\alpha$ 螺旋层上沿环向的力，工作载荷N_H为环向单位长度上的力。

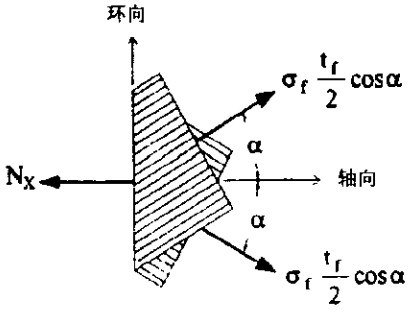
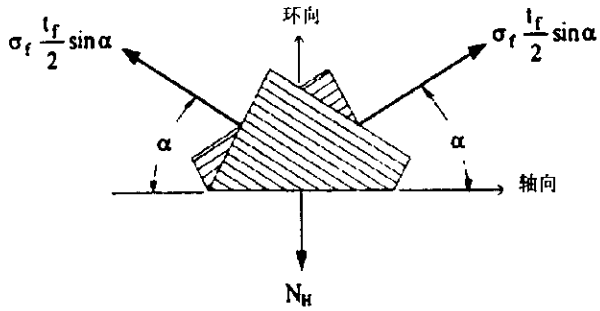


图5.3.5.3.1(a) 螺旋层元素-轴向



5.3.5.3.1(b) 螺旋层元素-环向

对环向力求和

$$N_h = PR = \sigma_f t_f \sin^2 \alpha \qquad 5.3.5.3.1(c)$$

求解t_f

$$t_f = \frac{PR}{\sigma_f \sin^2 \alpha} \qquad 5.3.5.3.1(d)$$

将式5.3.5.3.1(b)的t_f代入5.3.5.3.1(c)得到$\tan^2\alpha=2$，则可求出缠绕角$\alpha=\pm54.7°$，此即仅采用螺旋层的压力容器所要求的缠绕角。

现在来考虑既用螺旋层又用环向层长纤维缠绕的压力容器，此时，螺旋层的缠绕角为$\pm\alpha$，环向层的缠绕角为90°，在图5.3.5.3.1(a)中又示出了作用在$\pm\alpha$ 螺旋层轴向的力，对轴向力求和，求解t_f，得到式5.3.5.3.1(b)，t_f即为承受内压所需的螺旋层的厚度。图5.3.5.3.1(c)中示出作用在$\pm\alpha$ 螺旋层和环向层中沿环向的力，对环向力求和，并代入式5.3.5.3.1(b)的t_f，则得

$$t_f = \frac{PR}{2\sigma_f}(2 - \tan^2 \alpha) \qquad 5.3.5.3.1(e)$$

式中t_f为承受内压时所需要的环向层厚度。

纤维厚（t_f）和纤维的许用应力（σ_f）还可以用如下标准纤维缠绕项表示：缠绕带密度（A）为每英寸带宽的增强纤维量，这里的带宽（W）为当其用作芯轴时增强纤维的宽度。（纤维）束抗拉能力（f）为一束增强纤维的承拉能力，层（L）为承受内压时所需的层数。把这些项代入式5.3.5.3.1(b)，求解L

$$L = \frac{PR}{2Af_{HELIX}\cos^2 \alpha} \qquad 5.3.5.3.1(f)$$

式中L为承受内压时所需要的螺旋层的数量。把这些项代入式5.3.5.3.1(e)，求解L，

$$L=\frac{PR}{2Af_{\mathrm{HOOP}}}(2-\tan^2\alpha) \qquad 5.3.5.3.1(f)$$

式中L为承受内压时所需要的环向层的数量。

纤维束的抗拉能力（f_{HELIX}和f_{HOOP}）可以由试验近似地确定，标准的做法是，设计和制造出压力容器进行水压爆破试验，令其发生螺旋向或环向破坏。将各设计参数以及水压爆破试验结果代入式5.3.5.3.1(f)和5.3.5.3.1(g)，并求解f，便可得到给定的纤维束沿螺旋方向和环向的承拉能力。

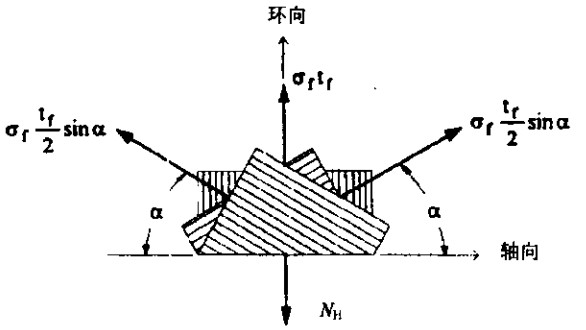


图5.3.5.3.1(c) 螺旋层和环向层元素——环向

网格分析是对长纤维缠绕的压力容器的环向和轴向应力作近似分析的一种有用方法，并是一种保守的分析方法，因其仅考虑增强纤维的强度。然而，当用于近似地确定纤维束的抗拉能力时，网格分析不失为一种很好的初步设计方法，因此仍被纤维缠绕工业普遍采用。

5.3.5.4 层间应力

用业已发展的分析方法预估层压板每个单层内的应力。由于假设的是平面应力状态，所以所预估的应力是二维的。在有些情况下，平面应力假设是不合理的，则需要进行三维应力分析。

在层压板的某些自由边处，只有加上无应力边界条件时，才能采用二维应力状态分析层间应力。

5.3.5.5 非线性应力分析

本章中前述所有涉及铺层的内容都是按线弹性来考虑的，由于内部损伤或基体材料的非线性特性可能引起复合材料呈现非线性。基体非线性或微裂纹可能使铺层的横向应力或轴向剪应力的应力-应变曲线呈非线性。当出现这种情况时，5.3.5.3.1节中关于层压板的弹性应力分析必须要用非线性分析代替。文献5.3.5.5中介绍了一种非线性分析的简便方法。

5.3.6 小结

1. 当单层与层压板的参考轴成一角度时，5.2节所讲的单层刚度关系式必须要转换到层压板的坐标系，以进行层压板的应力-应变分析。
2. 单层在材料主方向上的应力和应变关系可由6×6阶的对称柔度矩阵[S]和刚度矩阵[Q]表示。
3. 单层应力和应变由材料主方向的层压板坐标系的转换可依照张量分量的转换规则进行。（式5.3.1(k)-(m)）

4. 层压板理论按各向同性材料的经典薄板理论对层压板作了相同的简化，所以，所采用的计算应力和应变的方法取决于层压板的厚板应远小于板的面内尺寸。
5. 层压板内任一点的应变可按其中面应变（ε）和曲率（K）与该点至中面距离（Z）的乘积之和表示。
6. 层压板的载荷（N）和力矩（M）与中面应变和曲率的关系可用3×3阶的[A]，[B]和[D]刚度矩阵表示（式5.3.2(k)-(m)）。
7. 一般可以采用二维层压板理论预估层压板中每个单层的应力，面内应力是基于平面应力假设计算的。在有层间应力的情况下，需要进行三维应力分析。
8. 对称层压板的拉-弯耦合效应由于对称的铺层顺序而消失，因此[B]=0。
9. 由于非对称层压板在加工和使用中易产生翘曲，所以在复合材料结构设计和制造中一般应该避免采用。

5.4 层压板的强度和失效

5.3.5节介绍了层压板在受机械载荷、温度变化和吸湿时的应力分析方法，可以用这种应力分析的结果评估层压板的强度。由于复合材料层压板结构复杂，可能呈现多种失效模式，因此需要对其失效模式，以及失效应力或应变进行预估。对层压板进行强度分析，就是确定其应力或应变空间的失效界面。

可以在对层压板级或对单层级使用应力或应变的限制中，挑选一种方法计算层压板的破坏强度，比较常用的方法是采用单层级的应力或应变估算层压板的强度。由给定层的平均应力计算起始损伤，常称之为“第一层失效”；或者，计算临界破坏，称之为“极限破坏”。在前一种情况下，还要计算导致层压板失效的后续损伤。后续损伤的计算有时采用“后续层失效”的方法进行，有时可采用“网格”分析，以后再讨论这些方法。对采用单层级应力进行失效计算的合理性进行评估时，应考虑4个影响因素。第一个因素是，应采用哪些试验（或分析）来定义单层强度值的问题，特别是，单向复合材料试件在横向拉伸的试验中，可能产生平行纤维方向的断裂破坏，而同样的裂纹对层压板的试验结果却没有多大影响，试验时必须识别这种特殊情况。第二个因素是关于单层内的局部失效假设的问题，这个假设把单层的局部失效限制在该层内，失效是按这一层的应力/应变状态单独确定的。有明显的迹象表明，前面的假设在疲劳载荷作用下是不合理的，在疲劳试验中一层内的裂纹可能很快扩展到相邻层。在这种情况下，按逐层模型进行分析不是最好的办法。而且，在一个单层内的基体裂纹不能按该层的应力和应变单独确定，它要受相邻层的铺层方向及其厚度的影响（见文献5.4）。第三个因素是存在残余热应力，它是在加工过程中产生的，通常不知道它的大小。第四个因素是没有考虑产生分层可能性，特别是对板自由边可能产生分层的考虑，所以，这种方法只限于面内失效的情况。

5.4.1 后续层失效（分析）方法

5.4.1.1 初始层

为了预估初始损伤，对于受面内力和/或弯矩作用的层压板，考虑远离层压板边缘处的应力。如果没有外观弯曲，面内力沿板边为常数（均匀分布）、而且如果层压板的铺层均衡对称时，第i层中的应力为常数而且是平面应力状态。取单层的材料轴为参考轴，纤维方

向为x_1，其横向为x_2，则第i层中的应力可写成为σ_{11}^i，σ_{22}^i和σ_{12}^i。假设当满足所选用的半经验失效准则时，就发生了失效，失效准则中包含了所计算的应力或对应的应变。已提出了许多计算初始损伤的准则，它们大致可分为两类：基于模式的准则和纯经验的准则。基于模式的准则可处理每一种可识别的物理失效模式，如纤维方向的拉伸破坏和基体控制的横向失效。纯经验的准则一般是由单层的三个应力或应变分量组合而成的多项式，这类准则试图将几种不同的失效机理组合成一个函数，所以，它可能比基于物理模式准则的代表性差些。所有的准则都依赖于单层级的试验数据建立参数，所以，本质上至少部分是经验性的。

如何选择合适的准则是个有争议的问题，任何准则的合理性最好通过与试验数据的比较加以确定，其结果是对于不同的材料要选择不同的准则。作为例子，这里给出两个基于模式的失效准则：最大应变准则和由Hashin提出的失效准则。对于工程师来说，重要的是在选择和使用失效准则时要考虑材料、使用情况和试验数据。

最大应变准则可写成为

$$\begin{aligned}\varepsilon_{11}^{cu} \le \varepsilon_{11}^i \le \varepsilon_{11}^{tu}\\ \varepsilon_{22}^{cu} \le \varepsilon_{22}^i \le \varepsilon_{22}^{tu}\\ \left|\varepsilon_{12}^i\right| \le \varepsilon_{22}^{su}\end{aligned} \qquad 5.4.1.1(a)$$

对于给定的加载情况，将每层的应变与这些准则进行比较。无论哪层的应变首先达到了它的极限值时就表明发生了这种模式的失效，并指出了在这种加载情况下的第一个失效层。极限应变ε_{11}^{tu}，ε_{11}^{cu}等是规定的单层允许的最大应变，一般来说，这些量是由单向层压板在单轴载荷下的试验数据按某种统计规律确定的。例如，在轴向应变ε_{11}的情况下，可采用单向试验的B基准许用应变。也可以规定另外的限制应变，例如，在剪切应变的情况下，可以用等价的“屈服”应变代替极限剪应变。

Hashin提出的失效准则（见文献5.4.1.1(a)）可写成

- 纤维模式

  拉伸

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{tu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(f)$$

  压缩

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{cu}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(g)$$

- 基体模式

  拉伸

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{tu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(h)$$

  压缩

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2F_{23}^{su}}\right)^2+\left[\left(\frac{F_2^{cu}}{2F_{23}^{su}}\right)^2-1\right]\left(\frac{\sigma_{22}}{F_2^{cu}}\right)+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.2.4(i)$$

应指出的是，这些准则的某些使用者，为了反映剪切失稳模型对压缩破坏机理的贡献，在公式5.2.4(g)中附加了一个剪切项，（见文献5.4.1.1(b)）。在这种情况下，公式5.2.4(g)要用下式代替

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{F_1^{cu}}\right)^2+\left(\frac{\sigma_{12}}{F_{12}^{su}}\right)^2=1 \qquad 5.4.1.1(b)$$

准则中限制应变 F_1^{cu}，F_{12}^{su} 等为指定的单层允许的最大应力。与应变情况一样，一般采用单向试验的统计数据确定这些量。作为需要小心的例子，应指出，90°单向复合材料试件受拉时的破坏应力，不一定就是多向层压板中单层的临界应力水平。由于单层中密集裂纹会降低有效刚度，作为代替，可对裂纹密集处的应力水平选用一个特定值，通过断裂力学分析或正交层压板的试验确定这个应力水平（文献5.4）。

损伤分析时，要针对层压板的每一层选用失效准则。将满足准则要求的那些单层中的最低外载，定义为层压板的初始损伤载荷，对失效层及其失效特性（即纤维断裂或沿纤维裂纹扩展）进行鉴别。一般称其为第一层失效。当第一层失效是由纤维断裂引起的时，层中产生的裂纹将使相邻层产生应力集中，在这种情况下，认为第一层失效等同于层压板失效是合理的。当第一层失效是由基体裂纹和/或纤维基体间的界面分离引起的时，则要采用不同的准则。当存在大量的基体模式损伤时，单层的承载能力将有明显的变化，对此要作合适的考虑。在下节中，将讨论处理这种情况的办法。

在初始失效或起始损伤分析中，另一值得关注的问题是对弯曲、边界应力和残余热应力的考虑。当存在外部的弯矩、和/或扭矩，或当层压板不对称时，板会发生弯曲。在这些情况下，单层的 σ_{11}^i，σ_{22}^i 和 σ_{12}^i 相对于 x_3 是对称的。因而，各层界面上的应力取最大值和最小值，对每层的这些部位必须用失效准则进行检查。可采用最大值或采用平均值等不同的方法对这些情况进行分析。

按边界应力的结果计算起始失效时，由于边缘应力变化急剧（由分析的奇异性呈现出的）使求解更加复杂。数值方法不能揭示边缘应力的奇异性，故只能采用分析处理的方法（即文献5.4.1.1(a)）。对层压板失效时边缘应力场的蕴涵难以评估，这会使人联想到断裂力学，在某种意义上讲，裂纹尖端的应力理论上是无限大的。断裂力学中用基于裂纹张开所需的能量作为裂纹扩展的准则或等价地采用应力密度矢量值作标准，克服了这个困难。对于层压板边缘的奇异情况也可作类似考虑。由于层压板边缘的裂纹要在各向异性的层间扩展，因此对于复合材料来说，这种情形更加复杂。所以，看起来在目前情况下，边缘失效问题只有交给试验或近似分析来解决。

在计算第一层失效时，还必须考虑残余热应力。分析中要包括残余热应力的原因十分明显，加工制造后就存在这种应力。所以，可以预料它们对第一层失效有影响。然而，基体材料存在粘弹性，或与时间相关的效应，其残余应力值经过应力松弛后会减小。另外，由于在基体中生成了横向微裂纹，也会减小加工过程中的应力。在分析中究竟要不要包括这种残余应力的问题，由于难以测量层压板中的这种应力而变得十分复杂，并且，由于在层压板试验过程中很难发现第一层失效，也使这个问题复杂化了。在单层失效计算中，普遍的做法是忽略这种残余热应力，尚没有得到可以支持这种做法的数据，然而，目前，聚合物基体层压板的损伤容限要求其使用许用应变为3 000-4 000 με，这个准则变成了支配设计的约束条件，暂时排除了解决残余热应力影响的需要。

5.4.1.2 后续失效

第一层失效后，层压板常常仍有很大的剩余强度，特别是如果第一层的失效是基体失效起主导作用时。分析后续失效的一个保守办法是，令第一个失效层的承载能力降低至零。若失效以纤维控制的模式发生，按照前面的讨论，可把它当作层压板的最终失效，否则，就令沿纤维方向的刚度E_L降低为零。若失效以基体控制的模式发生，则失效层的弹性性能E_T和G_L将减少至零。然后，重复进行分析直至所有层失效。一般来说，值得关注的逐步失效是基体失效模式中的初始失效和后续失效。在这种情况下，根据网格分析法的基本假设，可令所有层的E_T和G_L为零，确定层压板的极限载荷。文献5.4.2中介绍了对第一层失效之后的性能建立分析模型时涉及的基本问题。对于有些材料和/或对于某些性能来说，基体模式的失效也许不会有很大影响，但是对于另一些性能如热膨胀系数、铺层开裂，基体模式的失效可能有很大影响。

5.4.2 纤维失效分析方法（层压板级失效）

复合材料层压板强度计算时，要考虑两种代表性的应力或应变水平。一种是发生非灾难性第一层失效时的应力或应变状态，另一种是层压板可以承受的最大静应力或应变状态。在这两种情况下，材料中只有非常少的微裂纹，或者在使用处不需要考虑微裂纹的影响，故可以用基于纤维失效的失效准则进行分析。宇航工业中普遍的实际情况是采用根据纤维的许用应变规定的失效准则，认为任一单层纤维的失效就是层压板的最终失效，因此，失效是一种简单的结果而不是一种过程。

或许，这种层压板级失效准则的一个最普通例子就是修正的最大应变准则，最初都是采用沿板无外弯矩，薄膜力为常数等相同的假设。单层的失效包络线与拉伸和压缩载荷为主的常规的最大应变包络线相同，但如图5.4.2中所示，在拉-压（剪）象限中引入了截止线。这个准则的关键假设是认为层压板性能由纤维控制，这意味着在足够多方向上存在着纤维，应变受到纤维的限制，阻止了基体裂纹扩展。在大量的实际应用中，把这种在足够多的方向存在纤维的情况转化成为至少在相对于主载荷的四个方向：0°，90°和±45°的每一个方向上都有纤维的典型情况。而且，为了阻止基体宏观裂纹扩展，铺层不采用成组铺设（即相同方向的几层不铺在一起）。根据这些假设，最大应变准则向层压板级的第一个转换是把对横向θ_{90}方向的应变限制转化为纤维方向的应变限制，以反映出层压板在多个方向上都有纤维、其应变在面内任何方向都受到限制的“巧妙设计”。另一种可选择的办法是，如果有理由相信基体裂纹将起重大作用时，基于纤维方向应变的90°应变截止值可由经验确定的反映基体控制模式的拉伸限制所取代。这种限制最初表示为常应变限制，然而，如果这一限制是根据单层中一不变的90°方向应力确定的时，则在应变平面中将得出一条与单向层压板泊松比相关的斜线，其斜率为

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\nu_{LT}^{\text{lamina}}\right) \qquad 5.4.2(a)$$

如图5.4.2中所示，这个截止线与单轴载荷线平行。应进一步指出，由于假设在多个方向的纤维限制，这种应变低于其失效值，不能用由单层级的剪应变引起的可能限制值。

许多使用者都意识到需要对拉-压象限内的最大应变预估值进行截取，尽管各种截取方式不相同，或许最广泛采用的截取形式如图5.4.2所示。这种截取最初是根据纤维控制的层压板在受剪时获得的数据做出的，这些数据落在第二和第四象限。45°截止线代表常剪应变的轨迹。两条对称截止线的位置，可以通过寻找单轴应变限制线与代表沿0°和90°单向板中

纤维方向纯单轴应力状态线交点的方法来确定。在交点处，轴向应变现在就变得比剪应变更关键了。所以，通过坐标原点引两条斜线寻找截取值的边界点，斜线与相关轴的倾角与单向铺层泊松比之间的关系为

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\nu_{LT}^{\text{lamina}}\right) \qquad 5.4.2(b)$$

于是就得出了沿纤维方向的纯单轴应力状态，由这两条斜线的交点中，纯单轴应力单向层的交点，可确定每种截取值的边界点。另一方面，由于要把另一端的单轴应变测量值向下截取到失效值，所以，经常必须按较高的单轴强度确定边界点。对于所有纤维控制的层压板来说，这种办法可得到相同的失效图。应强调的是，每当层压板含有织物铺层时，这种办法都要求采用单向层的泊松比。

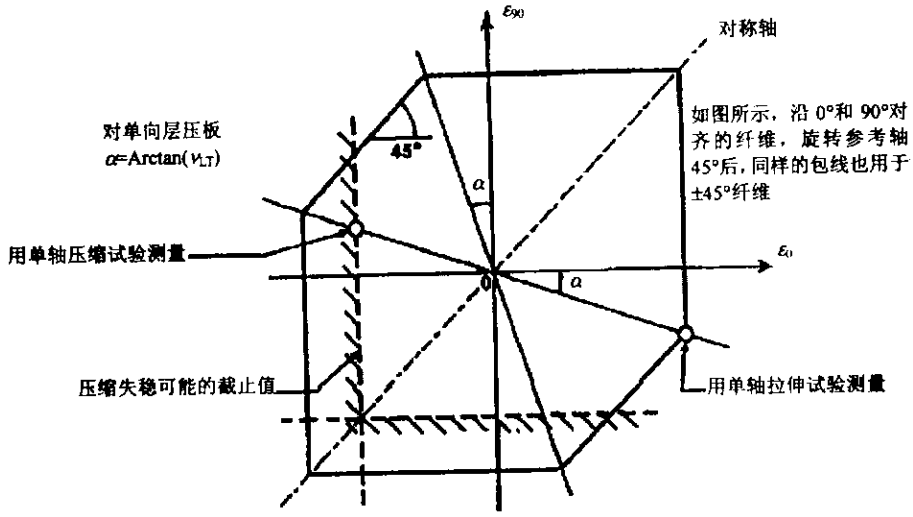


图5.4.2　层压板级失效分析方法举例

图5.4.2中所描绘的失效模型已由纤维增强聚合物基复合材料在亚音速飞机中的使用经验得到了发展，特别是使用单层ν_{TL}近似为零的碳/环氧复合材料的经验。不应把这种模型用于其他的复合材料，例如晶须增强金属基材料。图5.4.2只描述了纤维控制的失效情况，因为，对于在亚音速飞机上使用的纤维聚合物基复合材料来说，没发现基体中的微裂纹会引起层压板的静强度下降。特别是，如果工作应变水平受到螺栓孔，或损伤容限和修理条款规定的限制时，基体中的微裂纹更不会降低层压板的静强度。然而，随着新型复合材料的出现，为了能承受超音速使用环境，当在更高温度下进行固化时，这种方法可能不再合适了。因为固化温度与使用时的最低温度相差较大，固化后冷却期间产生的残余应力将很大。

把这组截取和原有的层压板级最大应变准则结合在一起，可得到如下使用方程组，它可用于层压板级应变沿着垂直于纤维方向的情况。

$$\begin{aligned}
&\varepsilon_{11}^{cu} \le \varepsilon_{11}^{i} \le \varepsilon_{11}^{tu} \\
&\varepsilon_{11}^{cu} \le \varepsilon_{22}^{i} \le \varepsilon_{11}^{tu} \\
&\left|\varepsilon_{11}^{i} - \varepsilon_{22}^{i}\right| \le \left(1 - \nu_{LT}^{\text{lamina}}\right)\left|\varepsilon_{11}^{tu} \text{或} \varepsilon_{11}^{cu}\right|^{*}
\end{aligned} \qquad 5.4.2(c)$$

(*表示取二者中较大者)

有必要指出，上述这些公式仅适用于纤维控制的层压板。要进一步指出的是，对每个单层横向应变ε_{22}^{i}的限制是由该层横向纤维决定的，因此，不可能表征基体开裂的特性。如

果用于混杂复合材料，必须对此小心考虑。而且，正如前面讨论的，如果从结构上考虑，基体开裂的影响很重要时，必须根据经验观察增加应力或应变的截止值。在此情况下，需要评估基体裂纹对层压板后续性能的影响。

如5.4.1节所述，当有外弯矩和/或外扭矩作用时，或者当层压板的铺层不对称时，板会发生弯曲，在此情况下，和其他失效准则一样，必须考虑层压板级应变沿板厚变化的影响。

5.4.3 层压板设计

以“毯式曲线”形式给出的设计图，对选择合适的层压板十分有价值。图5.4.3中给出了具有各种0°、±45°和90°方向铺层比例的层压板轴向拉伸强度的毯式曲线。

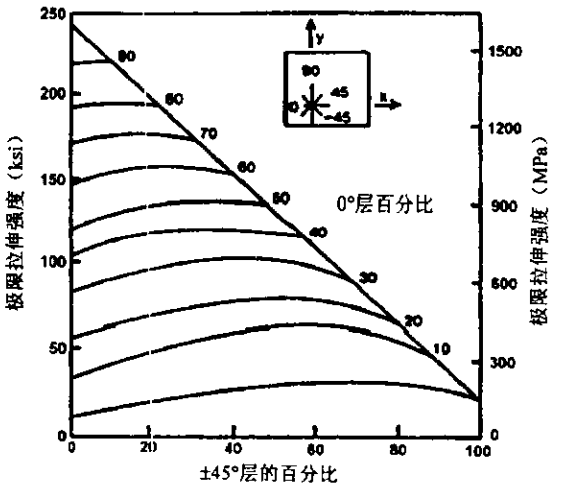


图5.4.3 高强度碳/环氧层压板$[0_f/\pm45_f/90_k]_s$系列的拉伸强度（文献5.4.3）

按强度设计层压板的铺层顺序（LSS）的优化设计是项十分困难的工作，优化方案必须对层压板材料的失效机理、层压板的受载类型（即拉伸或压缩）和所处的环境（即温度和湿度），以及经历（即疲劳和蠕变）等进行权衡。另外，载荷的传递必须适当的模型化，以考虑元件的几何尺寸和边界支持的影响。即使对于简单的单轴载荷情况，层压板铺层顺序和强度之间的关系也比较复杂。当前有一些按强度优化铺层顺序的定性规则，但它们是针对有限的材料和载荷情况进行研究得出的。

层压板强度和铺层顺序间的关系取决于几个需要考虑的因素。已经知道其基体局部失效的起始和增长与铺层顺序有关，当发生这种失效时，层压板内部应力取决于铺层顺序并通过板的局部刚度和稳定性影响层压板强度。例如，分层时基本层压板分成了几个子层压板，子层压板的铺层顺序一般是不对称的。在板边缘处的分层引起的刚度降使载荷重新分配，可能降低层压板的有效拉伸强度。同样地，子层压板的局部失稳也会使载荷重新分配，可能降低层压板的有效压缩强度。结果，层压板及其子层压板两者的铺层顺序都影响层压板强度。

剪应力的分布在确定多向层压板的力学性能及其响应中起着重要的作用。类似于单层横向拉伸强度情况，单层的剪切强度取决于铺层顺序。业已发现均匀铺层顺序的层压板比之在同一方向上有成组铺层的层压板，其单层的在位剪切强度较高（文献5.4.3(b)）。在铺层顺序中固有的缺陷密度和层间应力似乎是影响各单层剪切强度分布的主要因素。

与弯曲刚度的情况类似，铺层顺序对复合材料层压板的弯曲强度有很大的影响，拉伸、剪切和压缩载荷情况下失效机理特性的全部组合都对弯曲强度有影响。表5.3.3.2(b)中示出了在层压板外层安排优先铺层的铺层方式可提高板的弯曲刚度。无损伤层压板的弯曲强度性能具有如表中所示的类似趋势，但是，由于冲击或使用中其他的原因引起的表面损伤，会使层压板弯曲强度严重下降。

层压板铺层顺序影响的补充资料可参见5.6.5节。

5.4.4 应力集中

结构中的孔或其他不连续会引起局部应力集中，这种高的局部应力会引起结构初始局部失效。对于复合材料来说，由裂纹或断裂引起失效的分析十分复杂，这是因为复合材料在细观上的多相性以及是由一层一层组成的缘故。层压板的有效面内刚度E_x，E_y和G_{xy}可以按5.3.3节给出的方法计算。可以把均衡对称层压板处理为均匀正交各向异性板，用这些规定的性能进行结构分析，采用正交各向异性弹性理论对计算板中的孔边应力(文献5.4.4(a))。图5.4.4(a)中示出了碳/环氧层压板中孔边应力集中的计算结果。由图可见，铺层方向的组合既影响孔附近的应力大小又影响应力分布，孔边的高应力可能引起初始断裂。

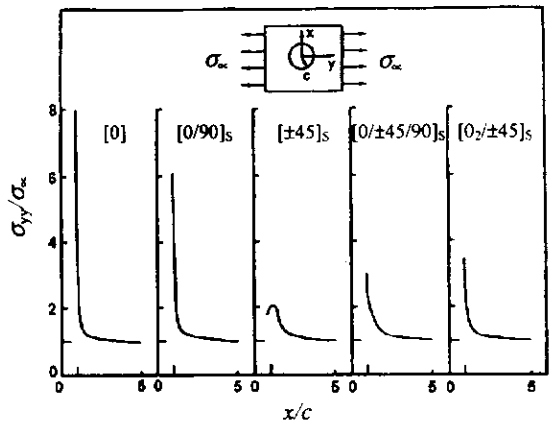


图5.4.4(a) 无限大正交各向异性均匀板中圆孔的应力集中系数

如果层压板呈脆性破坏，当孔边的最大拉伸应力等于无缺口材料强度极限时，将开始发生断裂，如图5.4.4(a)所示。在带孔拉伸试样中，破坏将在最小横截面处发生。破坏从应力集中最大的孔边开始。

考虑一个有限宽、带中心圆孔各向同性板的应力集中系数。图5.4.4(b)中示出了各种不同的孔径a与板宽W比例时板的应力分布。这类问题的基本应力集中系数等于孔边（$x=a/2$，$y=0$）轴向应力与作用的轴向应力σ_∞的比值，对于各向同性板中心带小孔的情况，这个系数等于3。最小截面处的平均应力σ_n高于作用应力σ_∞，由下面关系式给出

$$\sigma_n = \frac{\sigma_\infty}{(1-a/W)} \tag{5.4.4(a)}$$

净剖面应力集中系数k_n为最大应力与平均应力之比

$$k_n = \frac{\sigma(a/2,0)/\sigma_\infty}{(1-a/W)} \tag{5.4.4(b)}$$

对于弹脆性的层压板，断裂应力为

$$\sigma_{fr} = F^{tu} / k_n \qquad 5.4.4(c)$$

呈这种破坏形式的材料可称之为对缺口敏感的材料，反之，为塑性的或对缺口不敏感的材料，有减缓局部应力集中的效果。

在最大应力部位将会产生多种基体损伤，局部损伤会降低材料的刚度以及减少和缓和应力集中效应。已提出了几种减缓应力集中的半经验方法。

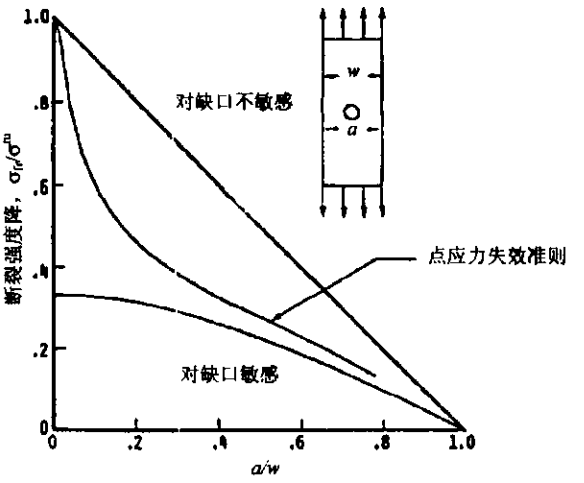


图5.4.4(b) 近似破坏理论

“点应力理论”（见文献5.4.4(b)）建议采用弹性应力分布曲线，如图5.4.4(a)所示，取距孔边距离为d_0处的应力集中进行计算。公式5.4.4(b)中的分母取$x=a/2+d_0$计算。其中特征距离d_0必须由试验确定。“平均应力理论”（见文献5.4.4(b)）取相似的途径，建议取距离为a_0范围内的弹性应力分布的平均值来计算应力集中

$$k_n = \frac{\int_{a/2}^{(a/2)+a_0} \sigma_y dx}{\int_{a/2}^{w/2} \sigma_y dx} \qquad 5.4.4(d)$$

这里，特征尺寸a_0也必须用试验确定。由这两种方法得到的应力集中可用于公式5.4.4(c)，即可确定断裂应力。为了说明不同类型材料特性引起的差别，图5.4.4(b)中给出了典型的结果。

带有开孔、缺口和穿透裂纹（即考虑损伤容限）层压板的拉伸强度及其铺层顺序之间的关系十分复杂（见文献5.4.4(c)-(g)）。由于缺口尖端的层内劈裂和分层等的某些组合，会降低应力集中，从而提高层压板的剩余强度。使层分离的分层，因允许在不出现纤维断裂时发生单个层的破坏，故会降低剩余强度。现有的大多数预估带缺口层压板拉伸强度的分析方法都依赖于由带缺口层压板试验所决定的参数（如特征尺寸，断裂能量参数），试验参数中包含了铺层顺序对失效的影响。随着今后模拟损伤逐步累积分析的发展，将会为研究铺层顺序的影响提供更有效的方法。有关层压板铺层顺序影响的补充资料见5.5.5节。

5.4.5 分层

分层的生成和扩展一般与铺层顺序有关，分层对拉伸强度性能可能有不同的影响，这

取决于分层的部位和所关心的特性。到目前为止，大多数的研究都是针对带有明显自由边表面的试件，在该表面区域内已知存在着层间应力集中。虽然所有的结构都有自由边，重要的是如何获得这种分析限制和用什么样的几何形状和尺寸的试件去完成试验。例如，当板的宽厚比等于或大于30时，对于边缘分层有决定性影响的层间拉应力将趋近于零（文献5.4.5(a)）。

如图5.4.5所示，当层压板试件受单轴拉伸时，易受边缘分层的影响，一般显示出较低的强度（极限应力）（见文献5.5.5.5.1.1(b)，5.4.5(b)-(f)）。层压板的强度降低直接与刚度降相联系，对于层压板呈稳定分层扩展情况，随边缘分层面积增加，刚度下降（文献5.5.5.5.1(b)），5.4.5(b)-(e)）。已经表明，对于分层呈不稳定扩展并伴随产生基体裂纹的层压板，边缘分层的起始与拉伸强度有关（见文献5.4.5(f)）。

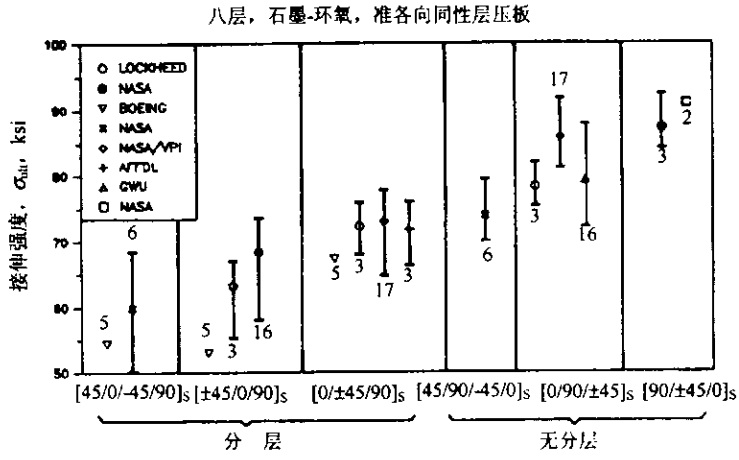


图5.4.5 无缺口拉伸强度随铺层顺序的变化（取自文献5.4.5(d)）

边缘分层引起的层压板刚度下降可能以两种不同的方式影响其所测得的拉伸强度（文献5.4.5(e)）。如果分层所有各层仍可继续承载，层压板的极限应变就等于主要承载层的临界应变。在此情况下，层压板的强度随表观轴向模量成比例地下降。但是，如果偏轴层不承载，这是因为它们被基体裂纹和分层的内连网络隔开了的缘故，则可能形成局部应变集中。发生这种情况时，层压板的整体破坏总应变可能比主要承载层的临界应变小。

自由边分层把一个层压板分开成几个子层压板，每个子层压板可继续承受拉伸载荷。此时层压板的表观模量取决于分层长度和子层压板的模量，子层压板的模量可用层压板理论计算。如果子层压板铺层是不对称的，存在严重的拉-弯耦合效应，则子层压板的模量与铺层顺序有关（文献5.4.5(g)和(h)）。可采用一种简单的混合律精确地计算层压板边缘分层时的表观模量（文献5.4.5(e)，(g)和(h)）。

层内基体裂纹和分层间的局部耦合可能使层压板产生完全或部分分离，除非损伤扩展到整个板宽，否则不可能发生层的完全分离。当层完全分离时，可按一种不计分离层组的修正混合律计算层压板的表观刚度和应变集中（文献5.5.5.5.1(c)和5.4.5(e)）。局部范围内刚度下降也会引起应变集中（文献5.4.5(i)）。应变集中既与局部刚度降有关，又与层压板的总体刚度有关。例如，具有显著各向异性的硬层压板（如受轴向载荷以0°铺层为主的层压板），会有很大的应变集中系数，因而，硬层压板的局部损伤容限比较软层压板（如准各向同性板）的小。

当存在高的层间剪应力时，边缘分层和基体裂纹扩展可能相互耦合从而导致灾难性失效。当受偏轴载荷时，设计中通常采用的层压板边缘分层特性（即准各向同性的层压板）主要受层间剪应力控制。注意，这种层压板的铺层相对于载荷轴线一般是不均衡的，对于这种层压板，测量出的拉伸强度与边缘分层起始值一致（文献5.4.5(f)），因此，需要用考虑层间应力影响的失效准则来预估拉伸强度。

对复合材料层压板的边缘效应进行计算时，要采用合适的分析方法（文献5.4.5.1.1(f)，5.4.5(d)，(g)，(h)，(j)-(l)）。在自由边分析中，应计及作用的机械载荷和环境的影响。有两种方法已成功地用于定量分析自由边应力和预估边缘分层：(1)基于应变能释放率的断裂力学方法（文献5.5.5.5.1(f)，5.4.5(d)，(g)，(h)，(j)）；(2)基于平均应力失效准则的材料强度方法（文献5.4.5(k)和(l)）。

已发现，同时使用在层压板各层间夹树脂层和将试件边缘磨光的方法可有效抑制边缘分层（文献5.4.5(f)），高韧性的层间材料具有抵抗分层的能力。防止边缘分层的另外方法包括：沿层压板边缘危险界面上布置树脂层片（文献5.4.5(m)），危险层的终止偏离边缘（文献5.4.5(n)），采用混杂材料（文献5.4.5(o)和(p)）以及采用锯齿状边缘（文献5.4.5(p)）等。

上面关于分层影响的大多数讨论都认为减小了拉伸性能。一般来说，对于容易产生边缘分层的无缺口试件是正确的。已经表明，远离层压板边缘发生的孤立分层（即制造缺陷）以及不与基体裂纹耦合的分层，对拉伸强度影响很小（文献5.4.5(r)）。理论上讲，当拉伸载荷是由于变形协调引起的时，这种分层不降低层压板的局部刚度，远离板边处的多个分层仅引起很小的拉伸强度下降（文献5.4.5(r)）。这可以用加载过程中分层和其他基体损伤（例如铺层开裂）间的耦合只引起部分铺层分离，从而只局部降低刚度来加以解释。本节的大部分讨论是关于自由边效应（5.5.3节）以及层压板铺层顺序的影响（5.5.5节）。

5.4.5.1 压缩

分层对压缩强度的影响通常比对拉伸强度的影响大得多，因此，在选择铺层顺序时，经常要对层压板抵抗分层的能力进行考虑。计算中必须对由于制造缺陷和/或使用中发生的事件如冲击等引起的分层影响加以考虑。例如，对避免试件边缘分层最好的铺层顺序，对抑制冲击在结构内部引起分层的效果不一定最好。

分层使层压板分离成子层压板，各子层压板有其自身相关的刚度、稳定性和强度特性。子层压板通常是不对称的，所以，所有子层压板的刚度将与铺层顺序有关。如图5.4.5.2所示，子层压板组的局部压缩性能和稳定性最终确定了灾难性失效。

含分层复合材料层压板的压缩失效主要取决于子层压板的稳定性。因为层压板中的分层可能在许多不同界面上发生，所以子层压板的铺层顺序一般不会是对称和均衡的。正如早先讨论过的，这种铺层顺序产生的拉弯耦合效应会降低屈曲载荷。另外，子层压板的边界条件和边界形状对于稳定性与铺层顺序间的关系也是至关重要的。

有几种预估复合材料层压板中子层压板稳定性的方法（文献5.4.5.1(a)-(e)），由于分析模型在子层压板的形状、边界条件和弯曲刚度的假设上不同，需要用试验数据判定哪些假设适合于所给定的问题。屈曲子层压板引起的面内和面外应力的重新分配对于层压板的压缩强度起着决定性的作用。

如果组合子层压板刚度耐环境的能力与层压板差别很大，环境条件可能对分层扩展及载荷重新分配起显著作用。前节中已概述了环境和铺层顺序对层压板尺寸稳定性的综合影

响。预计非对称子层压板的稳定性与其翘曲有关，翘曲变形既与它所处的环境条件又与铺层顺序有关。稳定分析中，可以把翘曲变形当成缺陷处理。

可采用类似于受拉层压板的方法对受压层压板自由边分层起始进行分析（文献5.4.5.1(a)）。一旦开始分层，其扩展情况取决于子层压板的稳定性。所以，必须结合分层扩展情况建立恰当的子层压板稳定性分析模型（文献5.4.5.1(b)和(c)）。分层扩展可能是稳定的，也可能是不稳定的，这取决于子层压板的铺层顺序、分层的几何尺寸、层压板的结构形状和边界条件。目前，对表征冲击损伤的多重分层扩展情况尚不很了解。

5.4.6 损伤和失效模式

5.4.6.1 拉伸

正常情况下，多向铺层层压板在拉伸断裂时会有一系列的预先失效征兆，它既包含基体的损伤又包含纤维的局部断裂。无论何时，一旦超过层压板中任何一层的纵向拉伸强度，可以预期要发生灾难性破坏。然而，层压板可以在纤维不断的情况下由于各种形式的基体损伤而引起分层。例如具有少于三个明显不同铺层方向的层压板（受载方向为0°的斜交层压板）可以由于基体损伤而导致失效。5.6.5.2.1节中的推荐2就是要避免纤维不断裂而出现强度偏低的灾难性破坏的建议。

图5.4.6.1中示出了多向铺层的层压板受拉时细观级和单层级的各种失效机理。它们与载荷情况、材料性能、基体失效（即横向基体裂纹，分层）或应力水平低于静强度时单根纤维的断裂等有关。灾难性的纤维断裂失效与达到临界损伤水平前局部失效部位周围载荷重新分配的情况有关。树脂是次要的，因为它的作用是抵抗基体损伤和传递局部载荷（即在基体损伤和单根纤维断裂的附近区域），铺层顺序在影响损伤累积和载荷传递中所起的作用也是次要的。

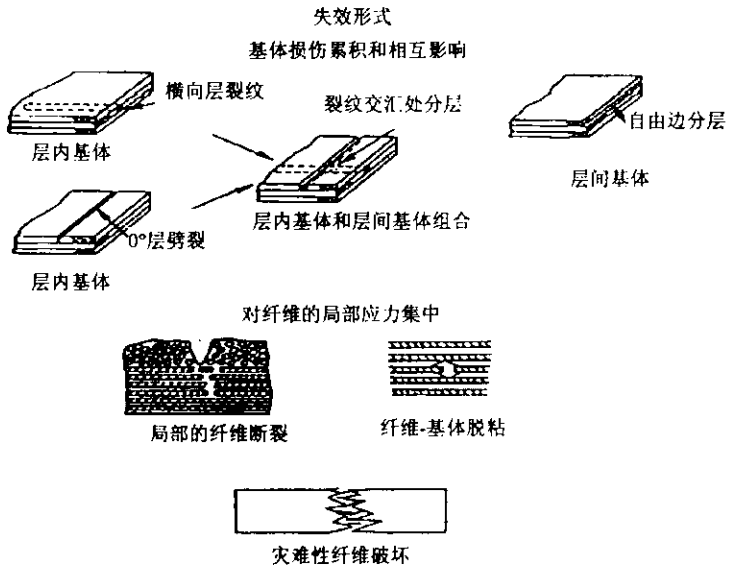


图5.4.6.1 层压板受拉时的破坏机理

图5.4.6.1所示的关键细观失效机理包括局部区的纤维失效和纤维/基体界面断裂。这些机理大多发生在与拉应力主轴方向一致的铺层中。层压板发生这些失效的应力水平，取决

于相邻铺层中特征损伤状态引起的载荷重新分配。在可能引起层压板灾难性破坏的所有单层失效之前，单层内有一定数量的纤维断裂是允许的。

图5.4.6.1中还示出了多向层压板单层基体的失效机理。层内的基体裂纹沿着纤维方向排列，以及穿越单层或同向层组的厚度。这些情况也可称之为穿透裂纹或层开裂，这取决于裂纹的方向与拉伸载荷方向是成一角度还是平行的。

层间基体的失效，常常称之为分层，可能在自由边附近或层内裂纹间的交汇处形成。分层是由于层间法向应力或剪应力过大引起的，层内和层间的基体失效累积与铺层顺序有很大的关系。

5.4.6.1.1 基体裂纹

复合材料层压板单层中的基体裂纹是由机械应力和环境应力引起的，这些横向裂纹沿纤维方向排列，而当其充分形成时穿越各单层或同向层组。这种基体裂纹使多向层压板中的局部应力重新分配，因此，可将在层组的单层中发展的裂纹密度视作载荷和环境史的函数。基体裂纹也可能是在使用之前由加工形成的。

对单轴拉伸试件的研究表明，C°层中初始纤维失效发生在相邻偏轴层内的基体裂纹附近（文献5.4.6.1.1(a)）。当基体裂纹穿过一个偏轴层时相邻0°层中的应力集中一般来说很小，并局限于相邻层厚度的一小部分范围内。还发现其对层压板失效的位置有影响，但对层压板的拉伸强度影响很小（文献5.4.6.1.1(a)和(c)）。

基体层内的裂纹垂直穿透铺在一起的多个偏轴层的全部厚度，在相邻层中引起的应力集中随开裂了的层组厚度增加而增加。由于大量的90°铺层组中发生基体裂纹而引起的0°铺层中的应力集中将会大大地降低层压板的拉伸强度（文献5.4.1.1.1(c)和(d)），这就是5.6.5.2.1节中提出推荐的原因。

即使层压板的拉伸强度不因存在基体裂纹而改变，了解宇航中所用复合材料中的基体开裂机理也是很重要的，例如，基体裂纹在形成分层上可能起关键作用。由于网状的基体裂纹而增加了层压板的表面面积，还可能改变其物理性能，诸如复合材料的热膨胀性，液体渗透性和氧化稳定性等。

由于复合材料各组分湿热膨胀性能的差别所引起的残余应力，将对基体裂纹的生成产生影响。一般来说，当聚合物基多向复合材料曝露在低于无残余应力的温度下时，在单层中沿纤维的横向会出现拉应力，这发生在温度下降过程中，因为单向（层）带在纤维横向的无约束收缩要比沿纤维方向的收缩大得多的缘故。当层压板吸湿时，基体膨胀抵消了热收缩，从而降低沿纤维横向的拉伸应力。

在层压板单层中，引发基体裂纹的临界应力或应变，可称之为单层的横向在位强度，这个强度不是材料常数，因它与铺层顺序有关。试验和分析研究表明，单层的在位强度随相同方向铺在一起的层组厚度减小而增加（文献5.4.6.1.1(e)-(i)）。这些研究还表明，相邻层可能对基体裂纹的形成产生不同约束，这取决于纤维方向。目前航宇工业中采用的许多材料都具有富脂层间层（RIL），如果层间富脂层很厚，在位强化效应下降（文献5.4.6.1.1(j)），相对较软的富脂层可消除一些邻近层的约束。

5.4.6.2 压缩

压缩强度最终与各层组的局部响应有关。假设冲击和前期的加载史未引起基体损伤，层压板的最终破坏将由各层沿加载轴线方向的强度和局部稳定性确定。在这种情况下，承

载层相对于层压板表面的位置起很大作用。当起主要作用的层处于层压板的外层时，其短波长屈曲载荷减少；当基体有损伤时，各层组的组合局部响应会影响压缩强度，各个层组或子层压板中的载荷重新分配以及其稳定性对这种局部响应起决定作用。

图5.4.6.2示出了三种不同类型的局部压缩失效机理。这些机理是根据对铺层为$(\pm\theta)_S$的层压板中θ的影响观察得出的（文献5.4.6.2(a)和(b)）。发生分层时，这种铺层顺序层压板的压缩强度可由这三种失效模式的组合共同确定（关于层压板铺层顺序影响的补充资料见5.6.5节）。对铺层为$(\pm\theta)_S$的层压板，当θ分别为$15°\leq\theta\leq90°$和$60°\leq\theta\leq90°$时，可观察到基体在面内发生的剪切失效和压缩失效。对于复合材料来说，通常观察到的是纤维微屈曲的剪切模式，对于$(\pm\theta)_S$的层压板，当$0°\leq\theta\leq10°$时，所显示的初始压缩失效就是这种模式。根据基体和纤维的组成情况，层压板的最终局部破坏包括：纤维失效（剪切、弯折或弯曲）和基体开裂或屈服的某种组合（文献5.4.6.2(c)和(d)）。

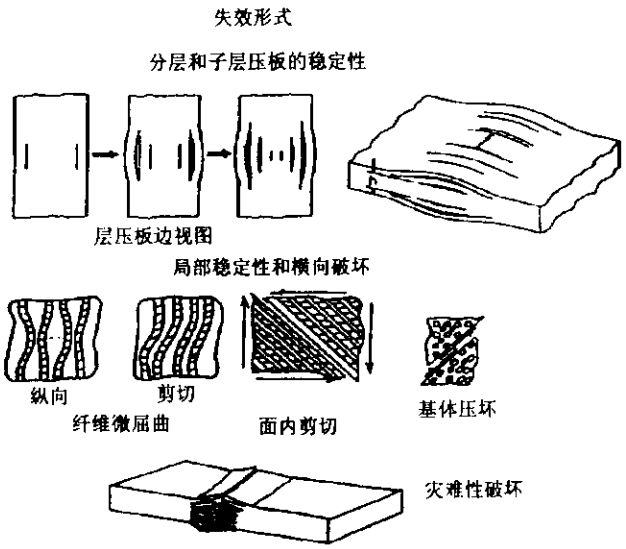


图5.4.6.2　层压板受压时的失效机理

5.4.7　小结

通常用单层级的应力预估层压板中第一层和后续层的失效，直至层压板的失效。一旦有一层失效了，这层对层压板强度和应力的贡献将有所减少。典型的办法是，对于单层纤维受载的情况仅采用面内失效准则而不采用面内基体的静力失效准则。因为后者会导致对失效过于保守的估计。

在受静载的情况下，复合材料对缺口特别敏感，这与铺贴情况有关，特别是与铺层顺序有关。

5.5　复杂载荷

5.5.1　面内双轴向载荷

此节留待以后补充

5.5.2 面外载荷

此节留待以后补充

5.6 由单层到层压板的考虑

5.6.1 残余应力和残余应变

本质上，固化残余应力和残余应变对由纤维控制的层压板的性能没有影响，然而树脂基体中的残余应力可能比引起失效的机械应力还大，所以，忽略这种残余应力可能是不稳妥的。残余应力可能高到在机械应力作用前使树脂基体产生微裂纹，而且，当机械加载引起了非线性性能时，不能采用叠加原理。作为一个例子，如典型的环氧基体在180°C固化后冷却时产生的细观级残余应变大约为层压板破坏应变的25%-100%。

5.6.2 厚度效应

比较各种不同厚度的层压板会发现其性能有很大差别，这可以用加工时产生的残余应力加以解释。加工中产生的内应力可能在层压板中引起孔隙、分层和微裂纹或残余应力，这些都会影响材料的性能。一般，过大的孔隙率是由粗劣加工引起的，温湿环境条件也会影响并降低材料性能。

出自不同文献、相同厚度厚层压板材料性能试验数据之间的差别一般可归因于加工方法不同，这些差异可通过优化固化周期和适当控制加工过程加以消除。

固化阶段未保持恒温状态可能引起残余应力。在循环过程中，层压板中不同的层随时都会产生不同程度的体积收缩，根据Manson和Seferis的报告，这将在层压板中引起一组自平衡力系，在层压板中间部分引起拉应力，而在表面各层引起压应力（文献5.6.2(a)）。复合材料层压板的厚度效应主要是由这种现象引起的。

在热固性材料中，这种沿厚度的应力梯度实际上可以通过规范整个加工和冷却过程，使其在树脂凝点附近呈等温状态并保持足够的时间来加以消除。在有些高温加工过程中，因需要材料快速冷却，结果在层压板中产生了很大的热应力。

文献5.6.2(a)的作者在他的研究中提出了一种近似分析和确定复合材料层压板加工过程中产生内应力的方法，这个方法是制作一种中间由一定数量的释放层隔开的层压板，固化后可将释放层取出，于是，可以通过研究各个子层压板的变形，对层压板内的内应力进行分析。

概括地说，层压复合材料材料性能的变化大多是由于热诱导的残余应力影响的结果，虽然环境效应和除温度外的其他加工参数也会对试验数据有影响。厚度效应是由于温度沿层压板厚度的变化梯度引起的，这些影响可通过对整个加工过程进行数学模拟求极小值的方法消除，实际上在热固性材料中可以消除这些影响，例如可采用文献5.6.2(b)中介绍的先进加工模型ROAST来优化加工参数。

5.6.3 边缘效应

必须考虑层压复合材料的边缘效应，因为在均匀材料的边缘观察不到这种效应。在层压板的自由边上，例如沿板的直边缘或孔的周边上，不同方向的铺层间存在着复杂的应力状态。承受机械应变或热应变的层压板中，被切断纤维的端头要把载荷传到相邻的纤维上，

如果这些相邻的纤维的方向不同，它们将提供一个局部的刚性路径承受传递来的载荷，对于这种载荷传递，基体是唯一的路径。由这种载荷引起的应力称为层间应力，可能足以引起局部微裂纹或边缘分层。一般来说，这种层间应力包括法向的剥离应力σ_z和剪应力（τ_{yz}，τ_{xz}），它们仅出现在自由边附近的很小范围内。图5.6.3示出了层间应力的典型分布，这些应力变化梯度大，与层压板中各层组间存在的面内剪切刚度以及泊松比的差别有关。高温固化后冷却时产生的残余热应力也会引起这类应力。

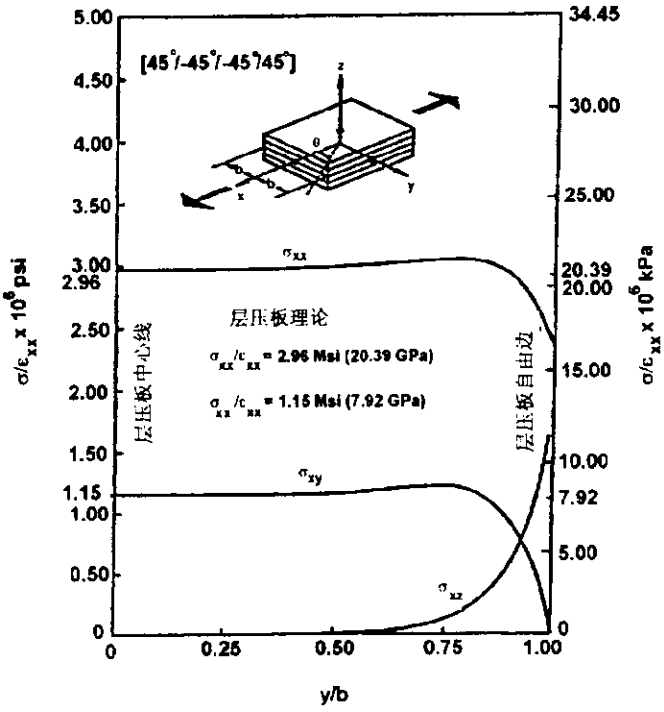


图5.6.3　层间应力相对于作用应变的无量纲化（归一化）

（经允许从文献5.6.3(e)复制的）

由于层压板的层间强度较低，在层间应力较高的地方常常会发生分层失效，故自由边应力的影响足以显著降低某些试件的静力和疲劳强度。由于自由边失效模式的局部效应，这种过早的失效使得试样的数据很难被应用于大的元件。由于经典层压板理论假设层压板呈平面应力状态，故不能用于分析边缘应力。然而，按照高阶平面理论或通过有限元分析是可以确定这种应力的，所以，在层压板设计中能够考虑边缘层间应力。可以用如下办法减小这种应力的变化梯度：(1)改变层压板的铺层顺序；(2)使相邻层之间泊松比、相互有影响的系数和湿热膨胀系数的不匹配最小化；(3)通过在层之间嵌入一具有较低剪切模量的有限厚度的内部层片，以允许产生较大的局部应变（文献5.6.3(a)）。

边缘效应可用断裂力学、材料力学或其他方法进行分析（文献5.6.3(a)-(d)），可以用这些方法对设计者选择最适合具体应用的层压板构型和材料体系提供指导。

除单轴拉伸或压缩外，对于其他载荷情况下的自由边效应，迄今为止几乎没有做什么工作。某些分析指出，面内剪切、面外剪切/弯矩、面内弯矩、扭矩及其组合载荷情况下产生的层间应力比轴向载荷情况的高（文献5.6.3(f)）。例如，由弯矩引起的面外剪切使自由

边的层间应力比由轴向拉伸引起的要高一个数量级。有关分层和自由边效应的资料请见5.4.5节，关于层压板铺层顺序影响的资料可参见5.6.5节。

5.6.4 单向带横向拉伸性能的影响

横向强度性能在确立正交层压板强度中仅起很小的作用。然而，大家都知道，横向层的有效“在位”横向强度要比由单层测得的强度大得多。这种影响曾在第一层失效后的分析方法中进行过处理。

单层的面内剪切试验显示破坏剪应变相当高（4%-5%），而横向破坏应变却低得多（0.5%），这表明在正交铺层层压板中，显著的缺口敏感性受到了抑制。由于使单层破坏失效的初始裂纹扩展受到了其他方向纤维的限制，因而，有微裂纹的单层仍可承载。大多数单层都会由于残余热应力引起裂纹，也可继续承载。

5.6.5 层压板铺层顺序的影响

5.6.5.1 引言

铺层顺序是铺层方向沿层压板厚度分布的描述，随着所选方向铺层数的增加，可能的铺层顺序越多。例如，四种铺层方向的8层对称层压板，有24种不同的铺层顺序。当把复合材料性能作为铺层顺序的函数进行优化时，就要提供一种优化铺层顺序的状态。

层压复合材料结构的性能，诸如刚度、尺寸稳定性和强度都与层压板的铺层顺序有关。一般来说，每一种性能与铺层顺序的关系都不同，所以，在针对特定的设计应用选择铺层顺序时可能要作折衷考虑。优化设计时需要有经过验证的分析方法和现有的材料数据库。经过验证的预估层压复合材料刚度和稳定性的分析方法比预估强度的方法更成熟些。

5.6.5.2节中给出了若干关于层压板铺层顺序的简化设计指南。这些指南一般较保守，而且，它们限制了优化设计，在某些特殊情况下甚至会误导设计，因此，在5.6.5.2节的讨论中给出了针对每个指南的评论意见。这样，无论在什么情况下都能够采用这些经过验证的分析方法来帮助评定铺层顺序的影响。

在表5.6.5.1中所注明的各节中，提供了关于铺层顺序对特殊问题影响的补充讨论。

表5.6.5.1 关于铺层顺序影响的补充讨论

主 题	节
弯 曲	5.3.3.2，5.4.3
屈 曲	5.7.1.8
冲击后压缩	7.8.1.2.3
分 层	5.4.5
自由边缘效应	5.6.3
吸湿分析	5.3.4
层压板理论	5.3.2
缺口强度	5.4.4
单层剪切强度	5.4.3
热分析	5.3.4
振 动	5.11.2

5.6.5.2 设计指南

层压板设计从针对给定的使用要求，选择所需的铺层角和层数开始，一旦选定了铺层角和层数就要选择铺层顺序。当在层压板的不同的位置优先铺设了特定的方向层时，一般来说，这种铺层顺序是不均匀的。具有不均匀铺层顺序的厚层压板由相似方向的层组所形成。如果铺层角均匀地分布在层压板厚度上，这种铺层顺序可称为均匀的。形成均匀铺层顺序的能力与铺层角和层数有关。例如，对由四种不同铺层角组成的四层层压板，要形成均匀的铺层顺序是不可能的。

下面的铺层顺序指南是根据以往的试验和分析经验得出的。指南可归纳为两类：(1)重点推荐(2)推荐。不管分类如何，都应根据特定应用情况的工程计算对例外的情况加以考虑。

5.6.5.2.1 重点推荐

1. 对于按强度控制的设计，建议采用均匀的铺层顺序（换句话说，在各处都采用均匀分散的铺层方向）。

注：对于按强度判定的设计，应避免采用非均匀铺层顺序的层压板，除非分析和试验的数据表明其有明确的优点。在不能避免采用非均匀层压板的情况下（如，最小厚度的层压板），一般来说，最好把主要承载层朝板中心部位安排。评论非均匀铺层顺序的强度问题的最好途径是，对在制造或使用期间可能产生的各个子层压板（即因分层而分离开的层组）的性能进行考虑，这将在后面作详细讨论。

非均匀的铺层顺序可以获得优化的刚度或稳定性性能，但是，在放弃推荐1之前，应考虑它对其他设计方面（如强度、损伤容限和耐久性）的影响。例如，层间应力的分布要受孔周边和缺口处面内应力场变化的影响，以及“有效”铺层顺序（即铺层方向与边缘相切）的影响。既然对这种情况下的单个铺贴作优化很困难，最好的解决办法是使铺层顺序尽可能地均匀。

2. 至少应有四种不同的铺层角（如0°，$\pm\theta$°，90°），每一种角度的铺层最少占10%。铺层角应选择得使纤维沿主要载荷的轴线方向。

注：这条规定是为了避免沿主要载荷方向没有纤维的层压板呈现由基体控制的行为（如，非线性效应和蠕变），因这种行为可能降低层压板的强度和稳定性。

3. 同向铺层的层组之层数要尽量少，对于单向带铺层而言，同一方向铺在一起的层数不要多于四层（即，限制层组的厚度≤ 0.8 mm）。另外，垂直于自由边缘的层组的厚度也应限制在≤ 0.38 mm。

注：这条指南适用于按强度判定的设计。例如，它有助于避免螺接中剪出破坏模式。也可用来考虑层组厚度、基体断裂（即横向拉伸层和剪切层的失效）和分层之间的相互关系。

一般来说，层组的厚度应根据设计问题的细节（如：载荷，自由边等）和材料性能（如：层间韧性）来决定。请注意，这个指南中规定的层组厚度的总量级是根据过去的经验确定的，对于特殊的材料和设计的考虑应由试验加以证实。

4. 如果可能，铺层顺序应是均衡的并且相对于板的中面是对称的。如果由于其他要求，不可能这样，就尽可能将不均衡、非对称的部分放在层压板中面附近。如果在板的中面上下等距离处的各层都相同时（即材料，厚度和铺层方向都相同时），就认为这种铺层顺序是对称的，均衡的定义为，层压板具有相同数量的$+\theta$和$-\theta$方向的铺层，这里θ是从载荷主轴方向测量的角度。

注：这个指南是用来避免拉/剪耦合效应和稳定性问题（如影响元件制造公差的翘曲变形）。非对称层压板的拉/弯耦合可能降低其屈曲载荷。请注意，有些耦合可能是某些使用所要求的（如拉/剪耦合已用于气动剪裁）。

5.6.5.2.2 推荐

5. 除紧靠层压板的对称面两边的层之外，在铺层顺序中要交替铺设+θ和-θ层，成对层+θ/-θ应尽可能靠近，同时还要满足其他指南要求。

注：这个指南可使弯/扭耦合的影响最小，而当把角度层分开铺设在靠近层压板表面时，弯扭耦合影响最大。对这个指南作修改也许会产生更有效的刚度和稳定性控制的设计。

6. 在曝露的表面处保护主要承载层

注：对于在 0°方向承受拉伸或压缩载荷的层压板，其铺层顺序应由角度层和横向层开始。通过对曝露表面处主要承载层的保护可使层压板的拉伸强度、微屈曲阻抗、冲击损伤容限和压损强度有所提高。由于埋藏了主要承载纤维，故层压板外表面的伤痕或表面层分层对强度不会有重大的影响。对于主要受剪的层压板，应考虑不要将+45°和-45°层铺在板的表面。对于有其他结构防护的元件（如受剪腹板），也许不需要使主要承载层远离板的表面。

7. 要避免采用会在自由边引起很高层间拉应力（σ_z）的铺层顺序。建议对自由边的应力和分层的应变水平进行预估分析，以帮助选择铺层顺序。

注：复合材料抑制 I 型分层扩展趋势的能力相对较低，边缘分层后随之发生的子层压板的屈曲，可能使受压层压板提前失效。受拉层压板发生边缘分层也可能大大降低板的刚度和承载能力。由于发生在层压板中心部位的分层对强度的影响最严重，所以在层压板中面处要避免布置纤维方向垂直于自由边的单向带铺层。

8. 应使共固化或粘在一起的相邻层压板泊松比的不匹配最小。

注：共同粘在一起的元件（如蒙皮和桁条的突缘）之间性能过分不匹配时，可能产生分层问题，在缺乏较完善的分析手段时，可按如下公式作一般粗略估计：

$$\left|\nu_{xy}(\text{laminate 1})-\nu_{xy}(\text{laminate 2})\right|<0.1 \qquad 5.6.5.2.2$$

与静强度相反，复合材料的疲劳强度对缺口不是特别敏感；常常把孔受挤压时的磨损作为复合材料构成疲劳失效的控制判据。

5.6.6 单层和层压板的统计数据

此节留待以后补充

5.6.7 小结

1. 层压板的性能诸如强度、刚度、稳定性、损伤阻抗和损伤容限等都在某些程度与层压板的铺层顺序有关，每一种性能与铺层顺序的关系并不相同。因此，在每一种给定的设计应用中，都包含了对确定铺层顺序的折衷考虑。
2. 对于由强度控制的设计，建议采用均匀的铺层顺序（换句话说，均匀分散铺层方向的铺层顺序）。
3. 一种铺层顺序中至少应有四种不同的铺层角（即0°，±θ°，90°），每种角度的铺层数最少应占10%。铺层角的应选择应使纤维沿主载荷方向。
4. 同向铺层层组的层数要尽量少，对于单向带铺层来说，相同方向铺在一起的层数不多于四层（即要限制铺在一起的层组厚度<0.8 mm）。另外，垂直于自由边方向的层组厚度应限制在≤0.38 mm。
5. 如果可能，铺层顺序相对于板的中面应是对称和均衡的。如果由于其他要求，不可能这样做时，要尽可能把不对称或不均衡的铺层放在层压板中面附近。如果处在中面上下等距离位置的各层都相同时（即材料，厚度和方向都相同时），这种

铺层顺序可认为是对称的。均衡可定义为具有相当数量的+θ层和-θ层，这里θ是由主载荷的方向开始计量的角度。

5.7 压缩屈曲和压损

5.7.1 平板的屈曲和压损

5.7.1.1 引言

在各种航宇结构中，无加筋的壁板和加筋板筋条之间的壁板以及筋条的各组成板元都是矩形平板的常见形式。

在有关文献中，只有某些理想边界条件的正交各向异性平板有经典的屈曲封闭解，理想边界条件可以为固支、简支或自由。工程师们为了方便，宁愿假设最合适的边界条件以获得快速求解问题，而不愿采用诸如文献5.7.1.1(a)中的屈曲计算程序求解。然而，正交各向异性层压板的封闭解仅适用于对称和均衡铺层的层压板，对称铺层是指相对于板的中面有对应的相同铺层，均衡铺层是指在板中面的两边，每一个正向的θ层对应有一个负向的θ层。对称均衡层压板的B_{ij}项为零，D_{16}和D_{26}项实际上也应为零。但是，均衡铺层的（$\pm\theta$）必须相邻铺设，否则D_{16}和D_{26}项可能变得很大，使采用正交各向异性分析的屈曲解无效。对非均衡或非对称薄板，这种屈曲解的结果显然是偏危险的（见文献5.7.1.1(b)）。注意，也不是所有的封闭解都能直接给出结果，有时，必须对公式中某些参数求极小值，这将在后面说明。

受压平板的特性包括：板的初始屈曲、后屈曲时板的离面位移和压损（后屈曲极限破坏）。仅在压损时才发生永久损伤，通常是由于层间拉应力或层间剪应力引起的某些分层形式的损伤。

在表5.7.1.1中给出了5.7.1节中描述复合材料板屈曲特性所用的术语。

表5.7.1.1 屈曲和压损符号

符 号	定 义
a	长度
b	宽度
B_{ij}	层压板刚度耦合项
D_{ij}	层压板的弯/扭刚度项
$F_{x,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}}$	正交各向异性板的纵向经典屈曲应力
$F_{x,i}^{\mathrm{cr}}$	由试验得到的纵向压缩初始屈曲应力
F_{x}^{cc}	由试验得到的纵向压损应力
F_{x}^{cu}	层压板的极限纵向压缩应力
$N_{x,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}}$、$N_{y,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}}$	分别为正交各向异性板的纵向和横向压缩的平均屈曲载荷
$N_{x,i}^{\mathrm{cr}}$	由试验得到的纵向初始平均屈曲载荷
$N_{x,w}^{\mathrm{cr}}$	按正交各向异性理论得到的纵向压缩平均屈曲载荷（计及了横向剪切效应）
N_x、N_y	分别为作用在板上的纵向和横向平均载荷
$P_{x,i}^{\mathrm{cr}}$	由试验得到的纵向初始屈曲总载荷
$P_{x,i}^{\mathrm{cc}}$	由试验得到的纵向压损总载荷
t	厚度

5.7.1.2 初始屈曲

当加载到刚产生离面位移时定义为发生了初始屈曲。经典的方程为弹性的，并忽略了有限的横向剪切刚度的影响（见文献5.7.1.2）。然而，如5.7.1.8节所介绍的，有限剪切刚度效应会影响某些几何尺寸的平板的屈曲特性。

5.7.1.3 单轴载荷——所有边简支的长平板

所有边简支（SS）的长平板（$a/b>4$），受单轴载荷的情况如图5.7.1.3(a)所示，其屈曲载荷可由式5.7.1.3计算

$$N_{x,cl}^{cr}=\frac{2\Pi^2}{b^2}\left[(D_{11}D_{22})^{1/2}+D_{12}+2D_{66}\right] \qquad 5.7.1.3$$

式5.7.1.3是最常用的平板屈曲公式。采用STAGS计算程序（见文献5.7.1.1(a)）计算表明，这个公式也适用于加载边为固支边界条件的情况，这是很重要的，因为所有的试验都是在加载边用固支边界条件做的，这是为了阻止边界局部劈裂。大量试验表明，除了非常窄的板以外，都可用这个公式。图5.7.1.3(b)中给出了由文献5.7.1.3(a)和(b)的经典理论计算和试验结果间的比较，试验结果为 $N_{x,t}^{cr}/N_{x,cl}^{cr}$ 相对于比值b/t的曲线。注意，当比值b/t较低时（窄平板），计算和试验结果间的差别更大。因此，在b/t小于35时，使用此公式要小心。图5.7.1.3(c)中用计算的屈曲载荷（$N_{x,w}^{cr}$）对试验数据作了归一化处理，预估的屈曲载荷中计及了横向剪切效应（取自文献5.7.1.3(c)和(d)）。注意，大多数屈曲计算程序没有考虑这种横向剪切效应。

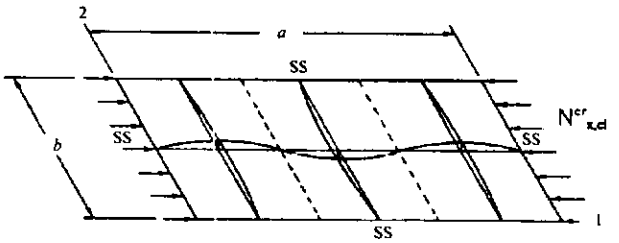


图5.7.1.3(a) 单轴载荷——所有边简支(SS)长平板（$a/b>4$）

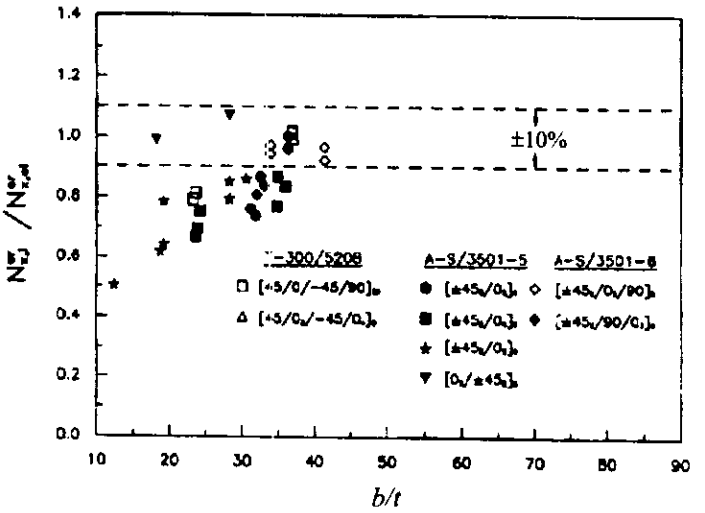


图5.7.1.3(b) 计算的经典屈曲载荷与试验数据的比较（文献5.7.1.3(b)）

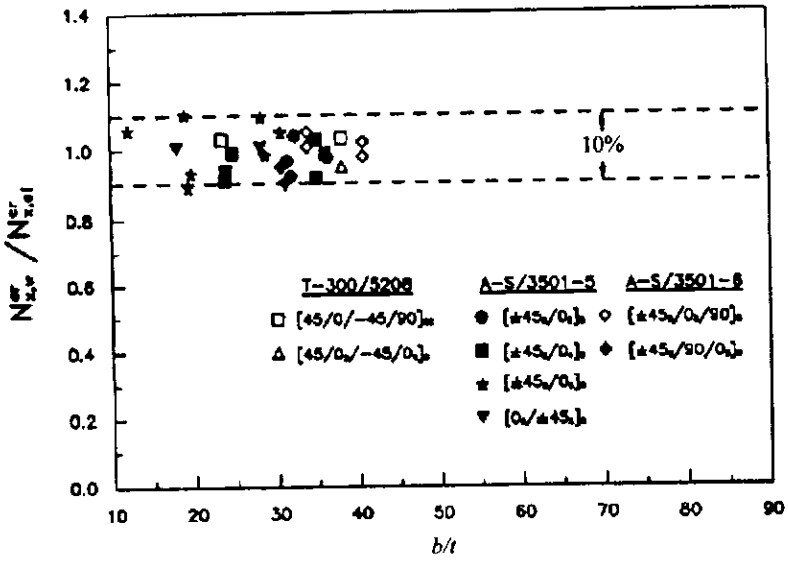


图5.7.1.3(c) 由新近的理论（文献5.7.1.3(c)-(d)）计算的屈曲载荷与试验数据的比较

5.7.1.4 单轴载荷——所有边固支的长平板

所有边固支（FF）的长平板（$a/b>4$），受单轴载荷的情况如图5.7.1.4所示，其屈曲载荷可按式5.7.1.4计算

$$N_{x,cl}^{cr}=\frac{\Pi^2}{b^2}\left[4.6(D_{11}D_{22})^{1/2}+2.67D_{12}+5.33D_{66}\right] \qquad 5.7.1.4$$

对这个公式没有像式5.7.1.3那样做大量的试验研究，但是，据推测，横向剪切效应对于窄平板的影响可能与其对所有边为简支的窄平板的影响十分相似。

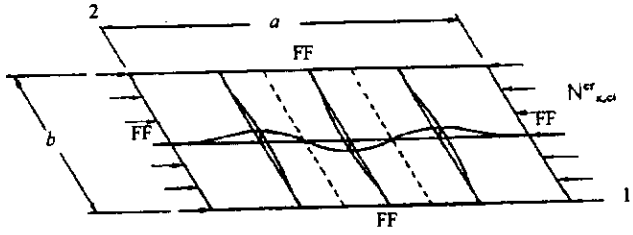


图5.7.1.4 单轴载荷——所有边固支的长平板（$a/b>4$）

5.7.1.5 单轴载荷——三边简支、一非受载边自由的长平板

图5.7.1.5中示出了三边简支、一非受载边自由的长平板情况板受单轴载荷的情况，其屈曲载荷可由式5.7.1.5计算

$$N_{x,cl}^{cr}=\frac{12D_{66}}{b^2}+\frac{\Pi^2D_{11}}{a^2} \qquad 5.7.1.5$$

与5.7.1.3节所讨论的一样，由于横向剪切效应对窄平板的影响，b/t必须大于20才能使用此公式。

5.7.1.6 单轴和双轴载荷——所有边简支的平板

图5.7.1.6中示出了所有边简支的平板受单轴和双轴向载荷的情况，$1<a/b<\infty$。按下面的经典正交各向异性屈曲公式求解，求屈曲载荷时，必须对板的纵向和横向半波数m和n

求极小值。

$$N_{x,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}}=\frac{\Pi^2}{b^2}\frac{D_{11}m^4(b/a)^4+2(D_{12}+2D_{66})m^2n^2(b/a)^4+D_{22}n^4}{m^2(b/a)^2+\phi n^2},\min \qquad 5.7.1.6(a)$$

式中

$$\phi=N_y/N_x \qquad 5.7.1.6(b)$$

ϕ为作用的横向载荷与纵向载荷之比。相应的横向屈曲载荷为

$$N_{y,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}}=\phi N_{x,\mathrm{cl}}^{\mathrm{cr}} \qquad 5.7.1.6(c)$$

对于单轴载荷情况，令ϕ=0。

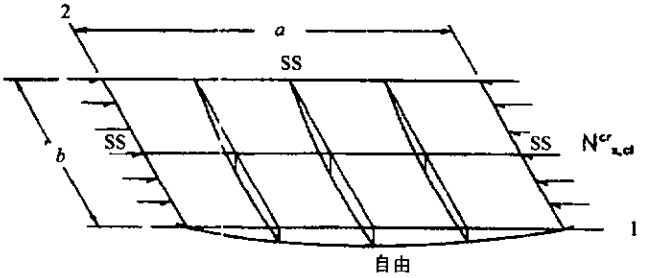


图5.7.1.5 单轴载荷——三边简支、一非受载自由的长平板

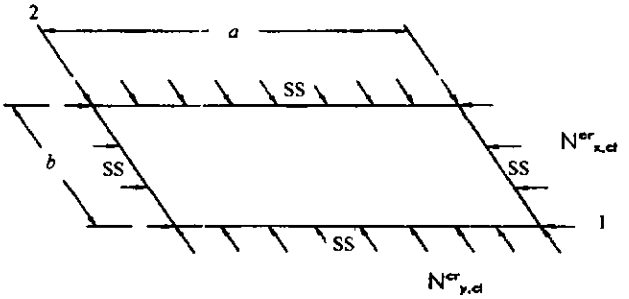


图5.7.1.6 单轴和双轴（向）载荷——所有边简支的平板

5.7.1.7 单轴载荷——加载边简支、非加载边固支的平板

对于加载边简支（SS）、非加载边固支（FF）的平板受单轴载荷情况，也可以按下面的经典正交各向异性屈曲公式计算，计算屈曲载荷时必须对板的纵向半波数m求极小值。

$$N_{x,\mathrm{cl}}^{\alpha}=\frac{\Pi^2}{b^2}\left\{D_{11}m^2(b/a)^2+2.67D_{12}+5.33\left[D_{22}(a/b)^2+(1/m)^2+D_{66}\right]\right\} \qquad 5.7.1.7$$

5.7.1.8 铺层顺序对屈曲的影响

前面引用有关资料（如文献5.7.1.8(a)-(c)）介绍了精确计算层压板稳定性的方法。层压板的稳定性受铺层顺序（LSS）的影响很大。然而，板的几何尺寸、边界条件和载荷类型等因素对铺层顺序（LSS）和稳定性之间的关系也有影响。因此，对于板的稳定性而言，不存在确定最佳铺层顺序（LSS）的通用规则，只能针对特定的结构和载荷情况建立铺层顺序与稳定性之间的关系。本节给出三个例子说明这一点。对这些例子采用了两种不同的分析方法。第一种方法，采用文献5.7.1.8(c)的设计方程，用层压板理论计算板的弯曲刚度，假设板的弯曲性能呈“特殊的正交各向异性”（D_{16}和D_{26}项设为零）。第二种方法，是采用波音公司的计算程序LEOTHA（为OTHA的改进版，见文献5.7.1.8(a)），该程序是采用伽辽金（Galerkin）法求解屈曲方程的。这个方法允许D_{16}和D_{26}项不为零。

图5.7.1.8(a)，(b)和(c)中示出了一个早先例子（见表5.3.3.2(b)）中的7种铺层顺序（LSS）层压板屈曲载荷的计算值*。其中假设所有的板均为四边简支边界条件。图5.7.1.8(a)和(b)分别为矩形板在长方向和短方向受单轴压缩的情况，图5.7.1.8(c)为方板受剪切屈曲的情况。图5.7.1.8(a)-(c)中的水平虚线代表采用DoD/NASA的设计方程和假设不考虑铺层顺序（LSS）影响时得到的结果（即当作匀质正交各向异性板）。由匀质板的假设得到的屈曲载荷粗略地为图中所有铺层顺序（LSS）板屈曲载荷的平均值。

对于长方向受载的矩形层压板，将±45°层组优先铺设在板表面时，可获得最高的屈曲载荷（图5.7.1.8(b)）。对于在短方向受载的矩形板情况就不是如此，将0°层优先铺设在板表面附近时，才会产生最高的屈曲载荷（文献5.7.1.8(b)）。注意，采用匀质板的假设预估屈曲载荷时可能偏保守或偏危险，这取决于板的铺层顺序（LSS），图5.7.1.8(a)和(b)示出了用DoD/NASA屈曲方程计算的结果与用LEOTHA程序计算的结果的比较，两者十分一致。

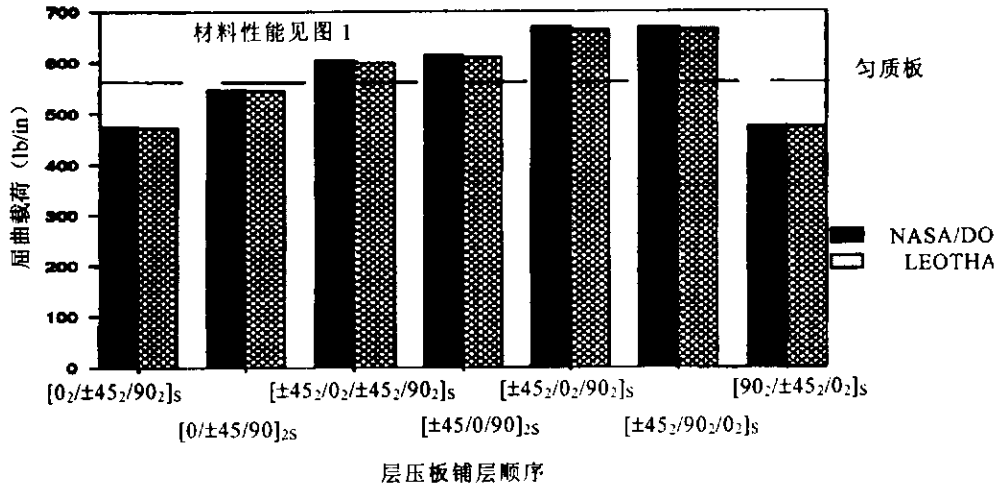


图5.7.1.8(a)　长方向受载的层压板608×152 mm（24×6 in），四边简支时的屈曲分析

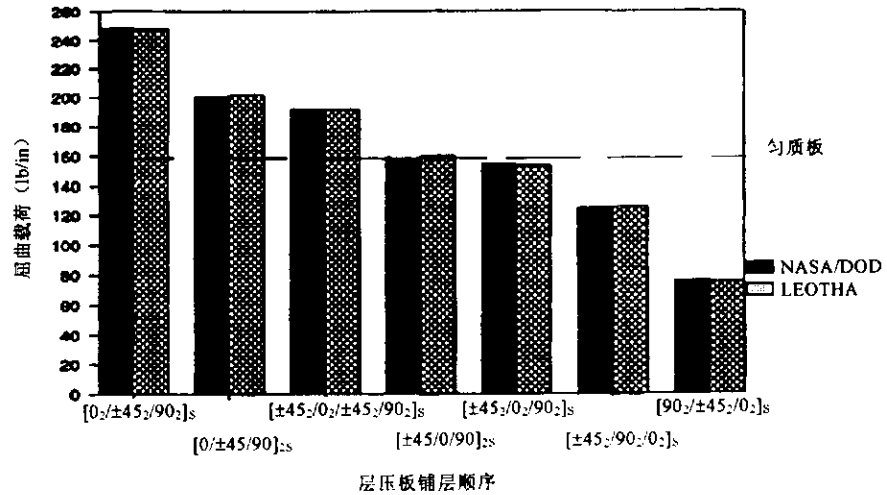


图5.7.1.8(b)　短方向受载的层压板152×608 mm（6×24 in），四边简支时的屈曲分析

*图5.7.1.9(a)，(b)和(c)中所采用的铺层次序LSS，仅用于举例说明的目的，不代表最佳铺层次序

受剪方板的最高屈曲载荷发生在±45°层组优先铺设在板表面附近时（见文献5.7.1.8(d)）。采用LEOTHA程序计算的屈曲载荷，对于因±45°层和-45°层的相对位置不同而引起的受正剪和受负剪的情况是不同的。对于受正剪情况，由DoD/NASA设计方程的计算结果一般低于由LEOTHA的计算结果；对于受负剪的情况，正好相反。这种差别可能归因于D_{16}和D_{26}的影响，在DoD/NASA的设计方程中没有计及D_{16}和D_{26}的影响。

就弯曲情况而论，结构几何尺寸对稳定性的影响可能使铺层顺序的影响相形见绌（见图5.3.3.2相关讨论）。例如，层压工形剖面柱的欧拉屈曲载荷更取决于其腹板和突缘的尺寸，而不是腹板和突缘的铺层顺序（LSS）。事实上，铺层顺序对欧拉屈曲载荷的影响随工形剖面腹板高度的增加而迅速减小。

复合材料板的局部屈曲和压损设计主要依赖经验数据（文献5.7.1.8(e)），已发现局部屈曲和压损与铺层顺序有关。在单轴压缩下的局部屈曲载荷和压损的最低值出现在0°铺层优先铺设在层压板外表面时。因此，考虑工形剖面柱时，其欧拉屈曲载荷也许与铺层顺序（LSS）无关，而其局部屈曲和压损才与铺层顺序有关。

铺层顺序（LSS）对加筋板稳定性的影响更加复杂。若不发生局部屈曲和压损，筋条的稳定性与铺层顺序没有直接关系。然而，蒙皮的铺层顺序严重影响蒙皮后屈曲特性和载荷在筋条上的重新分配。结果，整个加筋板的稳定性将受到蒙皮铺层顺序的影响。

有关层压板铺层顺序影响的主要（基本）资料可在5.6.5节中找到。

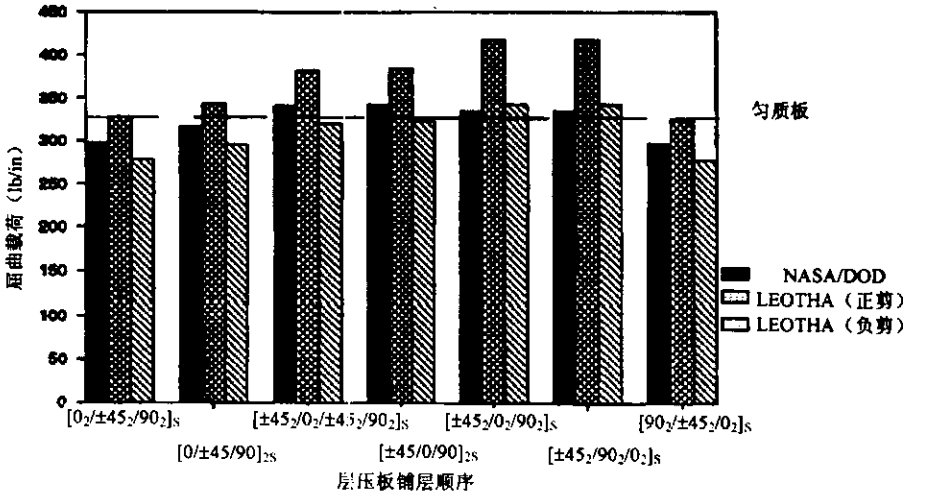


图5.7.1.8(c) 受剪层压板305×305 mm（12×12 in），四边简支时的屈曲分析

5.7.2 压缩后屈曲和压损

先进复合材料在结构稳定性设计中的广泛开发应用，很大程度上取决于复合材料在初始屈曲后的承载能力。无疑，复合材料高的比刚度提供了这种诱人的潜力。而且，由于针对某些类型的常规金属结构的后屈曲设计方法历经数十年的研究已经建立，论证复合材料的类似能力应该是可以预期的。因此，本节着重介绍有关复合材料结构受压元件方面的重要研究成果。

后屈曲——后屈曲是指受压元件或受压加筋板承受超过其初始屈曲载荷的能力。“后屈曲范围”是指在初始屈曲载荷和某一表示破坏的较高载荷之间的范围。破坏即是指受压元件自由边处的分层，或指加筋板中的筋条与蒙皮脱粘。当加筋板受压时，载荷按蒙皮和

筋条的相对刚度比分配在蒙皮和筋条上。初始屈曲时，蒙皮的切线刚度急剧下降，结果使总载中的大部分由筋条承受。对于初始屈曲前具有线弹性性能的各向同性材料来说，屈曲时的切线刚度会降低至它原来值的一半。对于复合材料壁板，其切线刚度是材料性能和铺层情况的函数。组成筋条的一个或多个板元局部屈曲后将使受影响的那些板元的面内刚度急剧下降，并使载荷向筋条未屈曲的部分转移。后屈曲范围的上限有时可称之为“局部压损”或简称为“压损”。

压损——压损是指筋条受压时，其横剖面仅在其自身平面产生了歪斜，而整个筋条柱体不产生横向移动或转动的一种破坏形式。图5.7.2(a)中示出了在压损试验中见到的角型和槽型剖面筋条典型变形形状。通常把角型或十字型的受压元件当作“一边自由”情况的压损试件。一般把受压槽形或简支板当作“无自由边”情况的试件，槽形件的中间腹板元可近似作为“无自由边”情况的简支板。

这里提供的复合材料平板后屈曲性能是由文献5.7.2(a)-(h)中得到的石墨复合材料试件经验数据。对加载边固支、两非加载边简支或有一非加载边自由的比较窄的平板进行了试验和分析。非加载边的简支条件通过用安装在压缩试验装置上的钢V形块的夹具模拟。确切地说，将两个非加载边界简支的平板定义为“无自由边”的。将一个非加载边简支，另一个非加载边自由的平板定义为“一边自由”的。图5.7.2(b)中示出一个典型的无自由边的试件在后屈曲范围的试验进行情况。另外，图5.7.2(c)中示出了典型的一边自由的试件在发生压损时的试验情况。图5.7.2(d)和(e)中分别绘出了无自由边和一边自由的试验的典型载荷-位移曲线。由图5.7.2(d)明显可见，当初始屈曲时刚度下降，由该点的载荷位移曲线斜率的变化来表示。图5.7.2(f)中举例示出了无自由边的复合材料平板后屈曲强度实用的曲线。其中 F_{11}^{cu} 为特定层压板的压缩强度极限。图5.7.2(g)示出了破坏试验时的典型试件。图5.7.2(h)图示说明了一边自由的试件的后屈曲强度。注意，这里给出的全部经验数据都是由高强度的碳/环氧复合材料试件的试验得到的。其他材料体系或其他形式的碳/环氧复合材料可能会得出不同的结果。

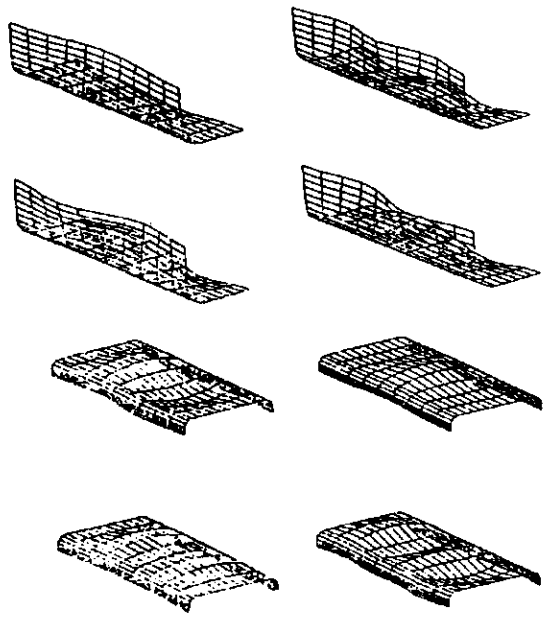


图5.7.2(a)　典型的压损形态

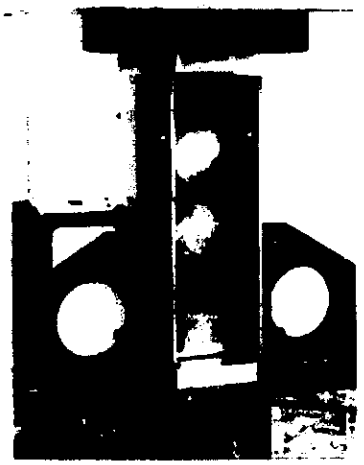


图5.7.2(b) 无自由边的碳/环氧复合材料试件后屈曲试验时的压损情况

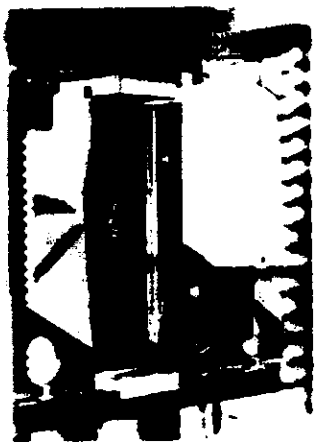


图5.7.2(c) 一边自由的碳/环氧复合材料试件的试验情况

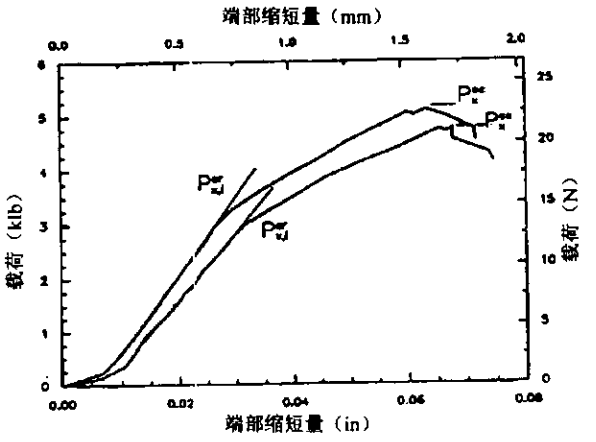


图5.7.2(d) 无自由边平板的压损试验曲线（AS/3501-6，$[\pm 45/90/0_3]_S$，b/t=32）

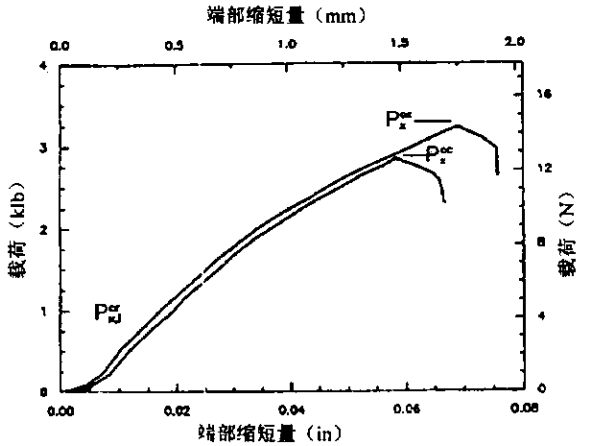


图5.7.2(e) 一边自由平板的压损试验曲线（AS/3501-6，$[\pm 45/90/0_3]_S$，b/t=30）

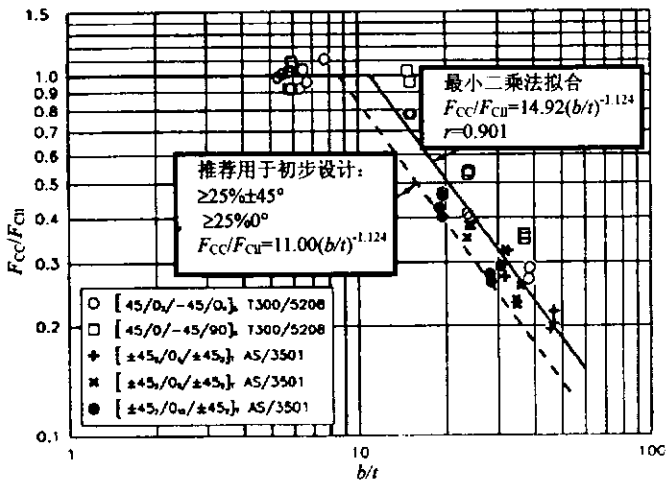


图5.7.2(f)　无自由边的平板的无量纲化的压损数据

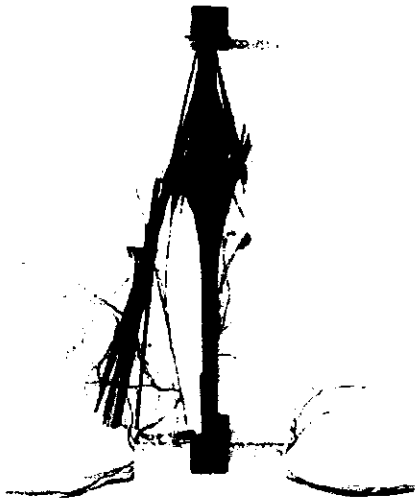


图5.7.2(g)　碳/环氧复合材料试件典型的极限压缩破坏情况

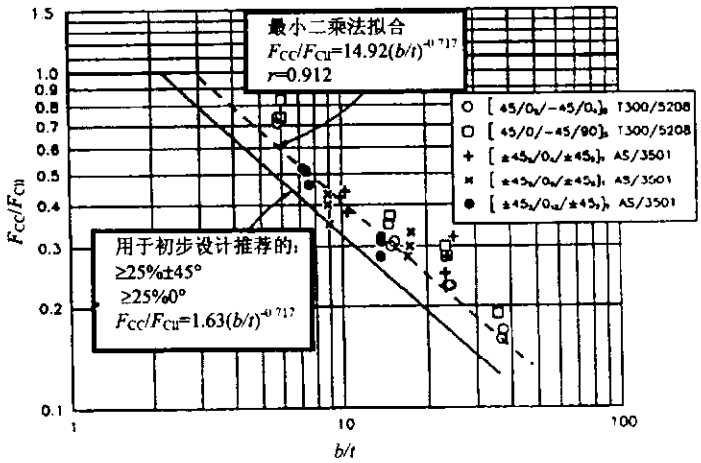


图5.7.2(h)　一边自由平板的无量纲化压损数据

5.7.2.1 分析模型

如5.7.1.2节中所述，像文献5.7.1.3(c)和(d)所做的，考虑横向剪切效应和材料非线性可以更准确地确定初始屈曲载荷。对于厚层压板（b/t<20），横向剪切效应变得特别重要。对于±45°铺层比例较高的层压板，在初始屈曲之前，应力-应变曲线就会呈明显的材料非线性。当然，对于处在后屈曲范围受载的板，这些影响同样是重要的。图5.7.2.1(a)和(b)中给出了试验结果与这些文献的理论计算对比的一些例子。不幸的是，目前可用的大多数计算程序都是根据线弹性理论编制的，并且没有考虑横向剪切效应，因此，必须按试验数据，对这种影响以及分析模型中其他的差别进行修正。

一边自由和无自由边正交各向异性平板的理论屈曲载荷分别由下式给出：

$$N_x^{cr}(\mathrm{OEF})=\frac{12D_{66}}{b^2}+\frac{\pi^2 D_{11}}{L^2}$$

$$N_x^{cr}(\mathrm{NEF})=\frac{2\pi^2}{b^2}\left[\sqrt{D_{11}D_{22}}+D_{12}+2D_{66}\right] \qquad 5.7.2.1(a)$$

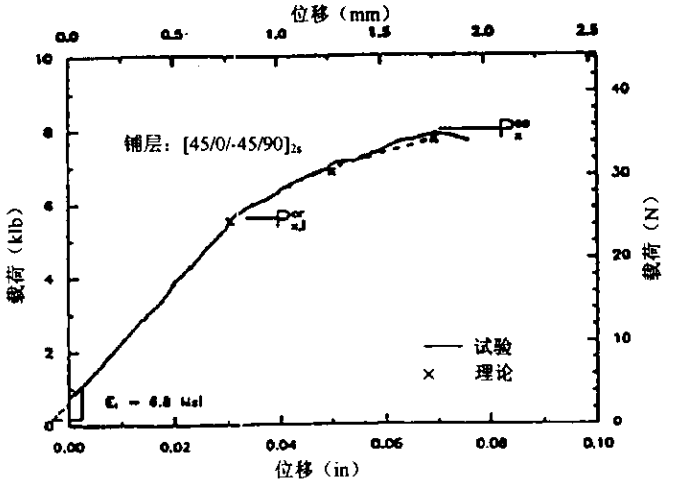


图5.7.2.1(a)　文献5.7.1.3(b)和(c)的理论计算结果与后屈曲曲线和压损强度试验结果的比较

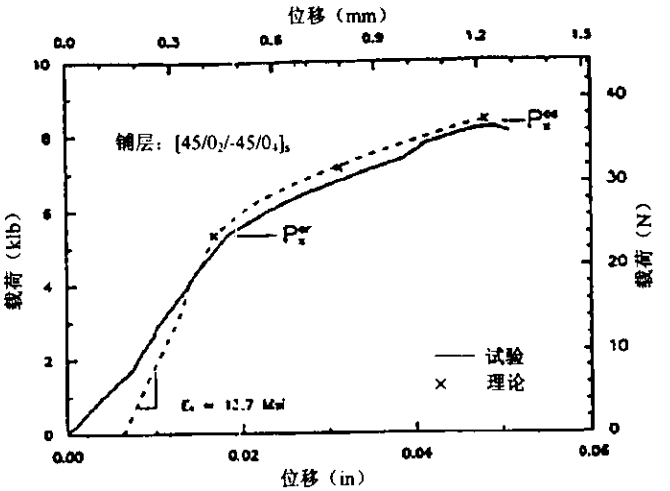


图5.7.2.1(b)　文献5.7.1.3(b)和(c)的理论计算结果与后屈曲曲线和压损强度试验结果的比较

这些公式中未包括弯-扭刚度项D_{16}和D_{26}，在所有角铺层的层压板中都会出现这两项，但除了角铺层层数很少的层压板之外，这两项对初始屈曲载荷的影响一般不明显。因此，对于大多数实际应用的均衡对称层压板，上述公式是精确的。有关各向异性板的屈曲分析及各种参数对屈曲载荷影响的补充信息，可参见Nemeth（文献5.6.2.1(a)）所作的研究。

可以看出，上述第一个公式中的欧拉项一般可以忽略，所以，一边自由平板的初始屈曲载荷主要受层压板扭转刚度D_{66}的制约。这就可以解释，为什么对于一个给定的铺层，当±45°层铺设在板的外表面时，其初始屈曲载荷会较高的原因。

对于铺层只稍有一些不平衡或不对称的层压板，可用下述“当量”弯曲刚度$\overline{D}_{ij}$代替屈曲公式中的D_{ij}，来计算初始屈曲载荷的近似值。

$$[\overline{D}]=[D]-[B][A]^{-1}[B] \qquad 5.7.2.1(b)$$

板受载进入后屈曲阶段的分析属几何非线性问题，所以“常规”平板屈曲程序或其他线性分析软件不能用来准确地预估层压板的压损强度。图5.7.2.1(c)中给出了一个例子，它示出了一个准各向同性复合材料T300/5208层压板的压损试验曲线和理论屈曲曲线。（AS/3501和T300/5208碳/环氧复合材料的压损数据取自文献5.7.2(b)-(e)）。在b/t值高时，图5.7.2.1(c)中所示的理论屈曲曲线十分保守，在b/t值低时十分危险。这可以用如下事实加以解释，薄平板在低应变水平时就屈曲了，于是很快进入后屈曲阶段。另一方面，忽略横向剪切效应将使在低b/t值时的强度预估偏于危险。由于筋条角边或板的自由边处高的层间应力可能引发提前破坏，使得层压板的分析进一步复杂化。

在初步设计阶段，由于对大量的铺层情况和b/t比进行非线性分析是不现实的，因此较好的办法可以用半经验的数据对初始屈曲计算进行修正。

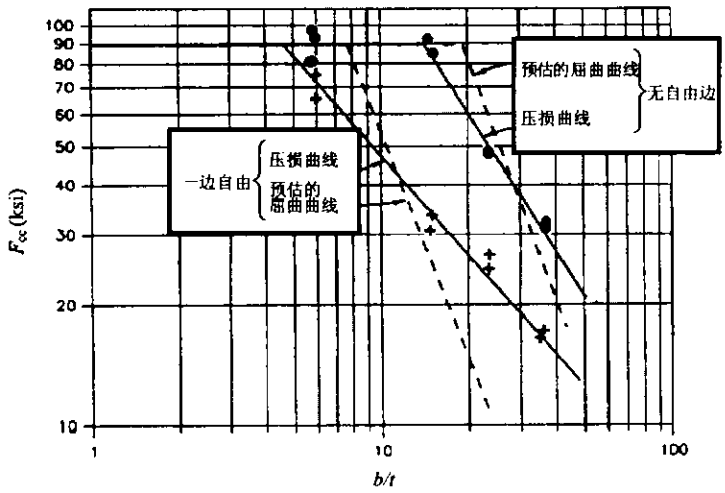


图5.7.2.1(c) 预估的屈曲曲线和压损试验曲线的比较

5.7.2.2 疲劳影响

在对板的结构完整性无危害的环境下，允许板后屈曲疲劳（见文献5.7.2(b)，5.7.2.1(g)和5.7.2.1(h)）。在文献5.7.2.1(h)中阐明了已鉴别的重要结论：“经验证明，相对于其蒙皮初始屈曲载荷，复合材料壁板有高的疲劳门槛值。与受压缩为主的疲劳载荷相比，复合材料壁板表现出对受剪切为主的疲劳载荷较大的敏感性。复合材料壁板的疲劳破坏模式是筋条和蒙皮之间发生分离”。

5.7.2.3 压损曲线的确定

一边自由和无自由边复合材料板元的压损强度可用归一化的压损曲线确定。对复合材料已提出了各种不同的归一化处理方法，大多数都是对当前飞机工业中用于金属结构的处理方法的修改。对压损数据的分析和描述最明显的修改，多半是建议对复合材料构件采用压缩极限强度 F^{cu} 对其压损强度 F^{cc} 进行归一化处理，以代替对金属元件常用的、对材料屈服应力 F^{cy} 进行的归一化处理。

在文献5.7.2(e)中，对一边自由和无自由边碳/环氧复合材料平板给出了依据归一化参数 F^{cc}/F^{cu} 和 $(b/t)[F^{cu}/(E_xE_y)^{1/2}]^{1/2}$ 的压损曲线。后面的参数 $[F^{cu}/(E_xE_y)^{1/2}]^{1/2}$ 是为了反映复合材料的正交各向异性特性。当按这种归一化参数表示试验数据时发现，一边自由板元的试验数据与所预期的性能非常一致，但无自由边板元的试验结果却低于所预期的值。

文献5.7.2(e)中提供的方法的缺点是，仅仅根据层压板的拉伸模量对曲线作了归一化处理。层压板的弯曲刚度在确定其初始屈曲载荷和压损载荷中起着重要的作用，然而，不像金属板，复合材料层压板的拉伸刚度和弯曲刚度之间不存在直接的关系，所以面内刚度相同的层压板，如果它们的铺层顺序不同，可能在不同的载荷下屈曲。由洛克希德和麦道各自独立实施的研究和发展（IRAD）计划所进行的试验证实，当按照下面的归一化参数定义压损曲线时，可以更准确的预估屈曲载荷和压损载荷。

$$\frac{F^{cc}}{F^{cu}}\frac{E_x}{\overline{E}} \quad 和 \quad \frac{b}{t}\frac{\overline{E}}{E_x}\sqrt{\frac{F^{cu}}{\sqrt{E_xE_y}}} \tag{5.7.2.3(a)}$$

式中

$$\overline{E}=\frac{12D_{11}}{t^3}(1-\nu_{xy}\nu_{yx}) \tag{5.7.2.3(b)}$$

$\overline{E}$ 是通过板的弯曲刚度 D_{11} 反映铺层顺序影响的有效弹性模量。

5.7.2.4 筋条压损强度的确定

通常预估由几个“一边自由”和“无自由边”板元所组成的金属筋条压损强度的方法是，计算各个板元压损强度的加权值之和：

$$F_{ST}^{cc}=\frac{\sum_{i=1}^{N}F_i^{cc}b_it_i}{\sum_{i=1}^{N}b_it_i} \tag{5.7.2.4}$$

试验结果指出，只需借助于式5.7.2.3(a)中的归一化参数确定复合材料各板元的压损强度，这个方法也可以成功地用于等厚度的复合材料筋条。洛克希德公司是针对热塑性材料（IM8/HTA）和热固性材料（IM7/5250-4）作的。图5.7.2.4(a)和图5.7.2.4(b)中给出了一边自由和无自由边平板的试验结果。麦道公司也报道了采用这种方法对碳/环氧复合材料的筋条以及AV-8B前机身纵梁的预估结果，均表明与试验结果十分一致。

在复合材料加筋板的优化设计中，可能要求采用不等厚度的筋条。图5.7.2.4(c)中给出了常用筋条剖面形状的典型示例。目前还没有足够的试验数据可以用来精确地预示这类筋条的压损强度。当不同厚度的两个平板元结合在一起，其中较厚的板元对较薄的板元提供了附加约束，从而使较薄板元的屈曲载荷和压损强度得以提高，而较厚板元的屈曲载荷和压损强度将会降低。最后的效果可能是筋条的许用应力升高或降低，这取决于两个板元中

哪个更危险，因而推进了屈曲进程。可用式5.7.2.4预估筋条的压损强度，但是，如果筋条的压损强度是根据等厚度试件的试验数据获得的，那么对受影响的板元的压损强度应该作适当调整。

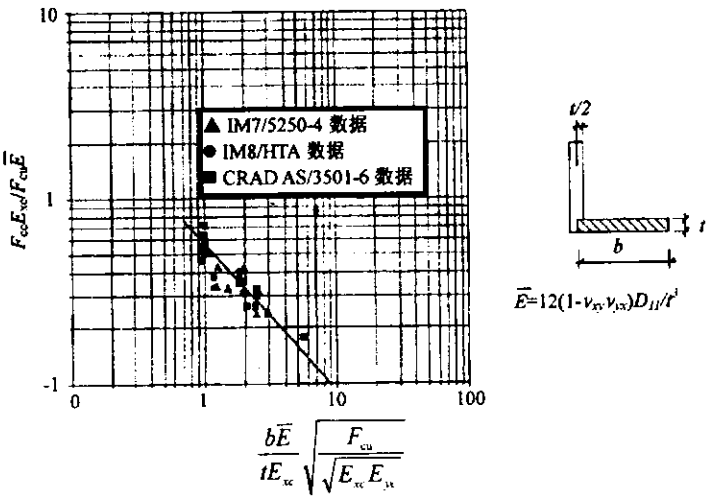


图5.7.2.4(a)　一边自由平板的压损试验结果

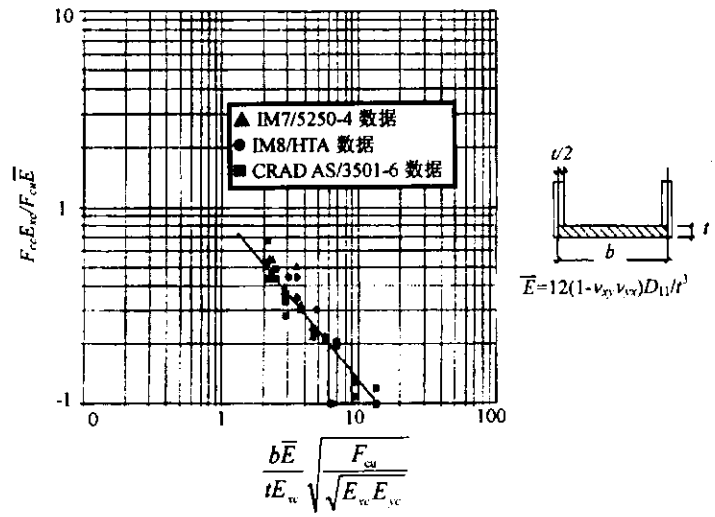


图5.7.2.4(b)　无自由边平板的压损试验结果

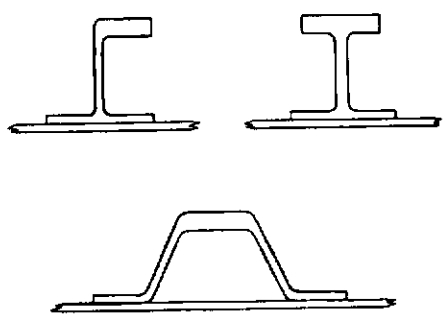


图5.7.2.4(c)　不等厚度筋条的剖面形状

5.7.2.5 转角半径和填充料的影响

槽形、Z型或角型剖面筋条的主要破坏形式是压损而不是分层，转角半径似乎对这类剖面筋条的极限强度没有明显的影响。然而，对于工形或J型剖面的筋条情况正相反，转角半径起重要的作用。如图5.7.2.5所示，实际中常用单向带材料填充这类筋条的转角。在转角处附加上这种非常刚硬的填料可以提高筋条的压损强度。因为填充料的横剖面面积，即0°方向的材料数量与转角半径的平方成正比，因此，对于具有大转角半径的筋条来说，其压损强度的增加可能十分可观。可由下述公式对这种压损强度的增加作保守估算：

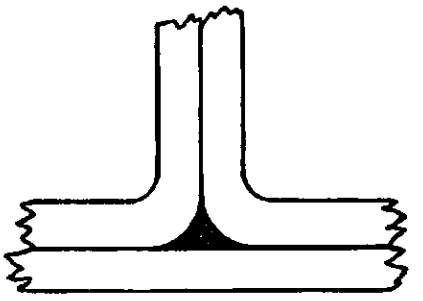


图5.7.2.5 转角处填充情况

$$\overline{F}^{cc} = F^{cc}\frac{1+\dfrac{E_f A_f}{\sum E_i b_i t_i}}{1+\dfrac{A_f}{\sum b_i t_i}} \qquad 5.7.2.5$$

这个公式是根据筋条转角处的应变不大于不带附加填充料筋条的临界应变的假设得出的。

5.7.2.6 细长比修正

随着无支持长度的增加，筋条可能呈总体屈曲破坏模式，而不是局部压损破坏。考虑这种情况的通常办法是，基于筋条柱的细长比（L'/ρ）对压损强度F^{cc}乘一个修正系数，筋条的临界应力变成为

$$F^{cr} \infty F^{cc}\left[1-\frac{F^{cc}}{4\pi^2 E_x^c}\left(\frac{L'}{\rho}\right)^2\right] \qquad 5.7.2.6(a)$$

复合材料柱的横剖面惯性半径为

$$\rho = \sqrt{\frac{(EI)_{st}}{(EA)_{st}}} \qquad 5.7.2.6(b)$$

式中$(EA)_{st}$和$(EI)_{st}$分别为筋条的拉伸刚度和弯曲刚度。

5.7.3 小结

复合材料蒙皮平板的屈曲强度，或者说稳定性受几何尺寸、铺层顺序、边界条件和加载情况的影响很大。在许多情况下，可以采用现有的正交各向异性板（$r/t>100$）的封闭解估算屈曲强度，如式5.7.1.3-5.7.1.7。

5.8 毯式曲线

此节留待以后补充。

5.9 蠕变和松弛

此节留待以后补充。

5.10 疲劳

此节留待以后补充。

5.11 振动

5.11.1 引言

5.11.2 铺层顺序的影响

层压板的振动特性对板的铺层顺序（LSS）同样敏感。与层压板的弯曲和屈曲的情况一样，由于层压板的铺层顺序与其几何尺寸和边界条件之间复杂的相互影响，不允许铺层顺序与振动间有简单的规律。只能针对特定的结构形式和边界条件去建立这种规律。这表明需要采用经证实的分析方法作为设计工具，预估复合材料结构在动力载荷情况下的尺寸稳定性。

图5.11.2为层压板第一阶振动模态下的自然频率和板的铺层顺序、几何尺寸之间复杂相互关系的一个例子*。图中示出的分析结果是引用文献5.7.1.8(c)中的设计公式估算的，设计公式根据文献5.11.2的分析得到。注意，各种铺层顺序的板在振动基本频率方面的相对差异随板的几何尺寸而改变。对于方板，在板的外层优先铺设±45°层时，可产生较高的振动频率。铺层顺序对矩形板产生的影响最强烈，在板的外层优先铺设层的取向垂直于板的长尺寸方向时，可产生最高的基本频率。有关层压板铺层顺序对频率影响的基本资料可在5.5.5节中找到。

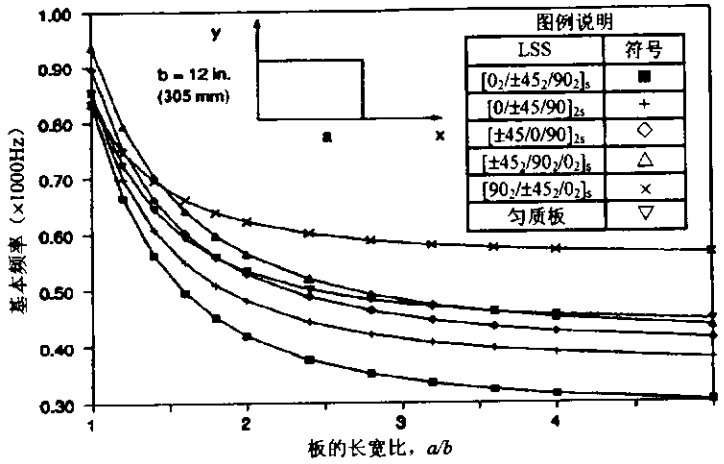


图5.11.2 不同长宽比的四边简支板的振动分析结果

5.12 结构的其他性能

此节留待以后补充。打算包括前面各小节中未涉及对性能和载荷情况的分析方法。

*图5.11.2中所选用的LSS仅为了图示的目的，而不代表为了给定应用时的优化LSS。

5.13 计算程序

有许多有限元分析程序和估算复合材料性能的程序都是可以采用的。关于这些程序的资料可在文献5.13中找到。此外，还有些可用的程序可以通过COSMIC——计算机软件管理情报中心，112 Barrow Hall，乔治亚大学，Athens，Georgia，30602，(404)542-3265从NASA得到。应注意，这些程序的使用及其计算的结果有赖于对计算模型的研究、材料性能的选择以及使用者的经验。

5.14 验证要求

此节留待以后补充。

参考文献

5.2.2(a) Hashin, Z., "Theory of Fiber Reinforced Materials," NASA CR-1974, 1972.

5.2.2(b) Christensen, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, Wiley-Interscience, 1979.

5.2.2.1(a) ickett, G., AFML TR-65-220, 1965.

5.2.2.1(b) Adams, D.F., Doner, D.R., and Thomas, R.L., *J. Composite Materials*, Vol 1, 1967, pp. 4, 152.

5.2.2.1(c) Sendeckyj, G.P., "Elastic Behavior of Composites," *Mechanics of Composite Materials*, Vol. II, ed. Sendeckyj, G.P., Academic Press, 1974.

5.2.2.1(d) Hashin, Z. and Rosen, B.W., "The Elastic Moduli of Fiber-Reinforced Materials," *J. Appl.Mech.*, Vol 31, 1964, p. 223.

5.2.2.1(e) Hashin, Z., "Analysis of Properties of Fiber Composites with Anisotropic Constituents," *J.Appl. Mech.*, Vol 46, 1979, p. 543.

5.2.2.2(a) Christensen, R.M., *Theory of Viscoelasticity*, Academic Press, 1971.

5.2.2.2(b) Hashin, Z., "Viscoelastic Behavior of Heterogeneous Media," *J. Appl. Mech.*, Vol 32, 1965, p. 630.

5.2.2.2(c) Hashin, Z., "Viscoelastic Fiber Reinforced Materials," *AIAA Journal*, Vol 4, 1966, p. 1411.

5.2.2.2(d) Schapery, R.A., "Viscoelastic Behavior of Composites," in *Mechanics of Composite Materials*, Vol. II, ed. Sendeckyj, G.P., Academic Press, 1974.

5.2.2.3(a) Levin, V.M., "On the Coefficients of Thermal Expansion of Heterogeneous Materials," *Mekh. Tverd. Tela*, Vol 1, 1967, p. 88. English translation: *Mechanics of Solids*, Vol 2, 1967, p. 58.

5.2.2.3(b) Schapery, R.A., "Thermal Expansion Coefficients of Composite Materials Based on Energy Principles," *J. Composite Materials*, Vol 2, 1968, p. 380ff.

5.2.2.3(c) Rosen, B.W., "Thermal Expansion Coefficients of Composite Materials," Ph.D. Dissertation, Univ. of Pennsylvania, 1968.

5.2.2.3(d) Springer, G.S., "Environmental Effects on Epoxy Matrix Composites," ASTM STP 674, ed. Tsai, S.W., 1979, p. 291.

5.2.2.3(e) Tsai, S.W. and Hahn, H.T., *Introduction to Composite Materials*, Technomic, 1980.

5.2.3.1.1(a) Gucer, D.E. and Gurland, J., "Comparison of the Statistics of Two Fracture Modes," *J. Mech. Phys. Solids*, 1962, p. 363.

5.2.3.1.1(b) Zweben, C., "Tensile Failure Analysis of Composites," *AIAA Journal*, Vol 2, 1968, p. 2325.

5.2.3.1.2 Rosen, B.W., "Tensile Failure Analysis of Fibrous Composites," *AIAA Journal*, Vol 2, 1964, p. 1982.

5.2.3.1.3(a) Zweben, C., "A Bounding Approach to the Strength of Composite Materials," *Eng. Frac Mech.*, Vol 4, 1970, p. 1.

5.2.3.1.3(b) Harlow, D.G. and Phoenix, S.L., "The Chain-of-Bundles Probability Model for the Strength of Fibrous Materials. I. Analysis and Conjectures, II. A Numerical Study of Convergence," *J. Composite Materials*, Vol 12, 1978, pp. 195, 300.

5.2.3.1.4 Rosen, B.W. and Zweben, C.H., "Tensile Failure Criteria for Fiber Composite Materials," NASA CR-2057, August 1972.

5.2.3.2(a) Dow, N.F. and Grundfest, I.J., "Determination of Most Needed Potentially Possible Improvements in Materials for Ballistic and Space Vehicles," GE-TIS 60SD389, June 1960.

5.2.3.2(b) Rosen, B.W., "Mechanics of Composite Strengthening," *Fiber Composite Materials*, Am. Soc. for Metals, Metals Park, Ohio, 1965.

5.2.3.2(c) Schuerch, H., "Prediction of Compressive Strength in Uniaxial Boron Fiber-Metal Matrix Composite Materials," *AIAA Journal*, Vol 4, 1965.

5.2.3.2(d) Rosen, B.W., "Strength of Uniaxial Fibrous Composites," in *Mechanics of Composite Materials*, Pergamon Press, 1970.

5.2.3.2(e) Chen, C.H. and Cheng, S., "Mechanical Properties of Fiber Reinforced Composites," *J. Composite Materials*, Vol 1, 1967, p. 30.

5.2.3.3(a) Drucker, D.C., Greenberg, H.J., and Prager, W., "The Safety Factor of an Elastic-Plastic Body in Plane Strain," *J. Appl. Mech.*, Vol 18, 1951, p. 371.

5.2.3.3(b) Koiter, W.T., "General Theorems for Elastic-Plastic Solids," *Progress in Solid Mechanics*, Sneddon and Hill, ed., North Holland, 1960.

5.2.3.3(c) Shu, L.S. and Rosen, B.W., "Strength of Fiber Reinforced Composites by Limit Analysis Method," *J. Composite Materials*, Vol 1, 1967, p. 365.

5.2.4(a) Tsai, S.W., "Strength Characteristics of Composite Materials," NASA CR-224, 1965.

5.2.4(b) Ashkenazi, E.K., *Zavod. Lab.*, Vol 30, 1964, p. 285; *Mezh. Polim*, Vol 1, 1965, p. 60.

5.2.4(c) Tsai, S.W. and Wu, E.M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," *J. Composite Materials*, Vol 5, 1971, p. 58.

5.2.4(d) Wu, E.M., "Phenomenological Anisotropic Failure Criterion," *Mechanics of Composite Materials*, ed. Sendeckyj, G.P., Academic Press, 1974.

5.2.4(e) Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites," *J. Appl. Mech.*, Vol 47, 1980, p. 329.

5.3.2(a) Agarwal, B.D. and Broutman, L.J., *Analysis and Performance of Fiber Composites*, John Wiley & Sons, New York, NY, 1980.

5.3.2(b) Ashton, J.E. and Whitney, J.M., *Theory of Laminated Plates*, Technomic Publishing Co., Inc., Westport, CT, 1970.

5.3.2(c) Hussein, R.M, *Composite Panels/Plates: Analysis and Design*, Technomic Publishing Co., Inc., Westport, CT, 1985.

5.3.2(d) Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, Scripta Book Co., Washington, DC, 1975.

5.3.2(e) Tsai, S.W. and Hahn, H.T., *Introduction to Composite Materials*, Technomic Publishing Co., Inc., Westport, CT, 1980.

5.3.4 Shen, C. and Springer, G.S., "Moisture Absorption and Desorption of Composite Materials," *J. Composite Materials*, Vol 10, 1976, p. 1.

5.3.4.2(a) Chamis, C.C., "A Theory for Predicting Composite Laminate Warpage Resulting From Fabrication," 30th Anniversary Technical Conf., Reinforced Plastics/Composites Institute, The Society of Plastics Industry, Inc., Sec 18-C, 1975, pp. 1-9.

5.3.4.2(b) Hyer, M.W., "Some Observations on the Cured Shape of Thin Unsymmetric Laminates," *J.Composite Materials*, Vol. 15, 1981, pp. 175-194.

5.3.4.2(c) Hyer, M.W., "Calculations of Room Temperature Shapes of Unsymmetric Laminates," *J.Composite Materials*, Vol. 15, 1981, pp. 296-310.

5.3.5.5 Hashin, Z., Bagchi, D., and Rosen, B.W., "Nonlinear Behavior of Fiber Composite Laminates," NASA CR-2313, April 1974.

5.4 Flaggs, D.L. and Kural, M.H., "Experimental Determination of the In Situ Transverse Lamina Strength in Graphite/Epoxy Laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, March, 1982, pp. 103-115.

5.4.1.1(a) Hashin, Z., "Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites", *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 47, June, 1980, pp. 329-334.

5.4.1.1(b) Fiber Composite Analysis and Design, Federal Aviation Administration, DOT/FAA/CT-85/6)5.4.4(a) Savin, G.N., "Stress Distribution Around Holes," NASA TT-F-607, November, 1970.

5.4.4(b) Whitney, J.M. and Nuismer, R.J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," *J. Composite Materials*, Vol 8, 1974, p. 253.

5.4.4(c) Daniel, I.M., Rowlands, R.E., and Whiteside, J.B., "Effects of Material and Stacking Sequence on Behavior of Composite Plates With Holes," *Experimental Mechanics*, Vol. 14, 1974, pp. 1-9.

5.4.4(d) Walter, R.W. Johnson, R.W. June, R.R , and McCarty, J.E., "Designing for Integrity in Long-Life Composite Aircraft Structures," *Fatigue of Filamentary Composite Materials*, ASTM STP 636, pp. 228-247, 1977.

5.4.4(e) Aronsson, C.G., "Stacking Sequence Effects on Fracture of Notched Carbon Fibre/Epoxy Composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 24, pp. 179-198, 1985.

5.4.4(f) Lagace, P.A., "Notch Sensitivity and Stacking Sequence of Laminated Composites," ASTM STP 893, pp. 161-176, 1985.

5.4.4(g) Harris C.E. and Morris, D.H., "A Fractographic Investigation of the Influence of Stacking Sequence on the Strength of Notched Laminated Composites," ASTM STP 948, 1987, pp.131-153.

5.4.5(a) Murthy P.L.N, and Chamis, C.C., "Free-Edge Delamination: Laminate Width and Loading Conditions Effects," *J. of Composites Technology and Research*, JCTRER, Vol. 11, No. 1, 1989, pp. 15-22.

5.4.5(b) O'Brien, T.K., "The Effect of Delamination on the Tensile Strength of Unnotched, Quasiisotropic, Graphite/Epoxy Laminates," *Proc. of the SESA/JSME International Conf. on Experimental Mechanics*, Honolulu, Hawaii, May, 1982.

5.4.5(c) Bjeletich, J.G., Crossman F.W., and Warren, W.J., "The Influence of Stacking Sequence on Failure Modes in Quasi-isotropic Graphite-Epoxy Laminates," *Failure Modes in Composites IV*, AIME, 1977, pp. 118.

5.4.5(d) Crossman, F.W., "Analysis of Delamination," *Proc. of a Workshop on Failure Analysis and Mechanisms of Failure of Fibrous Composite Structures*, NASA Conf. Publ. 2278, 1982, pp. 191-240.

5.4.5(e) O'Brien, T.K., "Analysis of Local Delaminations and Their Influence on Composite Laminate Behavior," *Delamination and Debonding of Materials*, ASTM STP 876, 1985, pp. 282-297.

5.4.5(f) Sun C.T. and Zhou, S.G., "Failure of Quasi-Isotropic Composite Laminates with Free Edges," *J. Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 7, 1988, pp. 515-557.

5.4.5(g) O'Brien, T.K., "Characterization of Delamination Onset and Growth in a Composite Laminate," *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, 1982, pp. 140-167.

5.4.5(h) Whitcomb J.D. and Raju, I.S., "Analysis of Free-Edge Stresses in Thick Composite Laminates," *Delamination and Debonding of Materials*, ASTM STP 876, 1985, pp. 69-94.

5.4.5(i) Lekhnitskii, S.G., *Anisotropic Plates*, Gordon and Breach Science Publ., 1968.

5.4.5(j) Garg, A.C., "Delamination-A Damage Mode In Composite Structures," *Eng. Fracture Mech.*, Vol. 29, No. 5, 1988, pp. 557-584.

5.4.5(k) Lagace, P.A., "Delamination in Composites: Is Toughness the Key?" *SAMPE J.*, Nov/Dec, 1986, pp. 53-60.

5.4.5(l) Soni S. R. and Kim, R.Y., "Delamination of Composite Laminates Stimulated by Interlaminar Shear," *Composite Materials: Testing and Design (Seventh Conf.)*, ASTM STP 893, 1986, pp. 286-307.

5.4.5(m) Chan, W.S., Rogers, C., and Aker, S., "Improvement of Edge Delamination Strength of Composite Laminates Using Adhesive Layers," *Composite Materials: Testing and Design (Seventh Conf.)*, ASTM STP 893, 1986, pp. 266-285.

5.4.5(n) Chan W.S. and Ochoa, O.O., "Suppression of Edge Delamination in Composite Laminates by Terminating a Critical Ply near the Edges," Presented at the AIAA/ASMR/ASCE/AHS 29th Structures, Structural Dynamics and Materials Conf., AIAA Paper #88-2257, 1988, pp.359-364.

5.4.5(o) Vizzini, A.J., "Prevention of Free-Edge Delamination via Edge Alteration," Presented at the AIAA/ASME/ASCE/AHS 29th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA Paper #88-2258, 1988, pp. 365-370.

5.4.5(p) Sun, C.T., "Intelligent Tailoring of Composite Laminates," *Carbon*, Vol. 27, No. 5, 1989, pp.679-687.

5.4.5(r) Lagace P.A. and Cairns, D.S., "Tensile Response of Laminates to Implanted Delaminations," *Proc. of 32nd Int. SAMPE Sym.*, April 6-9, 1987, pp. 720-729.

5.4.5.1(a) Shivakumar K.N. and Whitcomb, J.D., "Buckling of a Sublaminate in a Quasi-Isotropic Composite Laminate," NASA TM-85755, Feb, 1984.

5.4.5.1(b) Chai H. and Babcock, C.D., "Two-Dimensional Modelling of Compressive Failure in Delaminated Laminates," *J. of Composite Materials*, 19, 1985, pp. 67-98.

5.4.5.1(c) Vizzini A.J. and Lagace, P.A., "The Buckling of a Delaminated Sublaminate on an Elastic Foundation," *J. of Composite Materials*, 21, 1987, pp. 1106-1117.

5.4.5.1(d) Kassapoglou, C., "Buckling, Post-Buckling and Failure of Elliptical Delaminations in Laminates Under Compression," *Composite Structures*, 9, 1988, pp. 139-159.

5.4.5.1(e) Yin, W.L., "Cylindrical Buckling of Laminated and Delaminated Plates," Presented at the AIAA/ASMR/ASCE/AHS 27th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA Paper #86-0883, 1986, pp. 165-179.

5.4.6.1.1(a) Jamison, R.D., "On the Interrelationship Between Fiber Fracture and Ply Cracking in Graphite/Epoxy Laminates," *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, 1986, pp. 252-273.

5.4.6.1.1(b) Kim, R.Y., "In-plane Tensile strength of Multidirectional Composite Laminates," UDRI-TR-81-84, University of Dayton Research Institute, Aug, 1981.

5.4.6.1.1(c) Ryder J.T. and Crossman, F.W., "A Study of Stiffness, Residual Strength and Fatigue Life Relationships for Composite Laminates," NASA CR-172211, Oct, 1983.

5.4.6.1.1(d) Sun C.T. and Jen, K.C., "On the Effect of Matrix Cracks on Laminate Strength," *J. Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 6, 1987, pp. 208-222.

5.4.6.1.1(e) Bailey, J.E., Curtis, P.T., and Parvizi, A., "On the Transverse Cracking and Longitudinal Splitting Behavior of Glass and Carbon Fibre Reinforced Epoxy Cross Ply Laminates and the Effect of Poisson and Thermally Generated Strain," *Proc.*

R. Soc. London, series A, 366, 1979, pp. 599-623.

5.4.6.1.1(f) Crossman, F.W. and Wang, A.S.D., "The Dependence of Transverse Cracking and Delamination on Ply Thickness in Graphite/Epoxy Laminates," *Damage in Composite Materials*, ASTM STP 775, American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 118-139.

5.4.6.1.1(g) Flaggs, D.L. and Kural, M.H., "Experimental Determination of the In situ Transverse Lamina Strength in Graphite/Epoxy Laminates," *J. of Composite Materials*, Vol. 16, Mar. 1982, pp. 103-115.

5.4.6.1.1(h) Narin, J.A., "The Initiation of Microcracking in Cross-Ply Laminates: A Variational Mechanics Analysis," *Proc. Am Soc for Composites: 3rd Tech. Conf.*, 1988, pp. 472-481.

5.4.6.1.1(i) Flaggs, D.L., "Prediction of Tensile Matrix Failure in Composite Laminates," *J. Composite Materials*, 19, 1985, pp. 29-50.

5.4.6.1.1(j) Ilcewicz, L.B., Dost, E.F., McCool, J.W., and Grande, D.H., "Matrix Cracking in Composite Laminates With Resin-Rich Interlaminar Layers," Presented at 3rd Symposium on Composite Materials: Fatigue and Fracture, Nov. 6-7, Buena Vista, Fla., ASTM, 1989.

5.4.6.2(a) Shuart, M.J., "Short-Wavelength Buckling and Shear Failures for Compression-Loaded Composite Laminates," NASA TM-87640, Nov, 1985.

5.4.6.2(b) Shuart, M.J., "Failure of Compression-Loaded Multi-Directional Composite Laminates," Presented at the AIAA/ASME/ASCE/AHS 19th Structures, Structural Dynamics and Materials Conf, AIAA Paper No. 88-2293, 1988.

5.4.6.2(c) Hahn, H.T. and Williams, J.G., "Compression Failure Mechanisms in Unidirectional Composites," *Composite Materials: Testing and Design (Seventh Conf.)*, ASTM STP 893, 1986, pp. 115-139.

5.4.6.2(d) Hahn H.T. and Sohi, M.M., "Buckling of a Fiber Bundle Embedded in Epoxy," *Composites Science and Technology*, Vol 27, 1986, pp. 25-41.

5.6.2(a) Manson, J. A. and Seferis, J. C., "Internal Stress Determination by Process Simulated Laminates," *ANTEC '87 Conference Proceedings*, SPE, May 1987.

5.6.2(b) Kays, A.O., "Exploratory Development on Processing Science of Thick-Section Composites," AFWAL-TR-85-4090, October 1985.

5.6.3(a) Chan, W.S., Rogers, C. and Aker, S., "Improvement of Edge Delamination Strength of Composite Laminates Using Adhesive Layers," *Composite Materials: Testing and Design*, ASTM STP 893, J.M. Whitney, ed., American Society for Testing and Materials, 1985.

5.6.3(b) Chan, W.S. and Ochoa, O.O., "An Integrated Finite Element Model of Edge-Delamination Analysis for Laminates due to Tension, Bending, and Torsion Loads," *Proceedings of the 28th Structures, Dynamics, and Materials Conference*, AIAA-87-0704, 1987.

5.6.3(c) O'Brien, T.K. and Raju, I.S., "Strain Energy Release Rate Analysis of Delaminations Around an Open Hole in Composite Laminates," *Proceedings of the 25th Structures, Structural Dynamics,and Materials Conference*, 1984, pp. 526-536.

5.6.3(d) Pagano, N.J. and Soni, S.R., "Global - Local Laminate Variational Method," International *Journal of Solids and Structures*, Vol 19, 1983, pp. 207-228.

5.6.3(e) Pipes, R.B. and Pagano, N.J., "Interlaminar Stresses in Composites Under Uniform Axial Extension," *J. Composite Materials*, Vol 4, 1970, p. 538.

5.7.1.1(a) Almroth, B. O., Brogan, F. W., and Stanley, G. W., "User's Manual for STAGS," NASA Contractor Report 165670, Volumes 1 and 2, March 1978.

5.7.1.1(b) Ashton, J. E. and Whitney, J. M., *Theory of Laminated Plates*, Technomic Publishers, 1970, pp. 125-128.

5.7.1.2 *Advanced Composites Design Guide, Volume II - Analysis*, Air Force Materials Laboratory, Advanced Development Division, Dayton, Ohio, January 1973, Table 2.2.2-1, pp. 2.2.2-12.

5.7.1.3(a) Spier, E. E., "On Experimental Versus Theoretical Incipient Buckling of Narrow Graphite/Epoxy Plates in Compression," AIAA-80-0686-Paper, published in *Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS 21st Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference*, May 12-14, 1980, pp. 187-193.

5.7.1.3(b) Spier, E. E., "Local Buckling, Postbuckling, and Crippling Behavior of Graphite-Epoxy Short Thin Walled Compression

Members," Naval Air Systems Command Report NASCN00019-80-C-0174, June 1981, p. 22.

5.7.1.3(c) Arnold, R. R., "Buckling, Postbuckling, and Crippling of Materially Nonlinear Laminated Composite Plates," Ph.D. Dissertation, Stanford University, March 1983, p. 65.

5.7.1.3(d) Arnold, R. R. and Mayers, J., "Buckling, Postbuckling, and Crippling of Materially Nonlinear Laminated Composite Plates," *Internal Journal of Solids and Structures*, Vol 20, pp.863-880. 82-0779-CP, AIAA/ASME/ASCE/AHS, published in the *Proceedings of the 23rd Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, New Orleans, Louisiana, May 1982, pp. 511-527.

5.7.1.8(a) Chamis, C.C., "Buckling of Anisotropic Composites," *Journal of the Structural Division*, Am. Soc. of Civil Engineers, Vol. 95, No. 10, 1969, pp. 2119-2139.

5.7.1.8(b) Whitney, J.M., *Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates*, Technomic Publishing Co., Inc., Westport, CT, 1987.

5.7.1.8(c) "DoD/NASA Advanced Composites Design Guide, Volume II Analysis," Structures/Dynamics Division, Flight Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, OH, 1983.

5.7.1.8(d) Davenport, O.B., and Bert, C.W., "Buckling of Orthotropic, Curved, Sandwich Panels Subjected to Edge Shear Loads," *Journal of Aircraft*, Vol. 9, No. 7, 1972, pp. 477-480.

5.7.1.8(e) Spier, E.E., "Stability of Graphite/Epoxy Structures With Arbitrary Symmetrical Laminates," *Experimental Mechanics*, Vol. 18, No. 11, 1978, pp. 401-408.

5.7.2(a) Spier, E.E., "On Experimental Versus Theoretical Incipient Buckling of Narrow Graphite/Epoxy Plates in Compression," AIAA-80-0686-Paper, published in Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS 21st Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, May 12-14, 1980, pp. 187-193.

5.7.2(b) Spier, E.E., "Local Buckling, Postbuckling, and Crippling Behavior of Graphite-Epoxy Short Thin Walled Compression Members," Naval Air Systems Command Report NASC-N00019-80-C-0174, June 1981.

5.7.2(c) Spier, E.E., "On Crippling and Short Column Buckling of Graphite/Epoxy Structure with Arbitrary Symmetrical Laminates," Presented at SESA 1977 Spring Meeting, Dallas, TX, May 1977.

5.7.2(d) Spier, E.E. and Klouman, F.K., "Post Buckling Behavior of Graphite/Epoxy Laminated plates and Channels," Presented at Army Symposium on Solid Mechanics, AMMRC MS 76-2, Sept. 1975.

5.7.2(e) Renieri, M.P. and Garrett, R.A., "Investigation of the Local Buckling, Postbuckling and Crippling Behavior of Graphite/Epoxy Short Thin-Walled Compression Members," McDonnell Aircraft Report MDC A7091, NASC, July 1981.

5.7.2(f) Bonanni, D.L., Johnson, E.R., and Starnes, J.H., "Local Crippling of Thin-Walled Graphite-Epoxy Stiffeners," AIAA Paper 88-2251.

5.7.2(g) Spier, E.E., "Postbuckling Fatigue Behavior of Graphite-Epoxy Stiffeners," AIAA Paper 82-0779-CP, AIAA/ASME/ASCE/AHS, published in the Proceedings of the 23rd Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, New Orleans, LA, May 1982, pp. 511-527.

5.7.2(h) Deo, R.B., et al, "Design Development and Durability Validation of Postbuckled Composite and Metal Panels," Air Force Flight Dynamics Laboratory Report, WRDC-TR-89-3030, 4 Volumes, November 1989.

第6章 连接的结构特性

6.1 序言

很难设想一个结构不含有某种类型的连接。连接通常出现在复合材料主要部件与金属部件或零件的过渡区域。飞机中，在操纵面以及在机翼和尾翼部件上的铰链接头就是这种情况的代表，需要在各个操纵阶段旋转其元件。对与发动机的连接或需要改变方向处的铰链，发动机轴这样的管状元件通常采用金属端接元件。此外，由结构的各个组成部分装配成结构或者采用胶接或者采用机械连接或者兼而有之。

一般来说，在结构设计中连接是最富有挑战性的任务之一，在复合材料结构设计中尤其是这样。其理由是：除了某些理想化的胶接连接形式，比如相似材料间的斜面连接之外，连接必然引起结构几何形状的中断，通常是材料的不连续，这就几乎总是产生局部高应力区。机械紧固连接的应力集中是非常严重的，因为，连接元件间的载荷传递不得不发生在一小部分可利用区域上。在金属结构中，对于机械紧固连接随载荷的增加通常可以依靠局部屈服消除应力峰值的影响。在某种程度上这种连接可以采用P/A的方法设计，即假设载荷在载荷挤压面上是均匀分布的，所以，总载荷（P）除以挤压面积（A）就表示控制连接强度的应力。在有机基复合材料中，认为这种应力减少的影响只有很少的程度，而且必须考虑由弹性应力分析预计出现的峰值应力，特别是对于一次性单调加载。对于复合材料被胶接件的情况，除了对于各向同性被胶接件影响连接特性的各种不同的材料和尺寸参数以外，应力峰值的大小还随被胶接件的正交异性程度而变化。

原则上，胶接连接比机械紧固连接的结构更为有效，这是因为前者有更好的条件降低应力集中，例如，可以利用胶粘剂的塑性响应降低应力峰值。机械紧固连接材料利用率较低，紧固件附近的大部分区域材料几乎是不受载的，必须靠高应力区域来补偿以达到特定所需的平均载荷。正如上面所述，某些类型的胶接连接，即相近刚度元件之间的斜面连接在连接的整个区域能够达到几乎均匀的应力状态。

然而在许多情况下，机械紧固连接是不可避免的，因为对于损伤结构的更换，或者为了接近内部结构要求连接可以拆卸。此外，胶接连接往往缺少结构余度和对制造缺陷高度敏感，包括胶接的贫胶，表面粗糙部分的不良配合，以及胶粘剂对温度和环境影响，比如湿度的敏感。确保胶接质量一直是胶接连接长期存在的问题；尽管超声和X-射线检测可以发现胶接中的缺陷，但现时还没有一种技术能够保证看起来完好的胶层具有事实上足够的传载能力。虽然表面制备和胶接技术已相当发展，但是可能在胶接操作中不注意细节而产生某些缺陷，故需要装配工时刻警惕。因此在高要求和高安全特定的应用中，例如主要的飞机结构元件，特别是大型商用运输飞机，宁肯采用机械紧固连接而不采用胶接连接，因为要确保结构完整性达到所要求的水平，机械紧固连接比较容易达到。胶接结构在较小飞机中更为普遍。对于非航空器应用和非飞行关键的飞机部件里也还是常采用胶接连接。

本章介绍复合材料结构在结构连接中确定应力和变形的设计方法和分析方法。下述的6.2节讨论胶接连接（机械紧固连接将是手册今后修订版的主题）。

在胶接连接中设计考虑包括以下几点：被胶接件厚度的影响，因为厚度是保证被胶接

件破坏而不是胶接破坏的手段；采用斜削的被胶接件以减小剥离应力；胶粘剂塑性的影响；关于复合材料被胶接件的特殊考虑；胶层缺陷，包括表面制备缺陷、孔隙率和厚度差异的影响；以及胶接连接与长期耐久性有关的考虑。除了设计考虑外，还描述了在胶层内控制应力和变形的连接特性的状况，包括剪应力和横向正应力，受拉伸时横向正应力通常称作“剥离”应力。最后，介绍了胶接连接有限元分析的一些原则。

与复合材料结构连接有关的其他内容请参见本手册第一卷第7章7.5节（机械紧固连接）和6.3节（胶接连接）与第三卷第2章胶接连接的2.7.8节。

6.2 胶接连接

6.2.1 引言

胶接连接能够具有高的结构效率并且是减轻结构重量的一种措施，因为胶接连接有可能消除应力集中，这是机械紧固连接不可能做到的。不幸的是，因为缺少可靠的检测方法和在制造中要求精密的尺寸容差，飞机设计师一般避免在主要结构中采用胶接连接。一些著名的例外包括：F-14和F-15水平安定面以及F-18机翼根部连接装配用作连接的阶梯形搭接胶接连接，和Lear-fan及Beech-Starship飞机的大多数结构部件。

在文献6.2.1(a)-6.2.1(h)中列出的早期文献已经研究了与胶接连接设计有关的若干问题，现在复合材料结构胶接连接所使用的大多数方法基于L.J.Hart-Smith进行的一系列研究，研究是在70年代初期（文献6.2.1(i)-6.2.1(n)）NASA/Langley研究中心资助的合同以及70年代中期（文献6.2.1(o)-6.2.1(r)）空军主胶接结构技术计划（PABST）的支持下完成的。这项工作最新的进展是在空军合同支持下研发了胶接连接和螺栓连接的三个计算机软件A4EG、A4EI和A4EK（文献6.2.1(s)-6.2.1(u)）。这些成果已经在一些文献中公开发表（文献6.2.1(v)-6.2.1(z)）。此外，这些成果中的方法已经应用于80年代初中期NASA的ACEE计划（文献6.2.1(x)-(y)）。

根据这些研究成果得到的某些主要原则包括：(1)一般的复合材料连接尽可能采用简单的一维应力分析方法；(2)要使连接设计保证被胶接件破坏而不是胶层破坏，因此胶层决不是薄弱环节；(3)认识到航空航天胶粘剂的塑性有利于降低胶层中的应力峰值；(4)谨慎使用诸如被胶接件的斜削这样一些因素来减小或消除连接的应力峰值；(5)认识到缓慢的低周载荷，例如相应于飞机中的座舱增压这些现象，作为控制胶接连接耐久性的主要因素，以及为了避免这类载荷最坏的影响通过提供足够长的搭接长度，来保证胶粘剂受载较小，在设想元件在最严重的湿热极限值下使用，胶粘剂不会发生蠕变。

下面大多数论述仍将遵照Hart-Smith的分析原理，因为，它对复合材料和金属结构的胶接连接设计实践都作出重要的贡献。另一方面，一些修改也在此作了介绍。例如，在文献6.2.1(k)中介绍的对Goland-Reissner单搭接连接分析的修正，已经按照文献6.2.1(z)和6.2.1(aa)提出的方法再次进行了修正。

在Hart-Smith研究成果中没有涉及到的复合材料被胶接件的一些特殊问题将补充论述。其中最重要的就是有机复合材料被胶接件的横向剪切变形的影响。

虽然论述的重点是简化的应力分析概念，允许剪应力预计用剪滞模型和剥离应力预计用弹性基础梁概念，依据需要对胶接连接的有限元模型也作了简要的介绍。类似地，虽然

主要从应力和应变能的观点研究连接破坏，但对胶接连接也包含了从断裂力学观点进行的讨论。

6.2.2 连接设计考虑

6.2.2.1 被胶接件厚度的影响：被胶接件破坏与胶接破坏的关系

图6.2.2.1(a)示出了胶接连接一系列典型的连接形式。一般来说，胶接连接在胶层中有较高的应力集中。剪应力的应力集中是由于各被胶接件的轴向应变不相等而引起的，而剥离应力的应力集中，是由于载荷路径的偏心引起的。典型胶粘剂与剪切特性有关的良好的塑性有利于将剪应力对连接强度的影响降至最小。脆性对剥离应力的响应要比对剪应力的影响大得多，为了获得良好的连接性能，降低剥离应力是所期望的。

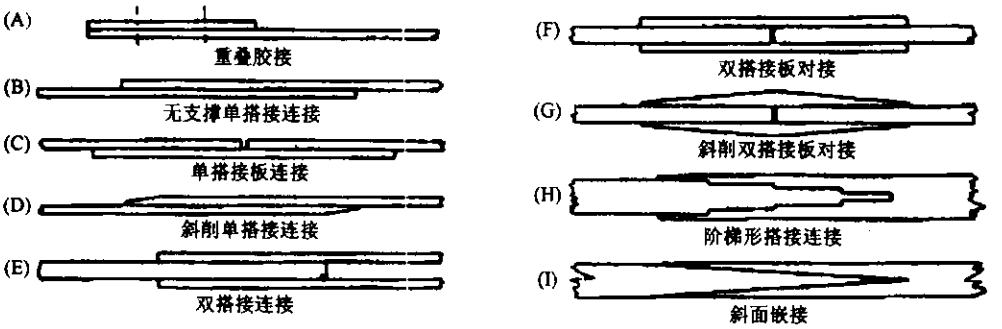


图6.2.2.1(a) 胶接连接形式（文献6.2.1(n)和6.2.2.1(a)）

从连接可靠性的观点出发，最主要的是避免胶层成为连接的薄弱环节，这就意味着连接设计应尽可能保证被胶接件破坏发生在胶层破坏之前。这是因为被胶接件破坏是纤维控制的，而胶粘剂破坏是基体控制的，于是易受空隙和其他缺陷、厚度变化、环境、加工偏差、表面制备中的缺陷及其他并不总是能充分控制的因素影响。这是一个极大的挑战，因为，胶粘剂本来就比被连接的复合材料或金属元件弱得多。然而只要弄清楚每种连接形式的应用范围及其合适的厚度限制，就可以达到这个目的。图6.2.2.1(b)经常被Hart-Smith（文献6.2.1(n)，6.2.2.1(a)）用来说明这一点，该图表明连接形式的发展过程，其承载能力逐渐从最小增加到最大。对于每一种连接形式，被胶接件的厚度随得到较高承载能力的方法而增加。当被胶接件比较薄时，应力分析的结果表明，图6.2.2.1(b)中所有的连接形式，胶接的应力小到足以保证被胶接件在胶层发生破坏之前就先达到其承载能力。随着被胶接件厚度的增加胶层应力变得较大，直到产生胶层破坏，这一点的载荷低于被胶接件破坏载荷。这就得到一般原则，对于给定的连接形式，被胶接件的厚度相对于胶层厚度应当限制在一个合适的范围，因为胶接工艺的考虑和胶接材料缺陷敏感性，胶层厚度一般限制在0.125-0.39 mm（0.005-0.015 in）之间。于是，图6.2.2.1(a)和6.2.2.1(b)的每一种连接形式都有其相应的被胶接件厚度的适用范围和承载能力。如果需要较大的承载能力，宁肯改变连接形式，即改用连接效率较高的连接形式，而不是无限制地增加被胶接件的厚度。

6.2.2.2 连接几何形状的影响

等厚度被胶接件的单搭接和双搭接连接（图6.2.2.1(a)中的(B)，(E)和(F)型连接）是效率最低的连接形式，主要用于承受较小分布载荷的薄结构（分布载荷指单位宽度的载荷，

即应力乘以元件厚度）。其中单搭接连接的承载能力最小，因为其几何形状的偏心将使被胶接件产生明显的弯曲，导致剥离应力增大。剥离应力也存在于对称双搭接和双搭接板对接连接中，当被胶接件较厚时它对连接性能也成为一个限制因素。

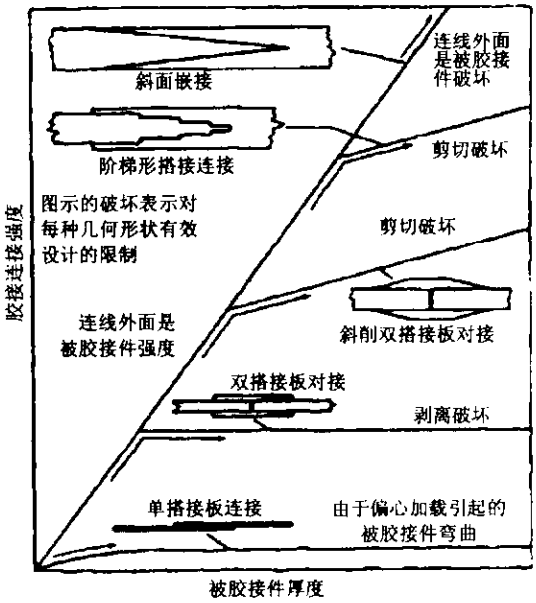


图6.2.2.1(b) 连接几何形状的影响（文献6.2.1(n)）

可以采用斜削的被胶接件（图6.2.2.1(a)中的(B)和(G)型连接）降低连接区域的剥离应力，剥离应力是拉伸，它是首要关心的情况。在被胶接件对接在一起的搭接区两端不需要斜削，该处横向正应力是压缩且相当小。同样，受压缩载荷的双搭接板连接在任何位置均不关心剥离应力，因为胶层中产生的横向正应力实际上是压缩而不是拉伸，的确，对压缩载荷情况，在有间隙处内部的被胶接件直接相互挤压，没有应力集中存在。

对等刚度被胶接件的连接，斜面嵌接（图6.2.2.1(a)中(I)型连接）理论上是最有效的，有可能完全消除应力集中。（实际上，在斜削的被胶接件的末端还必须布置一个或两个单层的最小厚度，导致这个区域产生应力集中）。理论上，通过足够的连接长度和厚度，斜面嵌接可以达到任何所希望的承载能力；然而，由于剪应力沿连接长度均匀分布，有蠕变破坏趋势，实际斜面嵌接的耐久性较差，除非要仔细地使胶层不进入非线性范围。结果使得斜面嵌接仅限用于非常薄的结构的修理。不等刚度被胶接件的斜面嵌接达不到像等刚度被胶接件连接均匀剪应力分布的情况，而且因为在较厚被胶接件的薄端附近载荷迅速增大，结构的有效性降低。

阶梯形连接（图6.2.2.1(a)中的(H)型连接）是解决厚板元件胶接任务的切实可行的方法。这种形式的连接利用复合材料层压板层压结构的优点使得制造较为方便。此外，如果有足够多足够矮（及厚度增量）的台阶，从而提供了足够的连接长度，就可以传递大的载荷。

6.2.2.3 被胶接件刚度不匹配的影响

被胶接件刚度不相等对所有几何形式的连接都带来不利的影响，刚度定义为轴向或面内剪切模量乘以被胶接件的厚度。只要有可能就应该保持刚度接近相等。例如，对于碳/环氧准各向同性层压板（杨氏模量＝55 GPa（8 Msi））和钛合金板（杨氏模量＝110 GPa

（16 Msi））理想的阶梯形连接和斜面嵌接，复合材料和钛合金被胶接件最大厚度（连接区末端之外）的比值应是110/55=2.0。

6.2.2.4 胶粘剂韧性响应的影响

胶粘剂的韧性是降低胶层中的剪应力和剥离应力峰值不利影响的一个重要因素。取自文献6.2.2.4(a)的图6.2.2.4(a)表示在航宇工业中使用的典型胶粘剂的剪应力-应变响应特性，它是从厚板胶接试验得到的（第一卷7.3节）。图6.2.2.4(a)的(A)图代表较韧的胶膜胶粘剂FM73在各种环境条件下的响应曲线。图6.2.2.4(a)的(B)图代表较脆的胶膜胶粘剂FM400在相同的环境条件下的响应曲线。在其他地方如文献6.2.2.4(b)中也可找到类似的曲线。即使对于图6.2.2.4(a)的(B)这种韧性较差的材料，韧性对胶接连接的力学响应也有显著的影响，把设计局限于弹性响应就丧失了大量附加的结构承载能力的利用。除了温度、湿度外，胶层的多孔性也影响韧性响应。多孔性的影响示于图6.2.2.4(b)（文献6.2.1(s)），图中比较了FM73各种环境条件下多孔（符号×）和非多孔（符号◇）胶层的响应。这一点在6.2.2.6节还要作进一步的讨论。

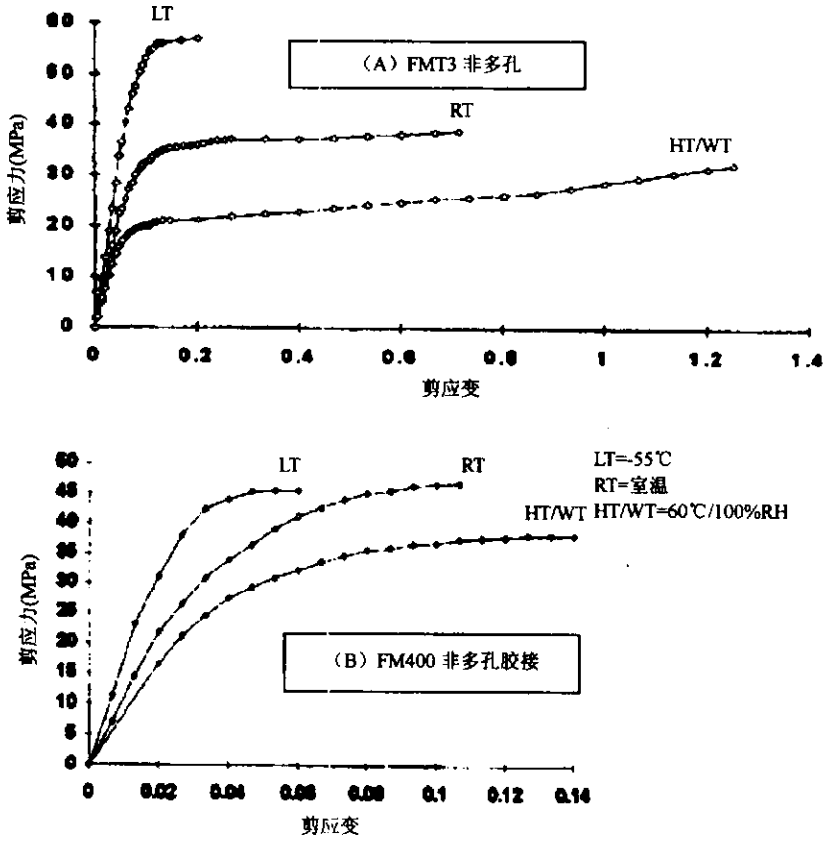


图6.2.2.4(a) 航空航天用胶粘剂典型特性（文献6.2.2.4(a)）

如果能用被胶接件斜削这样的方法降低剥离应力，Hart-Smith已经表明（文献6.2.1(i)）胶粘剂的剪切破坏应变能是控制连接强度的关键参数；于是胶粘剂破坏应变能密度的平方根就确定了连接能够承受的最大静载荷；Hart-Smith的研究还指出：为了预计连接的力学响应，详细的胶粘剂应力-应变曲线可以用等价的曲线代替，该曲线有一个线性段和紧接的常

应力平台构成（即弹性-理想塑性响应），条件是调整常应力值使得破坏应变能密度等于实际应力-应变曲线的值。胶粘剂试验方法（见第一卷7.6节）的目的在于提供这个参数的数据。一旦对于所选择的胶粘剂在所关心的最严酷的环境（温度和湿度）条件下，确定出等价的弹性-理想塑性应力-应变曲线，连接设计就可以采用相对简单的一维应力分析方法，而不需要采用复杂的有限元计算。即使对于最复杂的连接，采用这种方法已成功设计了（文献6.2.1(t)）F-18和其他飞机的机翼根部以及尾翼的阶梯形连接，并已经被试验验证。这种分析方法的设计程序是在政府合同的资助下研发的，在6.2.1节提及的A4EG、A4EL和A4EK计算机软件已经公开发表，而且现在已是空军航空航天结构信息和分析中心（ASIAC）可利用的软件。请注意，A4EK计算机程序允许分析用机械连接修补局部脱胶的胶接连接。

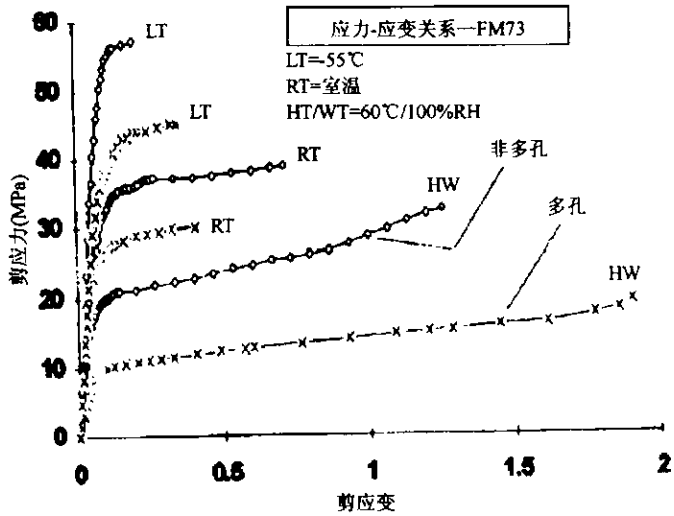


图6.2.2.4(b)　多孔性对胶粘剂应力-应变特性的影响（文献6.2.1(s)）

6.2.2.5　复合材料被胶接件的性能

聚合物基复合材料被胶接件受层间剪应力的影响要比金属大得多，因此在胶接复合材料应力分析中显然需要考虑这种影响。被胶接件的横向剪切变形影响类似于胶层加厚的影响，导致既降低剪应力又降低剥离应力的峰值。（见6.2.3.4.4节）。

此外，因为被胶接件基体所用树脂的韧性往往比通常胶粘剂的要差，并由于纤维存在所产生的应力集中削弱了树脂，连接的限制性因素可能是被胶接件的层间剪切强度和横向拉伸强度，而不是胶接强度（图6.2.2.5(a)）。对于单搭接连接情况（图6.2.2.5(a)的(A)图），有可能发生被胶接件的弯曲破坏，这是因为搭接处的末端有大的力矩。对于金属被胶接件弯曲破坏形式是塑性弯曲和塑性铰，而复合材料被胶接件弯曲破坏实际上是脆性的。对于双搭接连接情况，在较厚的被胶接件内的剥离应力增大可能引起被胶接件的层间破坏，如图6.2.2.5(a)的(B)图所示。

在复合材料连接中构成被胶接件的层压板铺层顺序是很重要的。例如，紧靠胶层铺设的90°层理论上起着大的作用，像是附加厚度的胶层材料，导致较低的峰值应力；而紧靠胶层的0°层给出较刚硬的被胶接件响应，具有较高的峰值应力。实际上观察到90°层紧靠胶层更严重削弱了连接，因为横向裂纹在这些层中扩展，那么减少峰值应力的优点是不可取的。

金属和复合材料被胶接件热膨胀系数大差别的会产生严重的问题（见6.2.3.4.2节）。高固化温度的胶粘剂不适合用于某些低温应用场合，因为当连接从固化温度冷却下来会产生大的热应力。

与金属被胶接件相比，复合材料被胶接件易受水分扩散的影响。结果，更有可能在大范围胶层上发现有吸湿的现象，与此相比，金属被胶接件吸湿仅限于连接被曝露的边沿附近，而且胶粘剂对吸湿的响应对复合材料连接比对金属被胶接件之间的连接会是更严重的问题。

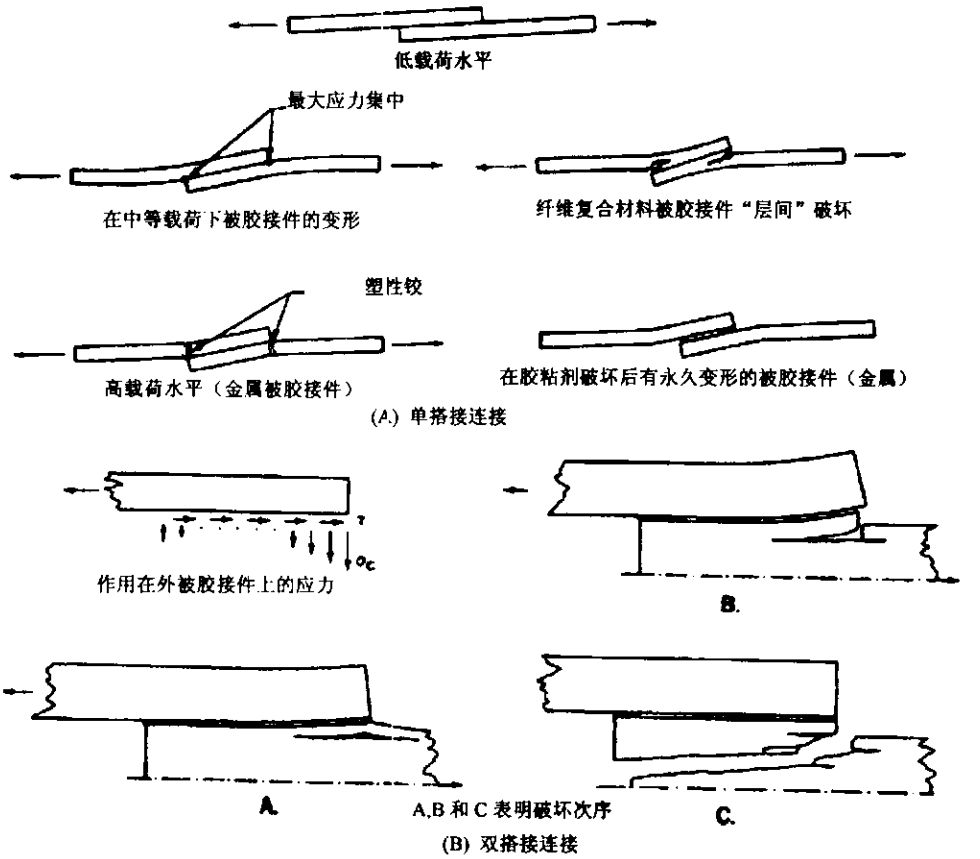


图6.2.2.5(a)　复合材料被胶接件破坏模式（文献6.2.1(w)和6.2.1(x)）

6.2.2.6　胶接缺陷的影响

人们所关心的胶接连接缺陷包括表面制备缺陷，空隙和孔隙率，及胶层的厚度偏差。

在感兴趣的各种缺陷中，最关心的或许是表面制备缺陷。这是个特别令人烦恼的问题，因为目前还没有无损评定技术能够检测出胶层和被胶接件之间低的界面强度。如果被胶接件和胶层之间的胶接很差，大多数连接设计原则都将是空谈的。为了使胶接良好，对所关心的被胶接件和胶粘剂的组合情况相应地建立了一些原则（文献6.2.2.6(a)-(c)）。Hart-Smith、Brown和Wong（文献6.2.2.6(a)）阐述了表面制备过程最重要的特点。文献6.2.2.6(a)的结果说明限于从被胶接件除去剥离层的表面制备是令人怀疑的，因为一些剥离层在胶接表面上遗留的残渣使粘附力变差。（然而，某些制造商用只除去剥离层的表面制备也得到满意的结果）。用低压喷砂（文献6.2.2.6(b)）而不用手工砂纸打磨的方法来清除这种残渣和机械修整胶接表面是更为可取的。

为了使所设计的连接确保被胶接件（而不是胶层）是危险元件，孔隙率和其他缺陷的容差是相当重要的（文献6.2.1(t)）。孔隙率通常伴随着过厚的胶接区，它容易发生在远离连接的边缘，在那里通常传递大部分载荷，因而是一种比较有益的影响，特别是要靠斜削被胶接件使剥离应力降到最小时。文献6.2.1(z)指出，孔隙率可以通过修正胶粘剂假定的应力-应变特性来表示，修正依据是由厚被胶接件试验得到数据，并允许用A4EJ计算机软件直接分析孔隙率对连接强度的影响。如果剥离应力严重，如在被胶接件过厚的情况，孔隙率可能出现灾难性扩展，并导致无损伤容限的连接性能。

胶接厚度变化情况（文献6.2.1(aa)），通常是连接边缘树脂过多渗出，树脂变薄，导致在边缘附近胶粘剂的应力过大，可以采用连接边缘被胶接件内侧的斜削来对此进行补偿，在文献6.2.1(aa)中还讨论了其他补偿措施。虽然将全部周边挡起来或者采用高级的小黏度的糊状胶粘剂的话，较大的厚度还是可接受的，但胶层本身厚度应当限制在0.12-0.24mm（0.005-0.010 in）以防止孔隙率出现。通常的实施包括采用含稀纱布及其他一些有助于保持胶层厚度形式的胶膜，也常采用短切纤维的垫状载体防止水分直接进入到胶层内部。

6.2.2.7 胶接连接的耐久性

Hart-Smith连接设计原理中的两个主要考虑是：(1)限制被胶接件的厚度，或采用更为复杂的连接形式，比如斜面连接和阶梯形搭接，以便保证被胶接件的破坏发生在胶层破坏之前；(2)采用很薄的被胶接件，或对中等厚度的被胶接件采用斜削的形式，（被胶接件斜削影响的讨论见6.2.2.2和6.2.3.5节）以便使剥离应力降到最小。(3)此外保持良好的表面制备（见6.2.2.6节）对于保证胶层和被胶接件之间的胶接不发生破坏也是很重要的。当上述条件满足时，除了极端的环境即湿热条件外，对大多数情况，可以期待得到可靠的连接性能。Hart-Smith的方法主要在于在湿热条件下低周加载（即几分钟到一个小时内完成一次循环）引起的蠕变破坏，例如飞机机身的压力舱就相应于这种情况。在PABST研究计划中，文献6.2.1(n)-(q)（亦可见文献6.2.1(v)），总共18个厚的被胶接试件，当在高循环速率（30 Hz）试验时能够承受10^7次以上载荷循环不产生损伤，而在同样的载荷下，当以每小时一个循环的速率加载时，仅几百次循环就发生破坏。关于加载频率的影响，文献6.2.2.7(a)中也得到类似的结论。另一方面，代表结构连接的试件具有非均匀的剪应力分布，连接的两端达到峰值，而中部基本为零（见6.2.3.4.3节连接的塑性响应和图6.2.3.4.3(b)，特别是(B)图），如果胶层弹性响应区域的长度l_e足够长，即使是在低循环速率下，这样的试件也能承受湿热条件。根据PABST研究计划的经验，避免蠕变破坏的Hart-Smith准则要求胶接长度上的最小剪应力$\tau_{b\min}$不大于胶粘剂屈服应力的十分之一。但是对相同被胶接件的双搭接连接，采用双线性胶粘剂响应模型进行的弹-塑性应力分析（6.2.3.4.3节）得到最小剪应力的表达式如下：

$$\tau_{b\min}=\frac{\tau_b}{\sinh \beta_{bd} l_e/2t_0} \qquad 6.2.2.7(a)$$

式中τ_p是胶粘剂屈服应力，β_{bd}由下式给出：

$$\beta_{bd}=[2G_{b0}t_0/E_0t_b]^{1/2}$$

式中G_{b0}是初始剪切模量，t_b是胶层厚度，E_0和t_0分别是被胶接件轴向模量和厚度。因为$\sinh(3)\approx 10$，这就要求$\beta_{bd}l_e/2t_0$至少等于3，即弹性区域的长度大于$6t_0/\beta_{bd}$。因为l_e等于总的搭接长度l减去两倍的塑性区域长度l_p，利用6.2.3.4.3节给出的l_p表达式

$$l_p=(\bar{\sigma}_x/2\tau_p-1/\beta_{bd})t_0$$

式中$\bar{\sigma}_x$是被胶接件承受的名义应力，弹性区长度准则简化为对应l下限的总搭接长度准则，可以表示为

$$l \geq \left(\frac{\bar{\sigma}_x}{\tau_p} + \frac{4}{\beta_{bd}} \right) t_0 \qquad 6.2.2.7(b)$$

对于在静载荷下强制被胶接件破坏而不是胶层破坏和通过连接设计消除剥离应力的情况，连接搭接长度的公式6.2.2.7(b)是Hart-Smith胶接连接耐久性方法的核心。有几个方面已经采用了这些要求。例如文献6.2.2.1(s)，它成为可以接受的空隙体积要求的一部分，因为在这种情况下，实际上在胶层内起间隙作用的空隙，简化为搭接的有效长度。对于与等刚度被胶接件和均匀厚度对称双搭接不同的连接，必须对准则进行数字修改。对于更复杂的连接形式，比如阶梯形搭接，A4EI计算机软件要求每一台阶的长度等于简单双搭接连接公式6.2.2.7(b)要求的长度。

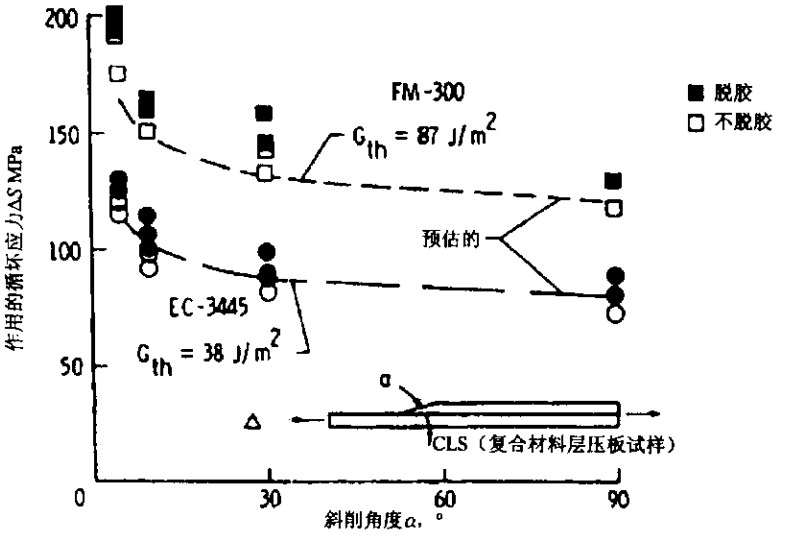


图6.2.2.7(a) 复合材料斜削重迭胶接在10^6载荷循环时胶层中的裂纹扩展

连接除了可以在湿热条件下发生蠕变破坏以外，还会由于胶层开裂而破坏。Johnson和Mall（文献6.2.2.7(b)）提供了图6.2.2.7(a)中的数据，这些数据表明，在10^6次疲劳加载循环时，被胶接件斜削角度对由复合材料板重叠胶接连接的试件两端裂纹扩展的影响，其中空心符号代表不出现裂纹的最高载荷水平，实心符号代表刚刚出现裂纹的最低载荷水平。预估的曲线由施加的循环应力的计算值组成，它是对给定的斜削角，在脱胶尖端产生总应变能释放率的门槛值G_{th}所需要的应力。对未斜削试样，实验确定了两种胶粘剂的门槛值G_{th}。重叠连接板末端的斜削角用于控制受静力载荷时在试件内剥离应力的大小。注意到即使对于小到5°的斜削角（图6.2.2.7(a)最左边的试验点）（此时在静载荷下基本不存在剥离应力），当交变载荷升到足够水平时也能观测到裂纹起始。在这些结果含义弄清楚之前，需要阐明若干因素。特别感兴趣的是在较少循环次数下确定胶接裂纹的出现，比如少于3×10^5循环，它相应于典型飞机的预期寿命。循环速率和环境曝露的影响也是所关心的。然而，文献6.2.2.7(b)提交的数据指出需要考虑复合材料胶接连接中的裂纹扩展现象。的确，旨在研究胶接连接耐久性课题的主要技术成果（如见文献6.2.2.7(c)-(i)）建立在基于断裂力学概念应

用的基础上。断裂力学方法的论点是否有根据还需要进一步验证。显然，即使考察低温下的脆性胶粘剂时，在PABST程序中也没有出现类裂纹破坏，而它是一个金属胶接程序。许多受尊敬的学者在发展胶接连接能量释放率计算方面耗费了大量精力，并肯定地认为该方法有某些合理之处，而且Johnson和Mal得到的结果看来似乎证实了是复合材料连接所特别需要的。

6.2.3 胶接连接的应力和结构特性

6.2.3.1 概述

胶接连接的应力分析方法涉及的范围很广，从仅考虑胶层平均剪应力的最简单的公式*P/A*，到考虑细节的非常精细的弹性方法，即应用断裂力学概念计算应力的奇异性。这两个极端的折衷方案是所希望的，因为满足结构连接的适当要求，通常并不依赖细观力学量级上的细节知识，而宁可说是更依赖胶接厚度尺度范围上的知识。因为实际考虑迫使胶接连接包括被胶接件，它的厚度相对于它在载荷方向上的尺寸是薄的，所以沿被胶接件和胶层厚度上的应力变化比较缓和。对于聚合物基复合材料被胶接件，这种应力变化较为显著，因为相对于横向剪应力和厚度方向正应力，厚度方向应力变化比较柔和。然而已经建立的大量的设计方法，都建立在忽略被胶接件沿厚度方向上的应力变化的基础上，其中包括只考虑轴向变化的一维模型的方法。因此，本章包含的大量材料都是基于简化的一维方法，以Hart-Smith的工作为代表，而且之所以强调这些从那类成果得到的原则，是因为大多数已成功应用于实际的连接设计，特别是飞机构件中。Hart-Smith的方法广泛采用闭合形式和经典的级数解，因为最适用于连接设计的参数研究，最突出的包括修改Volkersen（文献6.2.1(a)）和Goland-Reissner（文献6.2.1(b)）处理沿被胶接件长度方向等厚度连接中胶粘剂塑性影响的解，与经典的级数表达式一起处理斜削连接和斜面嵌接遇到的变厚度被胶接件。下面描述的单搭接连接的解计算在各种被胶接件刚度和不同作用载荷下胶粘剂中的剪应力。对于更为实用的阶梯形搭接连接也可以采用这些表达式处理，只需把连接看作一系列独立的具有等厚度被胶接件的连接。

6.2.3.2 胶粘剂剪应力

理想刚硬的被胶接件的连接示于图6.2.3.2(a)，当连接受载时在彼此相对水平滑动之前，上板和下板相互邻接的点是垂直对应的。受载后产生位移差$\delta=U_U-U_L$，它与胶层剪应变的关系是$\gamma_b=\delta/t_b$。相应的剪应力τ_b由$\tau_b=G_b\gamma_b$得到。被胶接件刚性的假设意味着δ，γ_b和τ_b沿连接是均匀的。进而图6.2.3.2(a)中(C)所示的平衡方程说明要求剪应力与上被胶接板的合力分布有下列关系：

$$dT_U/dx=\tau_b \qquad 6.2.3.2(a)$$

得到线性分布的T_U和T_L（上和下被胶接件的合力）以及被胶接件的轴向应力σ_{xU}和σ_{xL}，如图6.2.3.2(b)所示，这些分布用下列表达式描述：

$$T_u=\bar{T}\frac{x}{l};\quad T_L=\bar{T}\left(1-\frac{x}{l}\right)\quad 即\quad \sigma_{xU}=\bar{\sigma}_{xU}=\bar{\sigma}_x\frac{x}{l};\quad \sigma_{xL}=\bar{\sigma}_x\left(1-\frac{x}{l}\right) \qquad 6.2.3.2(b)$$

式中：$\bar{\sigma}_x=\bar{T}/t$。在实际连接中被胶接件的变形将引起胶层剪应变的变化，如图6.2.3.2(c)所示。图6.2.3.2(c)中(A)示出一个可变形的上被胶接件和刚硬的下被胶接件相组合的情况，（实际上$E_LT_L\gg E_UT_U$），上被胶接件的拉伸变形导致胶层右端剪应变的增加。对于图6.2.3.2(c)

中(B)所示的被胶接件是变形相等的情况，胶层剪应变在连接的两端增大。这是由于无论哪个被胶接件在连接的一端受载（注意只有一个被胶接件受载），轴向应变都增大。对于两种情况，胶层剪应变的变化导致剪应力相应的变化，代入平衡方程就得到胶层和被胶接件应力的非线性变化。对于可变形的被胶接件情况，Volkersen剪滞分析（文献6.2.1(a)）提供了计算这些应力的方法。

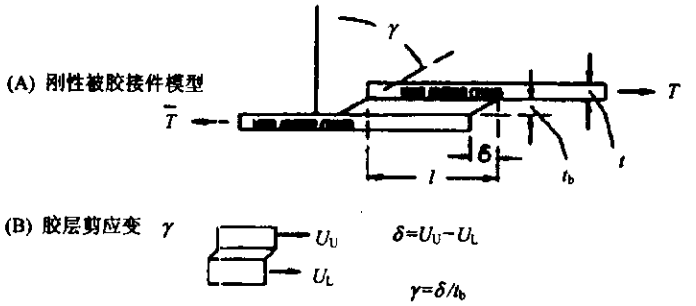


图6.2.3.2(a) 基本的连接分析（刚性被胶接件模型）

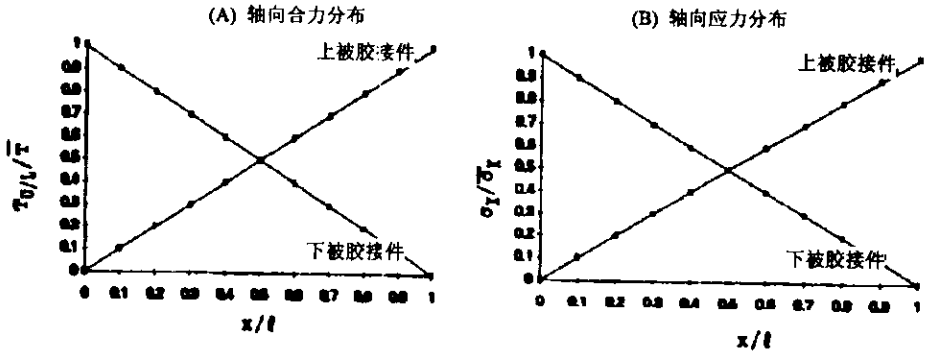


图6.2.3.2(b) 刚性被胶接件连接中的轴向应力

引进如下符号（见图6.2.3.2(d)）

E_U，E_L，t_U、t_L=上、下被胶接件的杨氏模量和厚度；

G_b，t_b=胶层剪切模量和厚度，

且有下列关系：

$$B_U=E_U t_U,\quad B_L=E_L t_L$$

用$\bar{T}$表示施加的轴向合力：

$$\bar{\sigma}_{xU}=\bar{T}/t_U,\quad \bar{\sigma}_{xL}=\bar{T}/t_L$$

两个被胶接件加载端的应力表示为：

$$\beta=\left[G_b\frac{\bar{t}^2}{t_b}\left(\frac{1}{B_U}+\frac{1}{B_L}\right)\right]^{1/2};\quad \bar{t}=\frac{t_U+t_L}{2};\quad \beta_B=B_L+B_U \qquad 6.2.3.2(c)$$

于是，上被胶接件轴向应力$\bar{\sigma}_{xU}(x)$的分布可以从Volkersen分析得到

$$\sigma_{xU}=\bar{\sigma}_{xU}\left\{\frac{B_U}{B_U+B_L}\left[1+\frac{\sinh\beta(x-l)/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}\right]+\frac{B_U}{B_U+B_L}\frac{\sinh\beta x/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}\right\} \qquad 6.2.3.2(d)$$

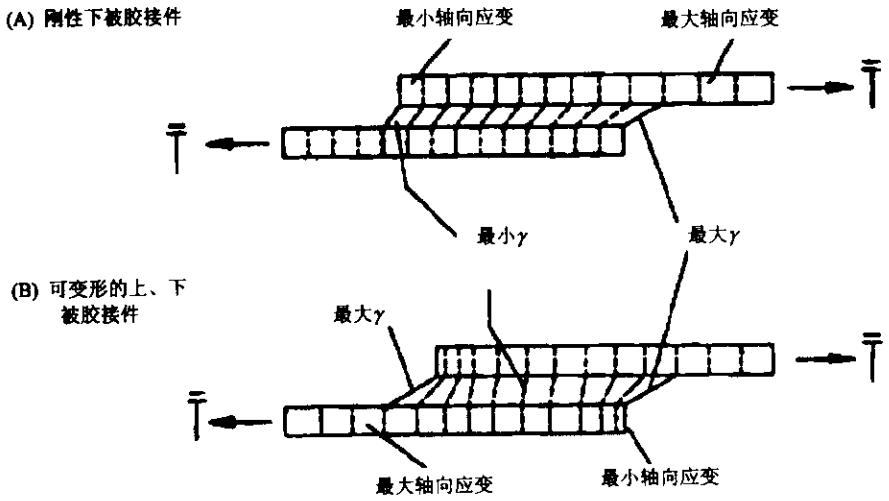


图6.2.3.2(c) 理想连接中的被胶接件的变形

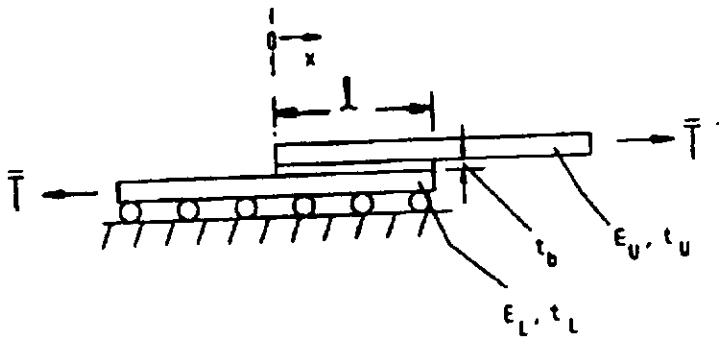


图6.2.3.2(d) Volkersen解的几何形状

两种情况轴向应力和胶层剪应力分布的比较在图6.2.3.2(e)中给出，一种情况是被胶接件厚度相等，但是下被胶接件比较刚硬的情况（E_L=10E_U），另一种情况是上和下被胶接件具有相同的变形（E_L=E_U）见图6.2.3.2(e)的下方。图6.2.3.2(e)的结果是在t_U=t_L（所以被胶接件末端的应力相等）和胶层剪切模量和厚度选取使得β=0.387和l/t=20（得到$\beta l/t$=7.74）两种情况以及被胶接件名义应力σ_{xU}=σ_{xL}=10（无量纲）条件下得到的。对于两种情况最大剪应力可用下式很好地近似：

$$x=0 \qquad \tau_{b|max}\approx\bar{T}\frac{\beta}{\bar{t}}\frac{B_U}{B_U+B_L}$$

$$x=l \qquad \tau_{b|max}\approx\bar{T}\frac{\beta}{\bar{t}}\frac{B_L}{B_U+B_L} \qquad 6.2.3.2(e)$$

对于等变形被胶接件（B_L=B_U）情况，图6.2.3.2(e)右方（(B)和(D)图）示出其剪应力

分布的典型特征，峰值应力发生在两端；对于下被胶接件较刚硬的情况（$B_L>B_U$），从式6.2.3.2(e)得到的比前者更高的峰值应力发生在连接的右端$x=l$处。这是因为如图6.2.3.2(c)中的图(A)所示的剪应变的特点，较大的剪应力的峰值一般发生在比较柔性的被胶接件的加载端。

从实际考虑，我们主要关心搭接区较长的连接，其$\beta l/t>>1$，对于这种情况，式6.2.3.2(e)简化为：

$$\beta l/t>>1$$

$$B_L>>B_U;\quad \tau_b|_{max}\approx\beta\bar{\sigma}_x;\quad B_L=B_U;\quad \tau_b|_{max}\approx\frac{1}{2}\beta\bar{\sigma} \qquad 6.2.3.2(f)$$

即对于长搭接情况，刚硬被胶接件情况的最大剪应力约是被胶接件刚度相等情况的两倍，这就再次说明了被胶接件刚度不匹配对剪应力峰值不利的影响。

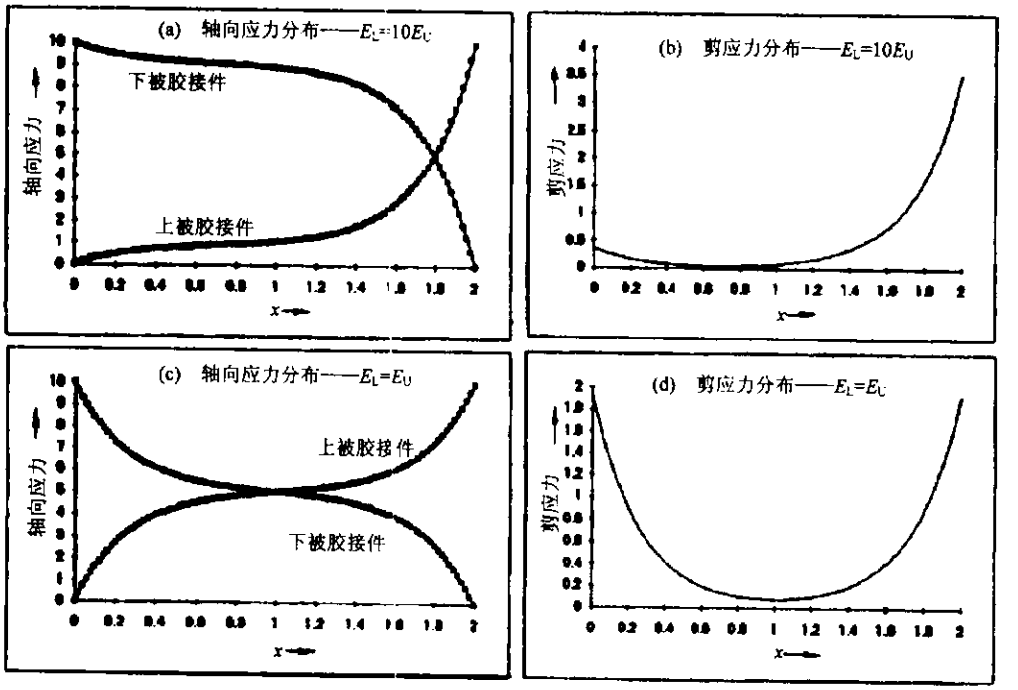


图6.2.3.2(e) $E_L=E_U$及$E_L=10E_U$被胶接件应力和胶层剪应力的比较

两种情况β和被胶接件厚度均相等

另一个关注点是关于等刚度被胶接件的胶接连接剪应力分布的典型特征，如图6.2.3.2(e)图(d)所示，即胶粘剂的高应力集中发生在连接两端。大部分连接长度承受相当低的剪应力，这就意味着在某种意义上连接区域在结构上是低效率的，因为它并不提供大载荷的传递；然而低应力区域有助于改进连接的损伤容限，因为可以容忍像空隙和低胶接强度这类缺陷存在在剪应力低的区域，故大多数连接具有长的搭接区。正如在6.2.2.7节所讨论的那样，Hart-Smith建议，当考虑塑性和蠕变时，最小的剪应力水平不应大于胶粘剂屈服强度的10%，这是个好主意，这就需要如式6.2.2.7(a)所给出的最小搭接长度。

其他关注点是胶层中最大剪应力与平均剪应力的比较，如图6.2.3.2(f)中以无量纲连接长度l/t的函数形式示出（对于等刚度被胶接件的特殊情况）。胶层中的平均剪应力总是与早先讨论假设的刚性被胶接件连接中的均匀剪应力一样，从平衡方程得到下式：

$$\tau_{b\text{ave}} = \frac{t}{l}\bar{\sigma}_x \quad (t_U = t_L \equiv t;\ \ \bar{\sigma}_{xU} = \bar{\sigma}_{xL} \equiv \bar{\sigma}_x)$$

这里要说明的一点是虽然平均剪应力随连接长度的增加持续降低，但是当$\beta l/t>>2$时，对最大剪应力，随连接长度的增加影响减小，在胶层不破坏的情况下，最大剪应力控制可施加载荷的大小。连接设计有时仅被认为是选择连接长度的问题，长到足以按式6.2.3.2(f)计算的平均剪应力减小到低于胶层许用剪应力的数值。显然，如果胶粘剂到破坏一直呈弹性响应且如果连接有足够的长度，那末连接两端的峰值应力将远大于平均应力，连接破坏载荷将远低于平均应力等于许用值的载荷。另一方面，塑性有助于控制结构胶粘剂的特性，因此以峰值应力等于许用值为基础的设计就过于保守。早先在6.2.2.4节已经讨论过的塑性影响，在下节还要再次论述。

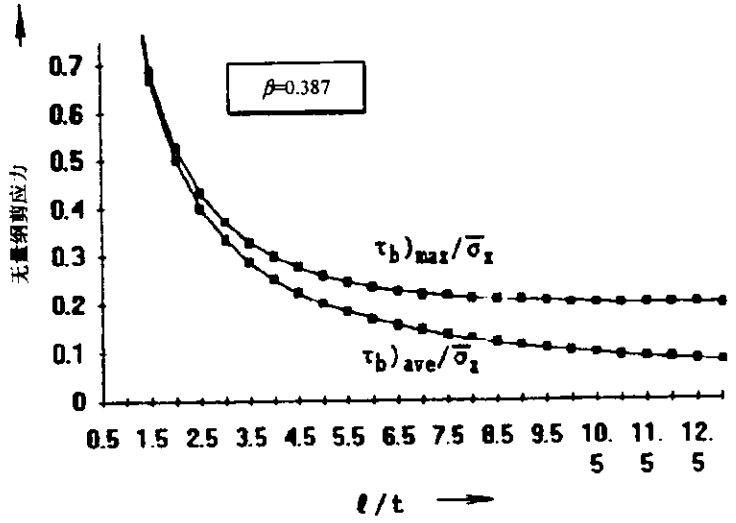


图6.2.3.2(f)　平均和最大剪应力与l/t关系的比较

6.2.3.3　剥离应力

因为在大多数胶接连接几何构型中载荷路径是偏心的，故一般总是存在剥离应力即沿胶层厚度方向的拉伸应力。因为对等厚度被胶接件连接剥离应力最严重，比较等厚度被胶接件的单搭接和双搭接连接中的剥离应力的影响是很有用的。单搭接连接（图6.2.3.3(a)）传载路径的偏心相当明显，由于两个被胶接件的偏置，导致如图6.2.3.3(a)中(B)图所示的弯曲变形。图6.2.3.3(b)所示构型示例的双搭接连接，载荷路径偏心没有那样明显，可以假设剥离应力不存在，由于这种结构形式侧向对称，没有总体的弯曲变形。然而，需要关注一些反映的现象，在对称的双搭接连接中，传力路线通过中间的被胶接件在达到搭接区域之前分为两路，通过胶层剪应力的作用向两侧传递到两个外部的被胶接件上，于是在这类连接形式中载荷路径的偏心也是存在的。正如图6.2.3.3(b)中(C)图所示出的那样，剪力符号用F_{SH}，它表示连接一端τ_b累积的影响，产生一个相对于上被胶接件中线总力矩的分量等于$F_{SH}t/2$（注意$F_{SH}=\bar{T}/2$，因为剪应力反作用连接每端载荷值）。剥离应力等于如图6.2.3.3(b)中(B)和(C)所示的约束弹簧中的力，由于F_{SH}偏离外被胶接件的中轴线，所以必然产生一个反作用力矩。剥离应力是非常有害的。后面的讨论将指出塑性影响将显著降低胶粘剂与剪应力有关破坏趋势。另一方面，当着胶层在厚度方向受拉时，被胶接件趋于阻止面内方向的横向收缩，这就使塑性影响的有效性降低到最小，而这种塑性影响却能降低剥离应力的

不利影响。图6.2.3.3(c)示出的对接拉伸试验说明这一点，紧邻胶层的两个被胶接件的表面彼此均匀拉开。在此处伴随剪应力产生的屈服仅局限于外部边缘附近的一个很小的区域，其宽度大约等于胶层厚度；大部分区域的胶层很少产生屈服。对于聚合物基复合材料被胶接件，被胶接件可能在比胶层破坏更低的剥离应力水平发生破坏，这就使得剥离应力甚至是更不希望有的。

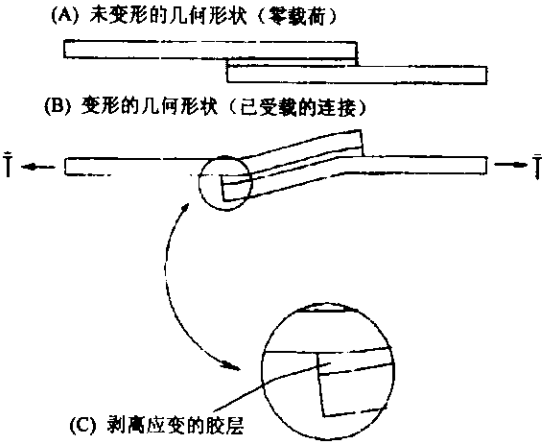


图6.2.3.3(a)　单搭接连接中剥离应力的形成

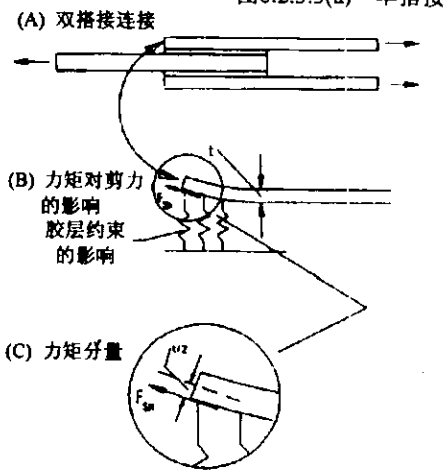


图6.2.3.3(b)　双搭接连接中剥离应力的形成

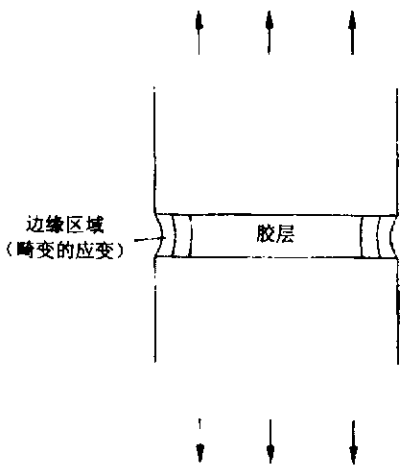


图6.2.3.3(c)　对接拉伸试验外边缘附近的剪应力

在大多数胶接连接形式中剥离应力是不可避免的，认识到这一点很重要。然而我们将要看到通过选择合适的被胶接件的几何形状，剥离应力通常可降低到可接受的水平。

6.2.3.4　等厚度被胶接件的单搭接和双搭接

本节考虑等厚度被胶接件的连接，因为这种情况阐明了胶接连接结构性能最重要的特点。下述6.2.3.4.1节处理只受结构载荷且胶层在弹性响应范围内的连接特性。热应力的影响在6.2.3.4.2节讨论，而胶层中胶层的塑性影响和复合材料被胶接件横向剪切变形的影响分别在6.2.3.4.3节和6.2.3.4.4节讨论。

6.2.3.4.1　胶层在弹性响应范围内的连接特性

首先考虑双搭接连接，因为讨论它比单搭接连接较为简单，这是由于后者有侧向变形的影响。在讨论中为了参考引进下列符号（见图6.2.3.4.1(a)）：

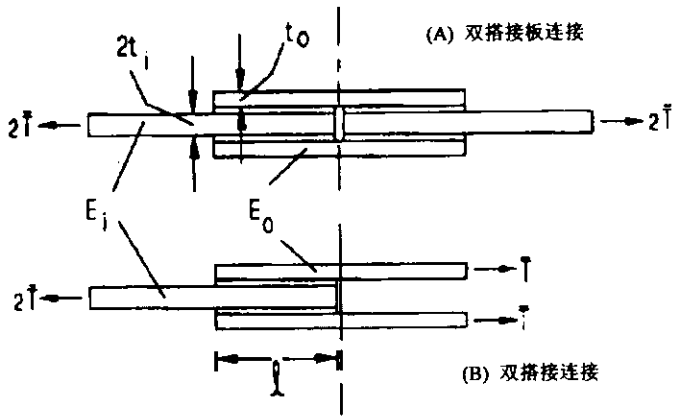


图6.2.3.4.1(a) 对称双搭接板连接和双搭连接

E_i，t_i，E_o，t_o=内、外被胶接件的轴向杨氏模量和厚度；

G_b，E_b，t_b=胶层剪切模量及剥离模量和厚度；

σ_{xo}，σ_{xi}=被胶接件轴向应力；$T_o=\sigma_{xo}t_o$，$T=\sigma_{xi}t_i$ ——轴向合力

τ_b，σ_b=胶层剪应力和剥离应力

$$B_o=t_oE_o;\ B_i=t_iE_i;\ \beta=\left[G_b\frac{\bar{t}^2}{t_b}\left(\frac{1}{B_o}+\frac{1}{B_i}\right)\right]^{1/2};\ \bar{t}=\frac{t_o+t_i/2}{2};\ \rho_B=B_i/B_o \qquad 6.2.3.4.1(a)$$

$$\hat{T}_{th}=\frac{B_oB_i}{B_o+B_i}(\alpha_o-\alpha_i)\Delta T;\ \bar{\sigma}_x=\bar{T}/\bar{t};\ \hat{\sigma}_{th}=\hat{T}_{th}/\bar{t}$$

（α_o，α_i ——热膨胀系数；ΔT——温度变化范围）

已经有若干文献研究了等厚度被胶接件双搭接连接的剪应力和剥离应力，并且包括热失配的影响，特别是Hart-Smith在文献6.2.1(i)中的研究。采用式6.2.3.4.1(a)的符号，既考虑胶层剪应力又考虑剥离应力影响的连接的结构响应可以采用Volkersen剪滞分析方法（文献6.2.1(a)），于是给出：

$$\frac{d^2T_o}{dx^2}=\frac{G_b}{t_b}\left[\left(\frac{1}{B_o}+\frac{1}{B_i}\right)T_o-\frac{1}{B_i}\bar{T}+\Delta T(\alpha_o\alpha_i)\right] \qquad 6.2.3.4.1(b)$$

同时用考虑梁切向剪切载荷影响的修改的弹性基础梁方程：

$$\frac{d^4\sigma_b}{dx^4}+4\frac{\gamma_d^4}{t^4}=\frac{1}{2}t_o\frac{d\tau_b}{dx} \qquad 6.2.3.4.1(c)$$

$$\gamma_d=\left(3\frac{E_bt_o}{E_ot_b}\right)^{1/4} \qquad 6.2.3.4.1(d)$$

从这些方程首先得到在没有热应力影响情况下的结果。采用现在的符号将方程6.2.3.2(a)改为下式：

$$dT_o/dx=\tau_b \qquad 6.2.3.4.1(e)$$

在端部条件$T_o|_x=0$，$T_o|_{x=l}=\bar{T}$ 下解方程，并且T_o对x微分，得到τ_b的表达式

$$\tau_b = \beta\bar{\sigma}_x\left[\frac{1}{1+\rho_B}\frac{\cosh\beta(x-l)/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}+\frac{\rho_B}{1+\rho_B}\frac{\cosh\beta x/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}\right]$$
$$+\beta\hat{\sigma}_{th}\left[\frac{\cosh\beta x/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}-\frac{\cosh\beta(l-x)/\bar{t}}{\sinh\beta l/\bar{t}}\right] \qquad 6.2.3.4.1(f)$$

对于通常的搭接区足够长使得 $\beta l/\bar{t}$ 大于3的情况，连接末端的峰值剪应力可由下式很好地近似：

$$x=0;\quad \tau_{bo}=\beta\left(\frac{1}{1+\rho_B}\bar{\sigma}_x-\hat{\sigma}_{th}\right);\quad x=l;\quad \tau_{bl}=\beta\left(\frac{\rho_B}{1+\rho_B}\bar{\sigma}_x+\hat{\sigma}_{th}\right) \qquad 6.2.3.4.1(g)$$

对于等刚度被胶接件（$B_i=B_o$）的特殊情况，我们有：

$$B_i=B_o(\rho_B=1);\quad \tau_{b|max}=\frac{1}{2}\beta\bar{\sigma}_x\pm\hat{\sigma}_{th} \qquad 6.2.3.4.1(h)$$

在没有热影响（$\bar{T}_{th}=0$）和假设$B_i\geq B_o$的情况下，正如先前指出的，剪应力的最大值发生在连接的两端（图6.2.3.2(e)）。

一旦确定了剪应力分布，从方程6.2.3.4.1(c)也就得到了双搭接连接的剥离应力。方程的解取决于（见图6.2.3.4.1(a)）所研究的是双搭接板对接（外被胶接件在$x=l$处的旋转被约束）还是双搭接连接（外被胶接件在$x=l$处力矩为零）。精确形式的解包含双曲函数和三角函数的乘积。但是对于实际的连接情况，连接长度大于1倍或2倍被胶接件的厚度，并且$\beta<<\gamma_d$时，得到：

$$\text{双搭接连接}\quad \sigma_b\approx\sigma_{b|max}\left(\cos\gamma_d\frac{x}{t}e^{-\gamma_d x/t}-\cos\gamma_d\frac{x-l}{t}e^{-\gamma_d(x-l)/t}\right)$$
$$\text{双搭接板连接}\quad \sigma_b\approx\sigma_{b|max}\left(\cos\gamma_d\frac{x}{t}e^{-\gamma_d x/t}-\frac{1}{2}\cos\gamma_d\frac{x-l}{t}e^{-\gamma_d(x-l)/t}\right) \qquad 6.2.3.4.1(i)$$

对于相同的被胶接件情况，最大剥离应力发生在$x=0$处，由下式得到：

$$\sigma_{b|max}=t_{b|max}\gamma_d$$
$$\tau_{b|max}=\beta\bar{\sigma}_x/2\quad\text{（相同的被胶接件）} \qquad 6.2.3.4.1(j)$$

此处$t_{b|max}$代表连接件左端的峰值应力。注意，对于$\bar{T}>0$（拉伸载荷）在$x=l$处面外正应力是压缩的。对于$\bar{T}<0$（压缩载荷），双搭接连接（图6.2.3.4.1(a)中的(B)）情况正相反，在连接件的右端（$x=l$）有正的面外应力；在双搭接板对接情况（图6.2.3.4.1(a)中的(A)），面外应力的峰值在连接件左端是压缩的，且在$x=l$处等于零（即内被胶接件之间有间隙），因为内被胶接件在此彼此对接，起到一个连续元件的作用。

对于被胶接件具有平衡刚度的典型连接（外被胶接件的刚度之和等于内被胶接件的刚度），其参数列于图6.2.3.4.1(b)的(B)图，图6.2.3.4.1(b)比较了 $\hat{\sigma}_{th}=0$时的剥离应力和剪应力的分布，图的顶端指出x轴的原点在搭接部分的左端。注意剥离应力的分布比剪应力的分布更集中在端部附近，而且连接件右端的剥离应力是负的。此外还注意到右端的压缩峰值双搭接板对接不到双搭接连接的一半，这是在中间间隙基本为零的双搭接板对接中弯曲旋转受到约束的结果。如果载荷是压缩而不是拉伸，内被胶接件彼此直接挤压，在间隙处没有剪应力或剥离应力峰值出现。而在双搭接连接中，对于压缩载荷正如拉伸载荷的左端一样，右端出现相同的峰值应力。

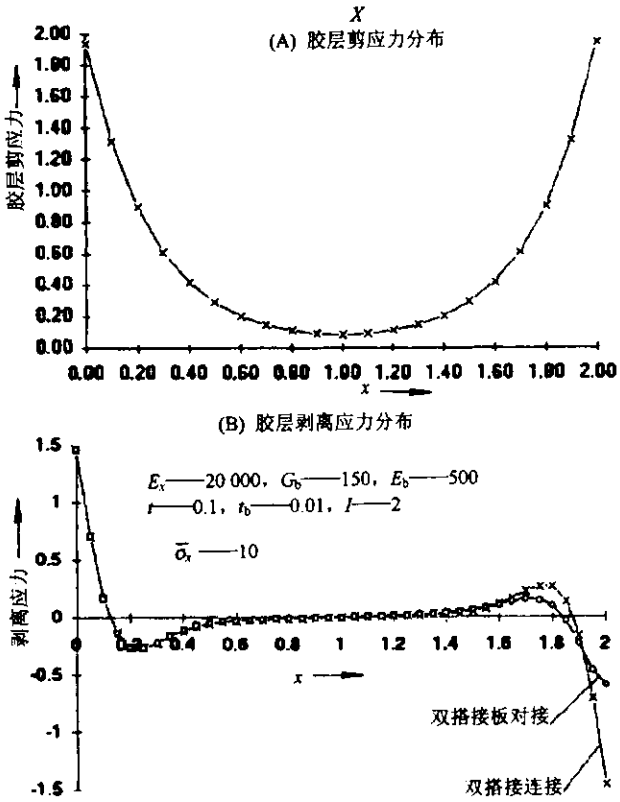


图6.2.3.4.1(b)　双搭接连接和双搭接板对接中的胶层应力

由于侧向变形的影响（如图6.2.3.4.1(d)所示），单搭接（图6.2.3.4.1(c)）的解要复杂得多。（单搭接的文献很多，除了文献6.2.1(b)之外，与下面讨论单搭接的有关文献还有6.2.1(j)、6.2.1(ab)和6.2.1(ac)，其他来源见文献6.2.1(ab)和(ac)）。变形的影响与连接的载荷有关，利用量$Ul/2(8)^{1/2}t_U$给出，式中：

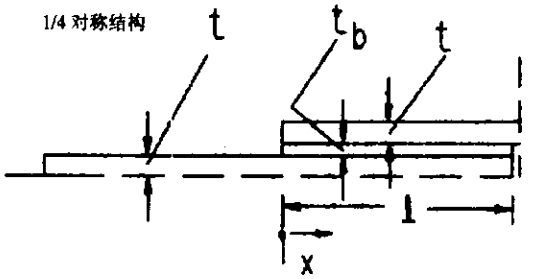
$$U = t_U\sqrt{\frac{\bar{T}}{D_U}} = \sqrt{12\frac{\bar{\sigma}_x}{E_U}};\quad D_U = \frac{1}{12}E_U t_U^3 \qquad 6.2.3.4.1(k)$$

Goland和Reissner（GR）在文献6.2.1(b)中首先评估了侧向变形对胶接应力的影响，GR的分析仅限于等厚度被胶接件的情况，所以t_U和t_L是相等的，下面用t标记。于是侧向变形可以利用相对于被胶接件厚度的无量纲比值k表述，公式如下：

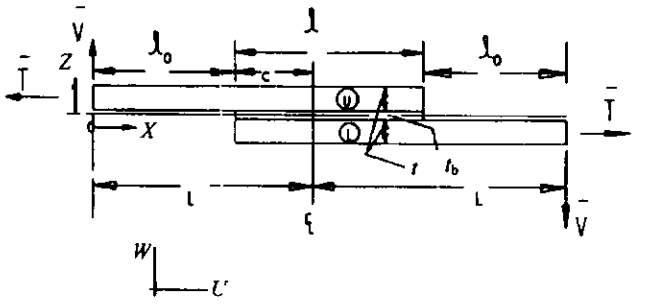
$$t_U = t_L = t$$

$$x \le l_0;\quad w = k\frac{t}{2}\frac{\sinh Ux/t}{\sinh Ul_0/t} - \frac{1}{2}\frac{t+t_b}{L}x \qquad 6.2.3.4.1(l)$$

$$l_0 \le x \le l + l_0;\quad w = w_2\frac{\sinh[U/\sqrt{8}(x-l)/t]}{\sinh[Ul/\sqrt{8}t]} + \frac{t_U}{2} - \frac{1}{2}\frac{t+t_b}{L}x;\quad w_2 = \frac{t}{2}(1-k)$$



A) 模型



位移

B) 尺寸

图6.2.3.4.1(c) 单搭接几何形状

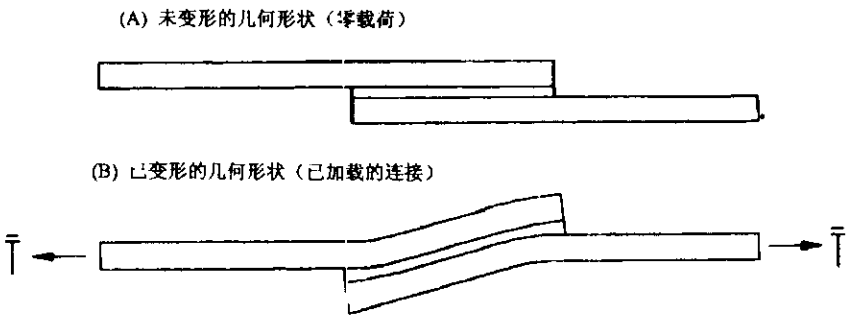


图6.2.3.4.1(c) 单搭接中弯曲变形的影响

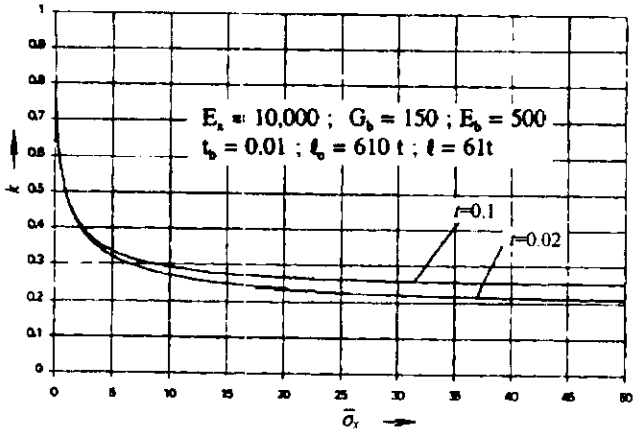


图6.2.3.4.1(e) 参数k与被胶接板作用应力的关系

文献中6.2.1(b)中参数k的GR表达已经由Hart-Smith重新作了检验（文献6.2.1(k)），更近的研究有Oplinger（文献6.2.1(ab)和(ac)）；根据文献6.2.1(ac)的讨论，GR公式看来提供了足够的精度，除非被胶接件非常薄，即不远大于两倍的胶层厚度，在这种情况下文献6.2.1(ab)和(ac)给出的表达式对被胶接件厚度的影响作了修正。文献6.2.1(ab)和(ac)给出的k的表达式提供了合理的近似：

$$k=\frac{\tanh U\lambda_0}{\tanh U\lambda_0+\sqrt{8}C_\rho\tanh(U\lambda/2C_\rho)} \qquad 6.2.3.4.1(m)$$

式中：$$C_\rho=\left(1+\frac{3}{2}\rho_t+\frac{3}{4}\rho_t^2\right)^{1/2};\quad \rho_t=\frac{t_b}{t};\quad \lambda=l/t;\quad \lambda_0=l_0/t \qquad 6.3.4.1(n)$$

如果令C_ρ=1，相应于$t>>t_b$（即比较厚的被胶接件）并且也令$\tanh U\lambda_0$=1，相应于外被胶接件很长的情况，于是参数k就恢复到最初的GR表达式。对于两种不同厚度的被胶接件，相当于胶层厚度与被胶接件厚度比（方程6.2.3.4.1(n)中的ρ_t）为0.5和0.1，图6.2.3.4.1(e)给出了k与被胶接件作用应力$\bar{\sigma}_x$的关系曲线。该图指出，一旦曲线开始下落，在作用应力很大的范围内k基本上是一个常数，其值大约为0.25。胶层厚度与被胶接件厚度比的影响不是特别大，而且在很多情况下多半可以忽略。

连接的侧向变形对胶层剪应力有显著影响，对此通过表达式中的参数k可以说明。剪应力由下式给出：

$$\tau_b=\bar{\sigma}_x\left\{\frac{\beta_s}{4}(1+3k)\frac{\cosh[2\beta_s(x-L)/t]}{\sinh(\beta_s\gamma/t)}+\frac{3}{8\sqrt{8}}U(1-k)\frac{\cosh[U(x-L)/\sqrt{8}t]}{\sinh(u\gamma/2\sqrt{8})}\right\} \qquad 6.2.3.4.1(o)$$

式中$\beta_s\equiv(G_b t/E_x t_b)^{1/2}$，$E_x$=被胶接件轴向模量，$U$由公式6.2.3.4.1(k)给出。表达式6.2.3.4.1(o)代表稍作修改的GR表达式，对于较小的Ul/t值，该式就简化为GR表达式。此外，对于搭接长度大于1倍或2倍被胶接件厚度的连接（基本上是实际关心的唯一情况），剥离应力由下式给出：

$$\begin{aligned}\sigma_b=\bar{\sigma}_x\frac{k\gamma_s}{2}\Bigg\{&\left[\gamma_s\left(\cos\gamma_s\frac{l_0+l-x}{t}+\sin\gamma_s\frac{l_0+l-x}{t}\right)+U\cos\gamma_s\frac{l_0+l-x}{t}\right]\exp\gamma_s\frac{x-l_0-l}{t}\\&+\left[\gamma_s\left(\cos\gamma_s\frac{x-l_0}{t}-\sin\gamma_s\frac{x-l_0}{t}\right)+U\cos\gamma_s\frac{x-l_0}{t}\right]\exp\gamma_s\frac{l_0-x}{t}\Bigg\}\end{aligned} \qquad 6.2.3.4.1(p)$$

式中

$$\gamma_s=(6E_b t/E_x t_b)^{1/4} \qquad 6.2.3.4.1(q)$$

胶层最大剪应力由下式给出：

$$\tau_{b\max}=\bar{\sigma}_x\left[\frac{\beta_s}{4}(1+3k)/1/\tanh\beta_s\lambda+\frac{3}{8\sqrt{8}}U(1-k)/\tanh\left(\frac{U\lambda}{2\sqrt{8}}\right)\right] \qquad 6.2.3.4.1(r)$$

胶层最大剥离应力：

$$\sigma_{b\max}=\bar{\sigma}_x\frac{k\gamma_s}{2}(\gamma_s+U) \qquad 6.2.3.4.1(s)$$

对胶层厚度为0.25 mm（0.01 in）的连接，图6.2.3.4.1(f)比较了两种不同厚度被胶接件胶层最大应力与作用应力$\bar{\sigma}_x$的函数关系。有趣地注意到剥离应力和剪应力呈现十分相近的

值。因为按照式6.2.3.4.1(s)最大剥离应力近似按 γ_s^2 变化（U的贡献相当小），由式6.2.3.4.1(q)给出的γ_s的公式又指出剥离应力应随$(t/t_b)^{1/2}$而变化，而由于β_s也包含因子$(t/t_b)^{1/2}$，故从式6.2.3.4.1(r)看到最大剪应力有同样的变化。于是两个应力将随同样一个厚度比因子而变化，对于所有的作用应力，它们数字彼此接近的事实，部分是由于式6.2.3.4.1(r)和6.2.3.4.1(s)中其他参数的影响，部分是由于当载荷$\bar{\sigma}_x$大于5时，k的变化不是太大。对于较小的作用应力，可观察到图6.2.3.4.1(f)中的曲线有轻微的非线性。

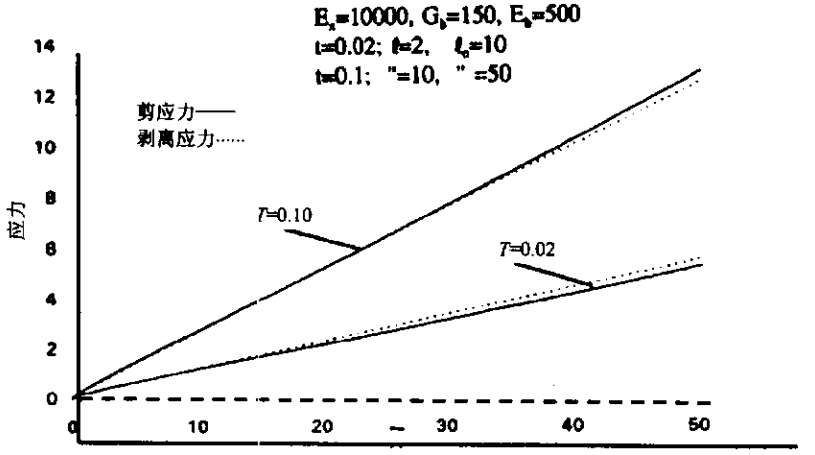


图6.2.3.4.1(f)　单搭接连接中胶层最大应力，胶层厚度t=0.01

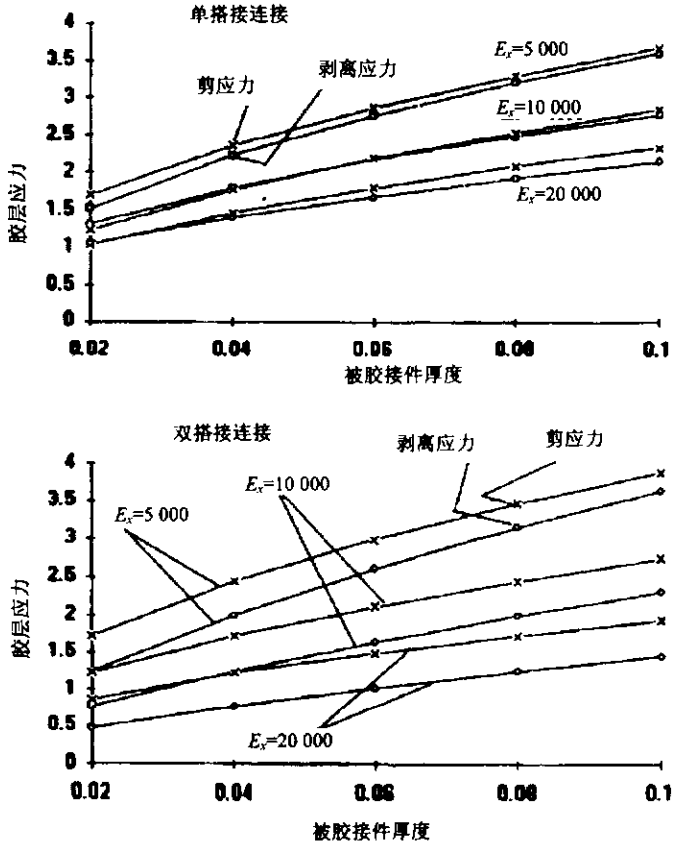
对于某个确定的作用应力$\bar{\sigma}_x$，图6.2.3.4.1(g)比较了单搭接和双搭接的最大胶层应力。当作用应力大于此值时，胶层应力基本上随载荷成正比例变化，即使对于单搭接也如此，像刚才讨论的那样。图中胶层应力作为被胶接件厚度的函数，被胶接件的轴向模量作为参数。由曲线可清楚地推断出，正如6.2.2节中讨论的趋势，胶层应力随被胶接件厚度的增加而变大，因此胶层破坏的可能性增大。同样注意被胶接件模量的减少使胶接应力加剧。此外，在双搭接情况下剥离应力较小，剥离应力和剪应力曲线之间明显地有相当大的差别。这就反映了剥离应力随式6.2.3.4.1(d)定义的γ_s而线性变化，因此随$(t/t_b)^{1/4}$变化而不是像单搭接那样随$(t/t_b)^{1/2}$而变化。于是双搭接连接的剥离应力不会象单搭接连接破坏那样是一个重要的因素，虽然它们同剪应力相比仍然足够大，不可忽略。

在6.2.2.5节已经讨论了单搭接和双搭接连接的破坏特征。如果被胶接件足够薄，双搭接连接应当是被胶接件轴向（拉伸或压缩）破坏模式。因为图6.2.3.4.1(d)的(B)所示的变形，单搭接连接被胶接件的弯曲应力在搭接的两端是很大的；对于式6.2.3.4.1(l)给出的弯曲变形，采用标准梁公式，由弯曲和拉伸（后者的应力相应于受拉伸载荷的单搭接连接）联合作用而产生的最大轴向应力可以表示为：

$$\sigma_{x\max} = \bar{\sigma}_x(1+3(1+t_b/t)k) \qquad 6.2.3.4.1(t)$$

对与胶层厚度相比特别薄的被胶接件，其最大轴向应力是最大的；被胶接件对复合材料将易产生脆性弯曲破坏，对金属易产生伴随弯曲的屈服。Hart-Smith在文献6.2.1(v)中讨论了采用标准单搭接剪切试件的困难性。问题是这种试件可能发生被胶接件弯曲破坏而不是胶层破坏，于是这种情况所得试验结果往往是不恰当的和易于误导。还应该讨论单搭接和双搭接连接之间的另一个特性差别。通过剪应力和剥离应力曲线的比较，在沿连接一段长

的距离内才能认识到侧向变形对单搭接性能的影响。图6.2.3.4.1(h)表明对于被胶接件厚度2.54 mm（0.1 in）和作用应力70 MPa（10 ksi）的连接，直到搭接长度达到约40-50倍，即100-120 mm（4-5 in）时，胶层应力才减小到最小值；双搭接连接与搭接长度有关的胶层应力降低到稳定水平也需要某个最小长度，但是这种情况只需要短得多的长度，应力就可达到最小值，大约5-10倍被胶接件厚度，对于目前的情况，搭接长度需要13-25 mm（0.5-1 in）的距离。



$\bar{\sigma}_x = 10 \quad G_b = 150 \quad E_b = 500 \quad l_0 = 50 \quad l = 10$

图6.2.3.4.1(g) 单搭接和双搭接连接中胶层最大应力，$\bar{\sigma}_x$=10

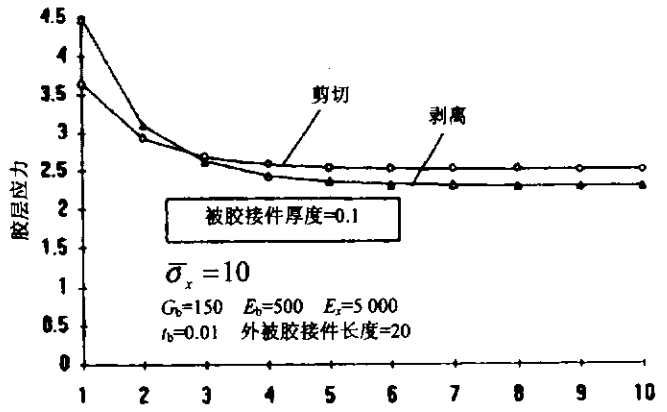
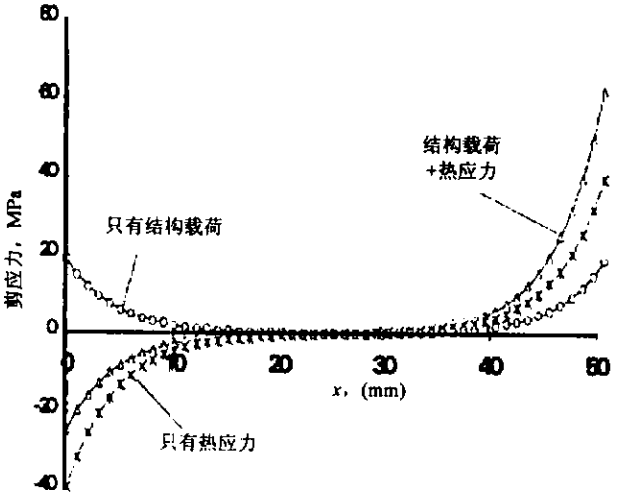


图6.2.3.4.1(h) 单搭接连接中搭接长度的影响

6.2.3.4.2 热应力影响

对于具有不同热膨胀系数的被胶接件的连接，热应力是令人关注的。由公式6.2.3.4.1(a)-(e)可以计算双搭接连接胶层的热应力。这些计算公式全部基于被胶接件弹性响应的假设。文献6.2.1(i)-(l)对有热效应情况下的塑性响应进行了修正。对于复合材料与金属被胶接件一种具体的组合情况，在图6.2.3.4.2(a)中考虑了热影响，对于金属和复合材料被胶接件（力学性能见表6.2.3.4.2(a)和(b)）不同组合情况的剥离应力和剪应力的峰值在表6.2.3.4.2(c)中给出。



外被胶接件——0/90 碳/环氧
$E_i=E_o$=68.97 GPa（10 000 ksi）
$t_i=t_o$=2.54 mm（0.1 in）
α_i=23.4×10^{-6} °C^{-1}（13×10^{-6} °F^{-1}）
固化温度：121.1°C（250°F）
作用应力：68.97 MPa（10 ksi）

内被胶接件——铝合金
G_b=1.04 Gpa（150 ksi）
t_b=0.254 mm（0.01 in）
α_b=1.8×10^{-6} °C^{-1}（1×10^{-6} °F^{-1}）
使用温度：23.9°C（75°F）

图6.2.3.4.2(a) 双搭接连接中的热剪应力

表 6.2.3.4.2(a) 复合材料基本力学性能（文献 6.2.3.4.2(a)）

复合材料	单向层板					0/90层压板	
	E_L GPa (Msi)	E_T GPa (Msi)	υ_{LT}	α_L 10^{-6}/℃ (10^{-6}/℉)	α_t 10^{-6}/℃ (10^{-6}/℉)	E_x GPa (Msi)	α_x 10^{-6}/℃ (10^{-6}/℉)
硼/环氧	201（29.1）	20.1（2.91）	0.17	11.7（6.50）	30.4（16.9）	114（16.5）	8.6（4.8）
S-玻璃/环氧	60.7（8.80）	24.8（3.60）	0.23	3.78（2.10）	16.7（4.28）	43.7（6.34）	7.92（4.40）
碳/环氧	138（20.0）	6.90（1.00）	0.25	0.72（0.40）	29.5（16.4）	72.6（10.5）	2.34（1.30）

表 6.2.3.4.2(b) 金属基本力学性能（文献 6.2.3.4.2(b)）

	Ti-6-Al-4-4V	1025钢	2014铝合金
杨氏模量，GPa（Msi）	110.3（16.0）	206.9（30.0）	69.0（10.0）
泊松比	).3	0.3	0.3
α，10^{-6}/℃(10^{-6}/℉)	8.82（4.90）	10.3（5.70）	23.4（13.0）

表 6.2.3.4.2(c) 双搭接连接胶层热应力（外被胶接件 0/90 复合材料，内被胶接件金属）

		硼/环氧	玻璃/环氧	碳/环氧
钛合金	剪应力 MPa (ksi)	0.419（0.061）	2.33（0.338）	15.64（2.27）
	剥离应力 MPa (ksi)	-0.465（-0.067）	-3.73（-0.541）	-19.43（-2.817）
钢	剪应力 MPa (ksi)	5.44（0.789）	7.99（1.16）	26.22（3.80）
	剥离应力 MPa (ksi)	-6.30（-0.914）	-15.0（-2.17）	-38.1（-5.52）
	剥离应力 MPa (ksi)	-24.4（-3.54）	-40.1（-5.82）	-44.6（-6.47）
铝合金	剪应力 MPa (ksi)	27.7（4.02）	28.2（4.08）	40.47（5.86）
t_i——5.08 mm（0.2 in）；调整t_0使被胶接件刚度相等； t_b=0.253 mm（0.01 in）； 胶粘剂性能：剪切模量——1.03 GPa（150 ksi），剥离模量——3.49 GPa（500 ksi）， 固化温度 121°C（250°F）；使用温度24°C（75°F）				

图6.2.3.5.1(a)说明了铝合金-0°/90°碳/环氧连接的热应力的影响。如果胶接的固化温度与连接的使用温度差别很大，由于铝合金和复合材料之间的热不匹配就会引起应力。此处所考虑的情况代表121°C（250°F）胶粘剂的固化温度和室温应用状态，如果不存在胶接，温差-79°C(-175°F)(见表6.2.3.4.2(a)和(b))将导致铝合金与复合材料之间的应变差有0.002。（这里考虑的铝合金与碳/环氧复合材料的组合情况，代表了复合材料结构连接中通常遇到的材料之间热不匹配为最大的极端情况）。

图6.2.3.4.2(a)表明热应力怎样与结构应力相叠加来确定胶粘剂中实际的应力分布。热应力在胶粘剂的极限应力中占有适当的比例，虽然在连接的左端热应力抵消了结构载荷引起的应力，但在右端却互相叠加，甚至结构作用应力在69 MPa（10 ksi）这样低的应力水平，总的剪应力也会稍微超出典型胶粘剂的屈服应力。类似的影响也发生在剥离应力，虽然由于热不匹配引起的剥离应力在连接的两端有同样的正或负号；对有复合材料的外被胶接件的连接，热诱导的剥离应力是负的，有益于连接的性能。对有铝合金的内被胶接件的连接，被胶接件之间的热膨胀系数的差别相当大，多半会产生相当高的热应力。此外，碳/环氧复合材料的热膨胀系数特别低，所以，碳/环氧被胶接件与金属被胶接件组合比与其他材料组合往往产生较高的热应力。要注意，例如硼/环氧与钛合金组合，由于在表6.2.3.4.2(a)和表6.2.3.4.2(b)中列出的这两种材料的热膨胀系数相近，热应力非常低。正如早先讨论的那样，虽然剪应力不受这方面连接的影响，但因为复合材料位于连接的外侧，表6.2.3.4.2(c)示出的剥离应力全是负值（即压缩）。在铝合金飞机结构上采用复合材料修理补丁就得益于这种连接形式的特点，如果温度低于固化温度，剥离应力不是问题。如果把金属而不是复合材料放在双搭接板连接的外侧将使剥离应力的符号反向，剥离应力为拉伸，这就加剧了被胶接件不同热膨胀的影响。

6.2.3.4.3 韧性对连接应力的影响

在6.2.2.4节讨论了典型的结构胶粘剂的韧性，并示于取自文献6.2.2.4(a)的图6.2.2.4(a)和图6.2.2.4(b)，在其他文献中例如6.2.2.4(b)也可找到类似的曲线。温度和与应力-应变特性应变率相关性是重要的考虑因素，在文献6.2.2.7(a)中也有叙述。即使是对于像FM400（图6.2.2.4(a)中的(B)图）这种韧性较差的胶粘剂，韧性对胶接连接的力学响应亦有明显的影响，于是把设计限制到弹性响应剥夺了大量附加的结构能力的应用。一般来说，胶粘剂的最大

弹性应变提供达到连接的限制载荷能力，而应力-应变曲线韧性部分的最大应变提供极限载荷超过限制载荷的余地。

Hart-Smith的工作（文献6.2.1(i)-(q)）强调胶粘剂韧性响应的重要性，并且在胶粘剂到破坏的应变能与连接的承载能力之间建立了关系。在有胶粘剂韧性响应的情况，作为连接应力分析的简化方法，Hart-Smith指出可以采用任何一个双线性应力-应变曲线，只要它与实际的应力-应变曲线有相同的极限剪应变和最大应变能，就会得到同样的连接总载荷。图6.2.3.4.3(a)（文献6.2.2.4(a)）给出一个用双线性应力-应变曲线拟合胶粘剂实际剪切应力-应变曲线作法的例子。胶粘剂的应变能由下式给出：

$$SE = \tau_p \gamma_{max} - \tau_p^2 / 2G_{b0} \qquad 6.2.3.4.3(a)$$

式中G_{bo}，γ_{max}和SE分别是应力-应变曲线的初始模量、最大应变和胶粘剂在γ_{max}时的应变能，于是等价的双线性曲线由初始斜率为G_{b0}的直线和在横坐标上的水平线组成，横坐标可从方程6.2.3.4.3(a)对τ_p求解，用下列表达式可以得到：

$$\tau_p = G_{b0}\gamma_{max} - \sqrt{(G_{b0}\gamma_{max})^2 - 2G_{b0}SE} \qquad 6.2.3.4.3(b)$$

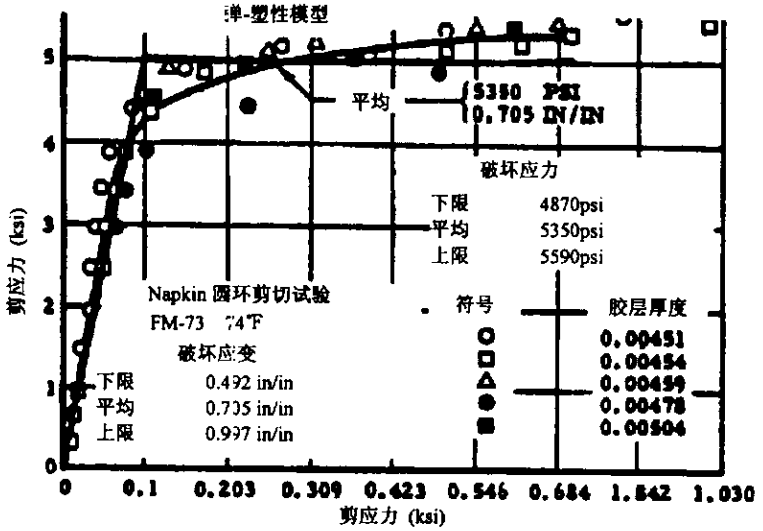


图6.2.3.4.3(a) 弹性-理想塑性胶粘剂响应模型（FM73）（文献6.2.2.4(a)）

Hart-Smith也采用等价的双线性曲线表达式，其中曲线水平的部分令其等于τ_{max}，即实际应力-应变曲线的最大剪应力，而且调整初始模量G_{b0}使其与应变能相匹配，采用表达式：

$$G_{b0} = \tau_{max}^2 / 2\tau_{max}\gamma_{max} - SE \qquad 6.2.3.4.3(c)$$

该式也是从式6.2.3.4.3(a)得到的，此时用τ_{max}代替τ_p。在任何一种情况下，用双线性描述胶粘剂剪切响应的应力-应变曲线，可直接得到各种连接几何形式考虑胶粘剂韧性影响的一维应力分布：文献6.2.1(i)-(l)给出等厚度和斜削被胶接件单搭接和双搭接连接的解，以及更为复杂的连接的解，比如斜面和阶梯形连接设计。在前面6.2.2.4节已经提到，这些已经随后编入“A4EX”系列的计算机程序（文献6.2.1(s)）。图6.2.3.4.3(b)说明双线性应力-应变曲线近似对等刚度被胶接件的对称双搭接连接的应用。图6.2.3.4.3(b)中的(A)给出上被胶接件轴向应力合力的分布，而图(B)给出胶层剪应力分布。图(A)中的合力分布两端的线性部分相应于图(B)中剪应力分布的两端，该处剪应力是常数，因为这是在应力-应变曲线双线性描

述的平台部分。按照由Hart.-Smit发展的分析方法，图6.2.3.4.3(b)中的(B)中把塑性区域的长度成为l_p，由下式表示：

$$l_p = (\bar{\sigma}_x / 2\tau_p - 1/\beta_{bd})t_0; \quad \beta_{bd} = \left[2G_{bo}t_0 / E_0 t_b\right]^{1/2} \qquad 6.2.3.4.3(d)$$

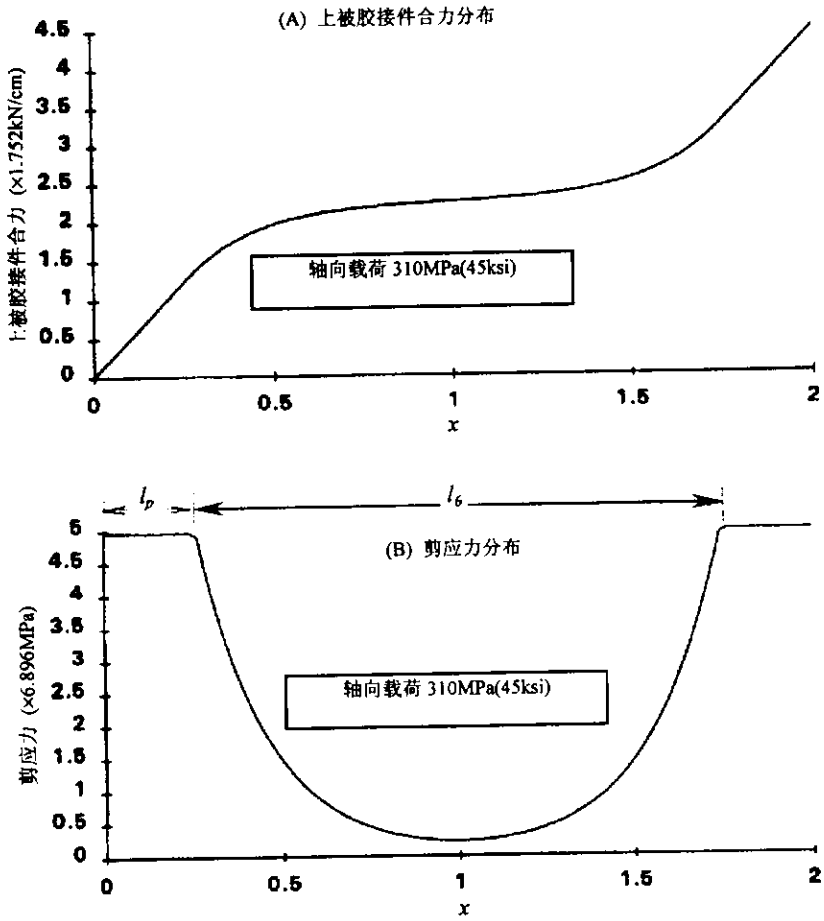


图6.2.3.4.3(b) 双搭接连接中的应力分布——韧性胶粘剂响应

当限定为等刚度被胶接件情况时，这里的β_{bd}（下标bd表示均衡双搭接）等价于式6.2.3.4.1(a)中的β，而$\bar{\sigma}_x$是搭接部分任何一端的名义作用应力。式6.2.3.4.3(d)给出的l_p的表达式仅当它大于零时才是正确的，当然，塑性区长度为负值是没有任何意义的。结果是如果$\beta_{bd}\bar{\sigma}_x/2<\tau_p$，没有塑性区域，连接特性可以认为是纯弹性。对于这种情况，可以用等刚度被胶接件的剪应力表达式6.2.3.4.1(f)的转换形式，并令$\tau_b|_{max}=\tau_p$来表示$\bar{\sigma}_x$的最大值。对于相应于胶粘剂韧性响应$\beta_{bd}\bar{\sigma}_x/2\geq\tau_p$的情况，在文献6.2.1(i)中给出的Hart-Smith分析方法提供了$\bar{\sigma}_x$所需的表达式，两种情况汇总如下：

$\beta_{bd}\bar{\sigma}_x/2<\tau_p$（弹性响应）：

$$\bar{\sigma}_{x|max} = 2\tau_p / \beta_{bd} = \sigma_e \qquad 6.2.3.4.3(e)$$

$\beta_{bd}\bar{\sigma}_x/2\geq\tau_p$（韧性响应）：

$$\bar{\sigma}_{x|max} = \frac{2}{\beta_{bd}}\tau_p\sqrt{2\frac{G_{bo}\gamma_{max}}{\tau_p}-1} \equiv \sigma_e\sqrt{2\frac{G_{bo}\gamma_{max}}{\tau_p}-1} \qquad 6.2.3.4.3(f)$$

注意如果双线性描述弹性段的最大应变$\gamma_{max}=\tau_p/G_{b0}$，则式6.2.3.4.3(e)和6.2.3.4.3(f)将给出同样的值。公式6.2.3.4.3(f)中的系数$\sqrt{2G_{b0}\gamma_{max}/\tau_p-1}$起着载荷放大因子的作用，代表由于胶粘剂的韧性响应超过胶粘剂的弹性响应允许的最大载荷而产生的连接承载能力的增加。注意，式6.2.3.4.3(f)可以利用胶粘剂的最大应变能重新整理来表达$\bar{\sigma}_{x|max}$：

$$SE=\tau_p^2/G_{b0}+\tau_p(\gamma_{max}-\gamma_e)\quad ,\quad 式中\quad \gamma_e=\tau_p/G_{b0} \qquad 6.2.3.4.3(g)$$

于是式6.2.3.4.3(f)可以写作：

$$\bar{\sigma}_{x|max}=\frac{2}{\beta}\sqrt{2G_{b0}SE} \qquad 6.2.3.4.3(f)$$

文献6.2.1(j)说明了基于等价双线性应力-应变规律的Hart.Smit分析来给出连接承载能力，它与用胶粘剂实际应力-应变曲线的得到解是相同的。双线性应力-应变描述的方便性在于在允许情况下求解简便；一旦确定了每端塑性区的长度，就可把同样的解用于弹性区，像公式6.2.3.4.1(f)对于剪应力分布给出的那样，在塑性区线性合力与常剪应力分布相叠加。

胶粘剂韧性特性最明显的影响是降低剪应力的峰值。此外对于降低剥离应力也有有利的影响。对于图6.2.3.4.3(b)的双搭接连接，最大剥离应力标记为$\bar{\sigma}_b|_{max}$，它发生在连接的两端，由下式给出（文献6.2.1(l)）：

$$\sigma_b|_{max}=\gamma\tau_{b|max};\quad \gamma=\left(3\frac{E_b}{E_0}\frac{t_0}{t_b}\right)^{1/4} \qquad 6.2.3.4.3(i)$$

式中：E_b为胶的剥离模量，$\tau_{b|max}$是最大剪应力，不论对于弹性情况$\beta\bar{\sigma}_x/2$或者对于韧性响应情况τ_p。在胶粘剂韧性响应的情况下，因而最大剥离应力与最大剪应力减小的比值是相同的。

正如先前叙述的，胶粘剂的韧性响应提供了超过其限制载荷能力的附加连接结构承载能力。在正常使用中，对于遇到的随时间历程变化的载荷大多数实际情况，建议保持连接的作用载荷要低到足以保证胶层处于纯弹性响应状态。胶粘剂的某些损伤很可能发生在韧性状态，并会退化长期响应。韧性特性的主要好处是提供了对峰值载荷增加了能力和对胶层中的缺陷——空隙、孔隙率等的损伤容限。

6.2.3.4.4 复合材料被胶接件横向剪切和铺层顺序的影响

经典分析方法，例如对于胶层中剪应力的Volkersen剪滞模型（6.2.3.2节和6.2.3.4.1节），是基于这样的假设：被胶接件只有明显的轴向变形，并且在被胶接件的整个厚度上均匀分布。对于金属被胶接件这是一个好的假设，因为相对于横向剪切而言金属相当刚硬；但是对于聚合物基复合材料被胶接件，它的横向剪切模量低，横向剪切变形更为明显，因而对胶层剪应力会有重要影响。有限元分析在常规的方法中考虑了这种影响，但是本章大多数的结果基于封闭形式的解，允许忽略横向剪切和厚度方向的法向变形。对经典Volkersen解有用的修正是考虑被胶接件的横向剪切变形，它可通过这样的初步假设来获得：轴向应力在被胶接件的整个厚度上是常数，（因为与轴向应力平衡）因此横向剪应力和应变是线性分布的。（对于非单向层压板，相应于层压板铺层轴向模量的跳跃，剪应力和应变将是分段线性的）。将整个厚度上的剪应变分布进行积分于是就得到轴向位移和应力分布的一个二次方的修正项，可以被吸收过来作为Volkersen剪滞分析的一个简单修正（文献6.2.3.4.4）。胶粘剂的剪切模量从它的实际值G_b修正到有效值$G_{b|eff}$，由下式给出：

$$G_b|_{eff}=G_b/K_{sh} \quad 式中 \quad K_{sh}=1+\frac{1}{3}\left(\frac{G_b}{G_{xz0}}\frac{t_0}{t_b}+\frac{G_b}{G_{xzi}}\frac{t_i}{2t_b}\right) \qquad 6.2.3.4.4(a)$$

于是在式6.2.3.4.1(a)中用$G_b|_{eff}$代替G_b就得到参数β，利用β可由式6.2.3.4.1(f)得到剪应力分布。注意式6.2.3.4.4(a)中的G_{xz0}和G_{xzi}是被胶接件的横向剪切模量。文献6.2.3.4.4对单搭接连接分析也给出类似的修正，这里给出的修正就是把每个被胶接件厚度的1/3当作胶层的延伸，并对有效胶层的那一部分赋予被胶接件的剪切刚度。系数1/3相应于整个被胶接件厚度上的剪应力线性分布，如上所述，这与轴向变形在整个被胶接件厚度上近似均匀的假设相一致。

作为例子，考虑一双搭接连接，内、外被胶接件都是单向碳/环氧复合材料，厚度分别为2.54 mm（0.1 in）和5.06 mm（0.2 in），胶层厚度0.254 mm（0.01 in），假设胶层的剪切模量为1.06 GPa（150 ksi），被胶接件的横向剪切模量为4.82 GPa（700 ksi）。于是可由式6.2.3.4.4(a)得到K_{sh}=2.48，据此依赖于它的β，最大剪应力和剥离应力随之减少一个因子$(K_{sh})^{1/2}$，本例即是1.56。因此剪应力和剥离应力比由式6.2.3.4.1(f)和式6.2.3.4.1(i)用不修正的胶层剪切模量预计的值大约减少36%。看来这种修正方法与有限元分析相比，对胶粘剂应力给出了比较好的预计值。在6.2.3.6节还将介绍一个例子（见图6.2.3.6(b)），那里有限元分析预计的胶层剪应力分布与刚才讨论的用有效胶层剪切模量修正的Volkersen剪滞分析预计的精度惊人的一致。

上述提出的修正仅用于单向增强体的被胶接件，然而同样的方法也可用于具有一般铺层顺序的被胶接件，虽然在这种情况下仍然要再次初步假设轴向应变分布在整个厚度是均匀的，轴向的应力分布将是分段均匀的，随被胶接件铺层的轴向模量逐层变化。导致横向剪应力，并因此剪应变分布也将是分段线性的，而不是连续线性的，可以通过对整个厚度积分得到常规剪滞分析的一种修正，与上面描述的对式6.2.3.4.4(a)中给出的K_{sh}通过公式适当地修改类似。对胶粘剂韧性响应，Hart-Smith分析方法的类似修正也是可能的。

上世纪70年代初期已经建立了经典封闭形式解的修正方法（文献6.2.1(d)，(f)和(g)），该方法既考虑了被胶接件的弯曲变形又考虑了拉伸变形，这里介绍的修正方法仅是上述更完善方法的一种简化版本，但是对于大多数实际目的现在的修正看来是适当的。

6.2.3.5 斜削和多阶梯被胶接件

本节考虑被胶接件厚度沿连接长度变化的连接。这些连接包括外被胶接件斜削的双搭接板对接（图6.2.3.5(a)中的(A)图）、斜面连接（图6.2.3.5(a)中(B)图）和阶梯形搭接连接（图6.2.3.5(b)）。

正如6.2.2.2节所讨论的外被胶接件斜削的搭接板对接如图6.2.3.5(a)中(A)图的主要优点是降低剥离应力，而斜面连接和阶梯搭接形连接（图6.2.3.5(a)中的(B)和6.2.3.5(b)）既可以降低剪应力的峰值又可以降低剥离应力的峰值。对于外被胶接件斜削的连接和斜面连接，从平衡考虑可以看出胶层应力与厚度t和斜削长度l的比值有关：

$$\tau_b \approx \sigma_x t/l; \quad \sigma_b \approx \sigma_x t^2/l^2 \qquad 6.2.3.5(a)$$

对于斜面连接，当小斜角时，标准的应力传递关系给出被胶接件的轴向应力和相应于胶层在斜平面上分解的应力之间近似的关系。对于图6.2.3.5(a)中(A)图所示的搭接板对接，它相应于连接件左端三角形部分应力之间的关系，在该段倾斜的上表面处于自由状态。对于每个被胶接件具有相同的最大刚度（轴向模量乘以最大厚度）的斜面连接，式6.2.3.5(a)

是十分精确的，虽然对于不等刚度情况，应力将沿连接变化，在连接的两端出现峰值（虽然不如未斜削连接那样严重），这就会与式6.2.3.4.1(a)产生偏差。对于斜削搭接板对接，如果斜削的长度短到足以避免引起胶层剪应变改变的拉伸效应，沿连接的斜削段方程式近似适用，正如6.2.3.4.1节对于等厚度被胶接件所讨论的那样。注意，公式6.2.3.5(a)意味着胶层应力沿连接长度是常数，通过使t/l足够小，即使连接与被胶接件的最大厚度相比足够长，胶层应力就可以减小到任意水平，还要注意到t/l对剥离应力的影响也是特别大的，受厚度-长度比的平方控制。在搭接板对接和搭接连接中，当把外被胶接件斜削用作降低剥离应力的一种手段时这一点是特别重要的。

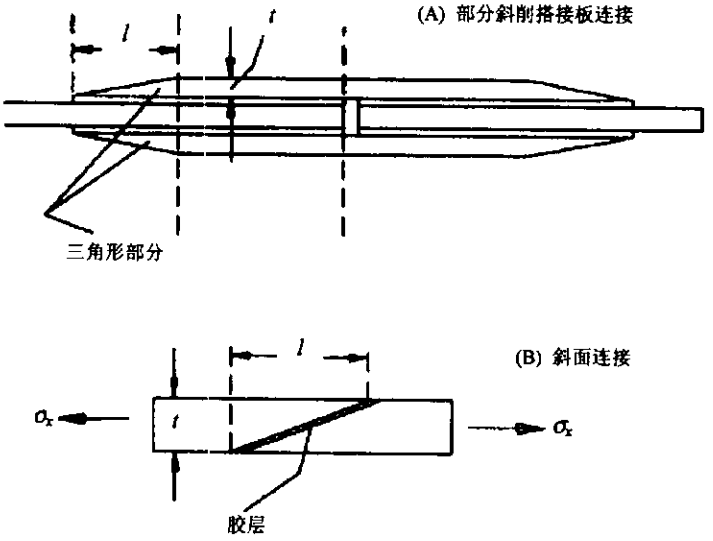


图6.2.3.5(a) 斜削双搭接板对接和斜面连接

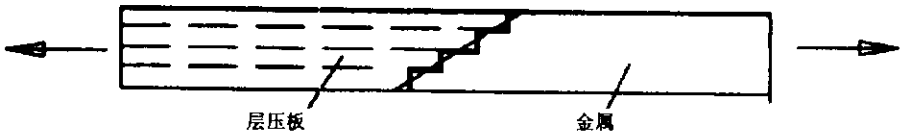


图6.2.3.5(b) 一般的阶梯搭接形连接

除了有限元方法之外，对被胶接件斜削的连接还有各种应力分析方法。在文献6.2.1(k)中Hart-Smith介绍了有关这种连接的应力幂级数解。此外，文献6.2.3.5(a)讨论了有限差分法，得到微机板软件TJOINTNL，它考虑了沿斜削被胶接件胶层的韧性响应。这个软件构成了下面介绍的斜面连接和外被胶接件斜削的搭接和搭接板对接连接结果的基础。

以下的讨论将要谈到胶接连接中被胶接件斜削的特殊好处，目的是通过降低连接两端剪应力和剥离应力集中的影响来获得高的连接效率。理想上，我们喜欢得到由“P/A”的的概念计算的连接强度，如6.3.3.2节对理想刚性被胶接件的情况那样（图6.2.3.2(a)），在这种连接中增加连接长度肯定可使胶接剪应力降低到所要求的水平，不管连接所承受的载荷的大小。虽然对斜削的双搭接连接和双搭接板对接不行，但对斜面连接和阶梯形搭接连接这个目的可以达到。虽然斜削确实显著降低了这些连接形式中的剥离应力，与下面的讨论看到的一样，剪应力的峰值不可能完全避免；前面由图6.2.3.2(f)对等厚度被胶接件示出的减小规律，继续否定了关于增加连接长度以获得较大承载能力是极其缺乏效率的说法，虽然

胶粘剂的韧性仍将增强超过弹性分析预计的强度值。

图6.2.3.5(c)示出了外被胶接件斜削的搭接板对接的各种特点。图6.2.3.5(d)对于等厚度被胶接件连接预计的剪应力，以便对斜削情况提供一个比较的基础。在这里考虑的连接中已经包括了图6.2.3.5(c)中的(C)图“初始厚度”特性，这是因为连接斜削端薄到刀刃可能削弱被胶接件并引起过早破坏。

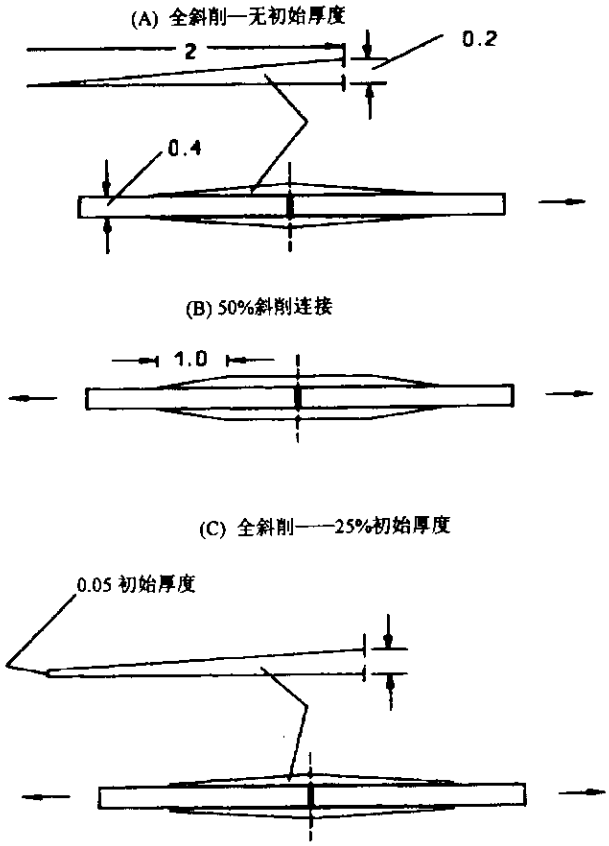


图6.2.3.5(c) 研究中的斜削搭接板对接

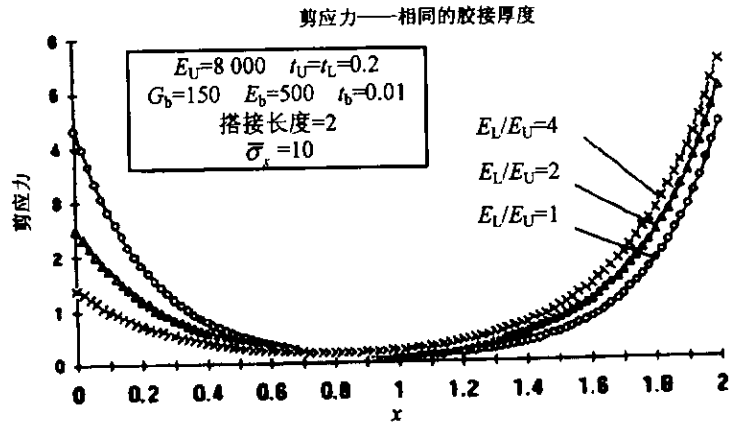


图6.2.3.5(d) 未斜削搭接板对接中的剪应力

图6.2.3.5(e)示出了外被胶接件斜削的各种双搭接板对接的胶层应力，这些结果所基于的连接形式的有关尺寸在图6.2.3.5(c)中给出。图6.2.3.5(e)用的注释，即外被胶接件全斜削、部分斜削（斜削的长度表示为连接长度的百分比）和有初始厚度的斜削（在图6.2.3.5(e)中表示为与被胶接件最大厚度的百分比），在图6.2.3.5(c)中也给出了。对没有初始厚度的状态，图6.2.3.5(e)考虑了50%斜削和全斜削这两种情况。对这两种情况连接左端的剪应力分布有明显的不同，峰值与式6.2.3.5(a)近似的预计值符合得相当好；而剥离应力太小以致在图中不能区分，连接左端的峰值，虽然明显地小于式6.2.3.5(a)预计值，但发现它近似与斜削比的平方有关，对于全斜削，斜削比是0.2，对于50%斜削比是0.1。（左端剥离应力的实际值，全斜削是0.045，50%斜削是0.16）。对于全斜削和50%斜削两种情况，拉伸剥离应力峰值出现在第二个图6.2.3.5(e)的右端，在连接中点附近。

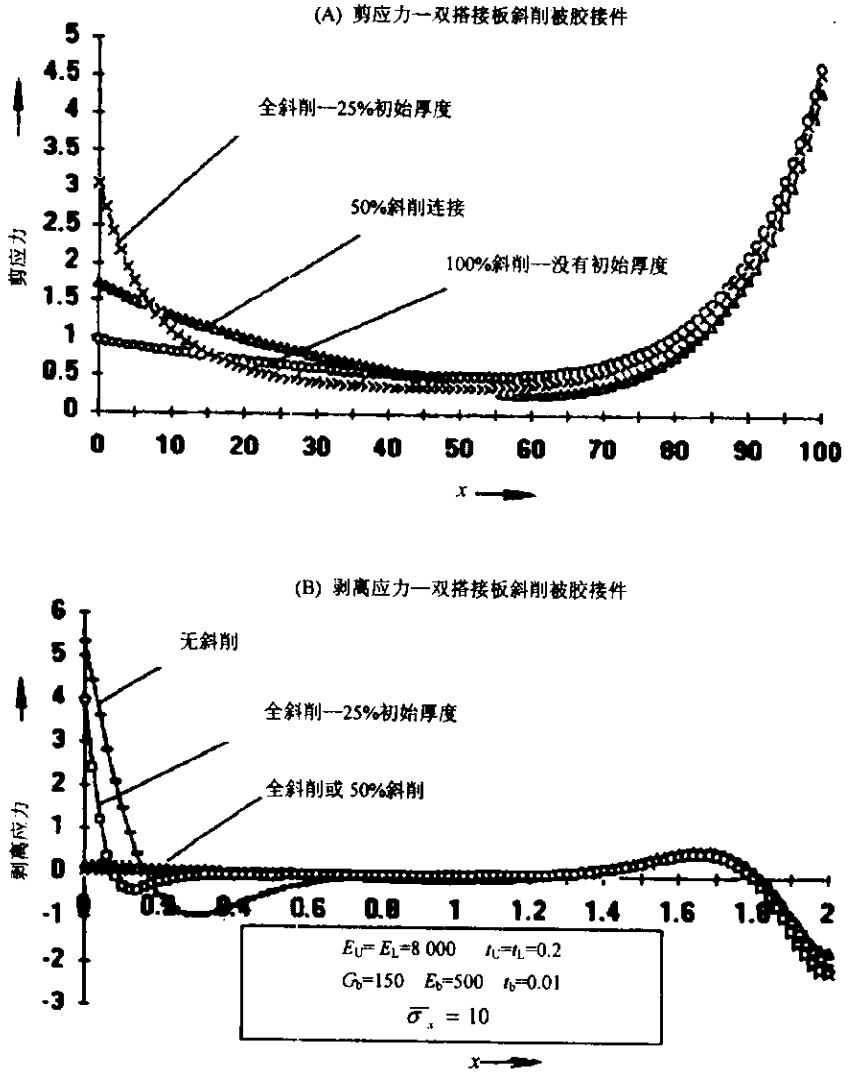


图6.2.3.5(e) 斜削双搭接板对接中的应力

对于初始厚度25%的情况连接左端的剥离应力比全斜削连接情况大得多，大约是没有斜削情况（6.2.3.4.1节所考虑的均匀厚度被胶接件情况）所产生剥离应力的80%，与没有初始厚度的50%斜削情况相比，初始厚度还使得连接左端的剪应力有较大增加。

主要作为降低双搭接板对接剥离应力影响的一种方法，斜削是有利的。一旦完成此项工作，通过利用胶粘剂的韧性就可以很大程度上控制剪应力峰值的影响。斜削的搭接板对接不可能达到斜面连接可能有的理想性能，但是如果被胶接件足够薄的话，他们确实提供了一种比较简单并具有良好连接性能的解决办法。

斜面嵌接（图6.2.3.5(f)）剪应力的分布在图6.2.3.5(g)中示出，注意像图6.2.3.5(f)一样，实际的斜面嵌接能够布置成对称的双搭接形式，避免弯曲影响，以及对于不同的材料提供平衡的刚度设计。在图6.2.3.5(f)中，通过在全部连接长度上连续改变总厚度（内被胶接件加外被胶接件）达到上述目的。斜面嵌接最重要的参数是被胶接件刚度不匹配的影响（图6.2.3.4.1(a)所示"o"和"i"分别表示外被胶接件和内被胶接件，$Eo \neq Ei$）。图6.2.3.5(g)示出的结果是从文献6.2.3.5(a)所讨论的有限差分分析得到的，该结果表明了刚度不匹配变化程度的影响，并可以与图6.2.3.5(d)所示的等厚度被胶接件的结果进行比较。图6.2.3.5(g)中剪应力峰值与平均应力值的比值与Hart-Smith在文献6.2.1(l)和6.2.3.1(b)中给出的值符合得很好，虽然Hart-Smith的分析没有给出应力沿连接长度的分布，这是由于Hart-Smith所采用的幂级数解方法的局限性。注意对于相当大的刚度不匹配，直至4:1，最大剪应力峰值不像对等厚度胶接情况的图6.2.3.5(d)中观察到的那样大。然而显然，与刚度平衡的连接相比，刚度不匹配将增加最大剪应力，并削弱连接性能。强调指出，对于等刚度情况，胶层中的剪应力是常数，并等于所有点上的平均应力。

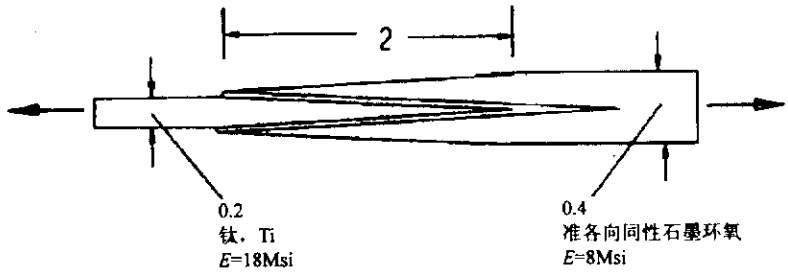


图6.2.3.5(f)　刚度匹配的斜面嵌接形式

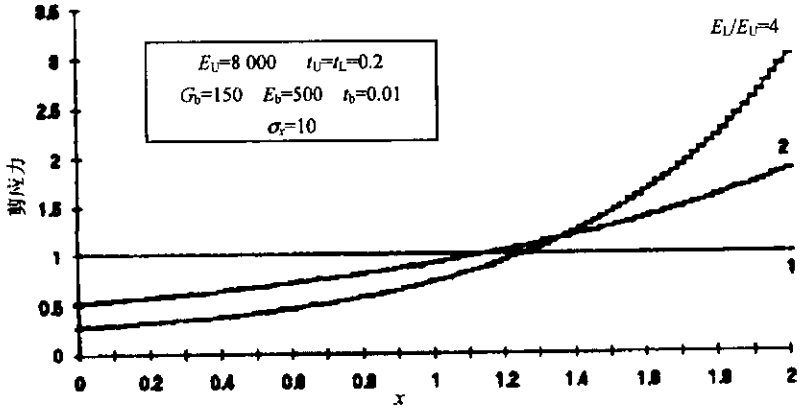


图6.2.3.5(g)　斜面嵌接中的剪应力

看来大多数实际的斜面嵌接都可用不同的材料构成如图6.2.3.5(f)所示的形式，以提供平衡的刚度。原则上为了获得任何情况下所需的最大承载能力，胶层又不受力过大，那么斜面嵌接提供了近于理想的解决办法。然而，高承载的连接，其尺寸可能变得太长以至于不现实。此外，非常好的配合，例如，胶层厚度在长的胶粘区上的容差等级必须控制，以便保证连接在其全部长度上具有均匀的载荷传递能力。即使对于刚度匹配的结构构型，被胶接件材料不同而产生的热应力也会妨碍达到理想形式的性能。

阶梯形搭接连接（图6.2.3.5(b)）可以近似地代表斜面连接，它能利用复合材料被胶接件的层压结构特点。在图6.2.3.5(b)中，用通过各个台阶的直线代表连接区的平均斜率，该斜率往往控制胶层中的平均剪应力。在每个等于台阶宽度的水平段内，其特性类似于等厚度被胶接件的连接，并局部应用先前给出的式6.2.3.4.1(b)的微分方程，此时，每个台阶内的t_U和t_L要调整到相匹配的情况。与式6.2.3.4.1(f)相似的表达式如下：

$$\tau_{bj}\big|_{max}=\beta_j\frac{\bar{T}}{\bar{t}}\left(\frac{1}{1+\rho_{Bj}}\frac{1}{\sinh\beta_j l_j/\bar{t}}+\frac{\rho_{Bj}}{1+\rho_{Bj}}\frac{1}{\tanh\beta_j l_j/\bar{t}}\right)$$

式中：

$$\beta_j=\left[G_b\frac{\bar{t}^2}{t_b}\left(\frac{1}{B_{Uj}}+\frac{1}{B_{Lj}}\right)\right]^{1/2};\quad \bar{t}=\frac{t_{Uj}+t_{Lj}}{2};\quad \rho_{Bj}=B_{Lj}/B_{Uj}\qquad 6.2.3.5\ (b)$$

上式给出第j个台阶的最大剪应力，并且整个解是一系列这种表达式，同时考虑了在邻近台阶连接点上剪应变和合力，T_{Uj}和T_{Lj}的连续性。在连接的每个台阶，剪应力的分布与图6.2.3.4.1(b)中(A)相似，峰值的大小主要受台阶长度，通过参数$\eta_{sl}=\beta_j l_j/\bar{t}$来控制。通过采用大量的台阶并使每个台阶长度很小，使台阶的长度厚度比$l_j/\bar{t}$原则上小到几乎足以完全避免出现任何尖突。实际上，台阶数目受层压板铺层数的控制，此外，如果用连接件来连接复合材料被胶接件和金属元件，选择台阶数时，要考虑金属零件的加工成本和容差要求。

图6.2.3.5(h)示出一个一般的阶梯形搭接连接构型，该图说明设计参数对连接应力的某些影响。图6.2.3.5(i)和6.2.3.5(j)介绍的结果是为这一讨论得到的，采用了胶粘剂线弹性响应模型；实际上，如果假设胶粘剂弹性响应，胶粘剂相当大的强度承载能力未被利用；文献6.2.3.5(b)中Hart-Smith在讨论时所用的图6.2.3.5(k)是连接设计采用胶粘剂弹-塑性响应的一个例子，然而，用于得到图6.2.3.5(i)和图6.2.3.5(j)的胶粘剂的弹性模型对于说明控制连接设计的某些参数是足够的。图中给出的结果都基于经典的Volkersen型分析，该分析构成了公式6.2.3.5(b)的基础。

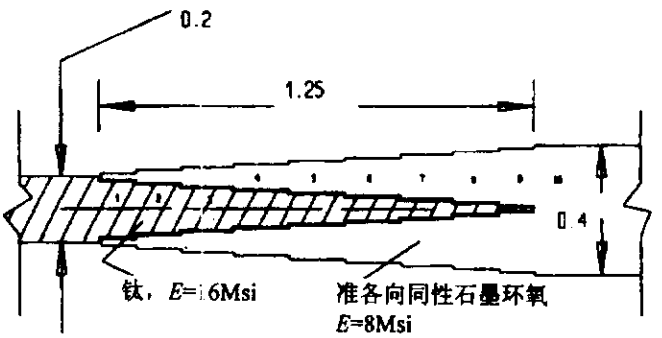
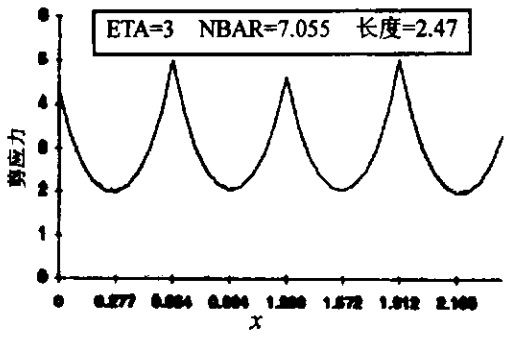


图6.2.3.5(h)　阶梯形搭接连接构型



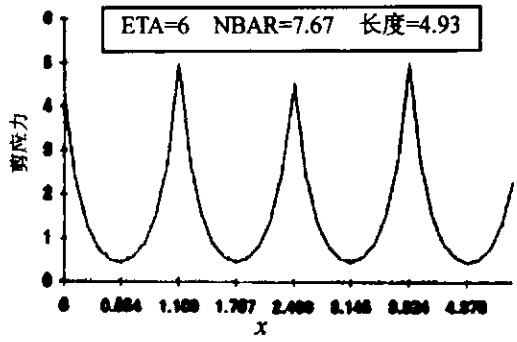
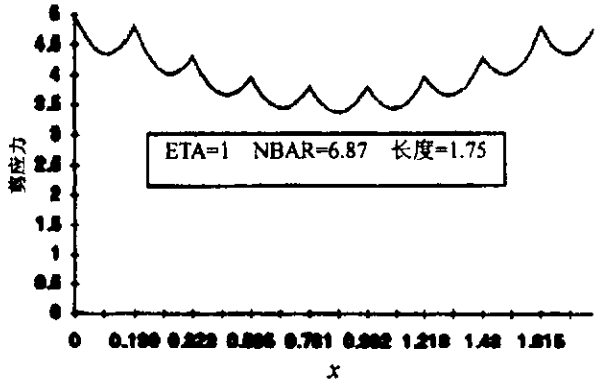
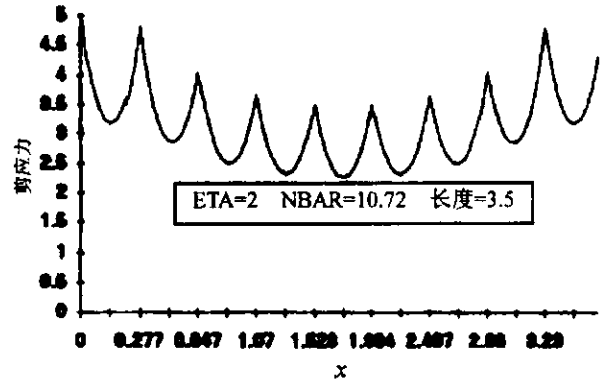


图6.2.3.5(i) 5阶梯连接中的剪应力





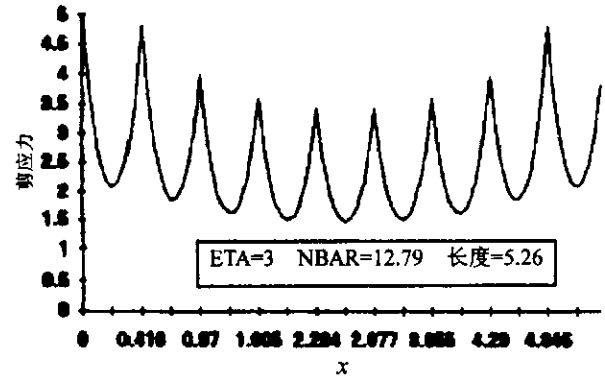


图6.2.3.5(j) 10阶梯连接中的剪应力

选择具有如下特性的5阶梯设计（图6.2.3.5(i)）和10阶梯设计（图6.2.3.5(j)）：

- 除第一个和最后一个台阶外，被胶接件厚度按各个台阶等厚度增加；
- 对于第一个和最后一个台阶，厚度增量是一般台阶厚度的1/2；
- 选取每个台阶的长度具有固定的参数值$\eta_{sl}=\beta_j l_j/\bar{t}$，其中$l_j$等于第j个台阶的长度。

两端台阶一半的厚度增量比所有台阶相同的厚度增量给出更均匀的剪应力分布。注意，对于图6.2.3.5(h)和图6.2.3.5(k)所示的对称连接形式，外被胶接件（复合材料）的厚度增量要大于内被胶接件的厚度增量，后者是模量比值的倒数，以便对于不同的被胶接件达到刚度匹配。还要注意，图6.2.3.5(i)和图6.2.3.5(j)中列出的参数“ETA”指上面定义的η_{sl}，这个参数主要控制连接长度。图6.2.3.5(i)和图6.2.3.5(j)都示出连接长度随η_{sl}（图中表示为“ETA”）而增加。更进一步注意到连接的承载能力用许用合力来表示，在图6.2.3.5(i)和6.2.3.5(j)中标记为“NBAR”，相应于假设的胶层剪应力限制34 MPa（5 ksi）；许用载荷随连接长度总体上是增加的，但是当η_{sl}>>3时增加变缓。表6.2.3.5给出两个图所示结果的汇总。正如上面讨论的那样，取自文献6.2.1(l)和6.2.3.5(b)的图6.2.3.5(k)中所示的连接设计代表了一个实际的连接方法，该方法说明了对图6.2.3.5(i)和图6.2.3.5(j)所用简化弹性分析方法忽略一些考虑的原因。比如已经提到的忽略了韧性影响。此外，如图6.2.3.5(j)所示的采用多至10个台阶可能是不现实的。

图6.2.3.5(k)示出的连接设计代表多年来阶梯形搭接连接设计的进展。Corvelli和Salene（文献6.2.3.5(c)）进行了早期的分析工作，后来在NASA资助下由Hart-Smith进一步发展（文献6.2.1(l)）以考虑弹塑性影响，最后由6.2.1节讨论的A4EG和A4EI程序作为终结，程序允许考虑胶层中的厚度变异、孔隙率、缺陷含量和水分含量。Hart-Smith（文献6.2.3.5(b)）注意到阶梯连接的数学处理中，所有性能在每个台阶内必须是常数；然而在实际连接中，如图6.2.3.5(k)所示，可以插入人为的中断以便允许孔隙率或胶层厚度的变化。

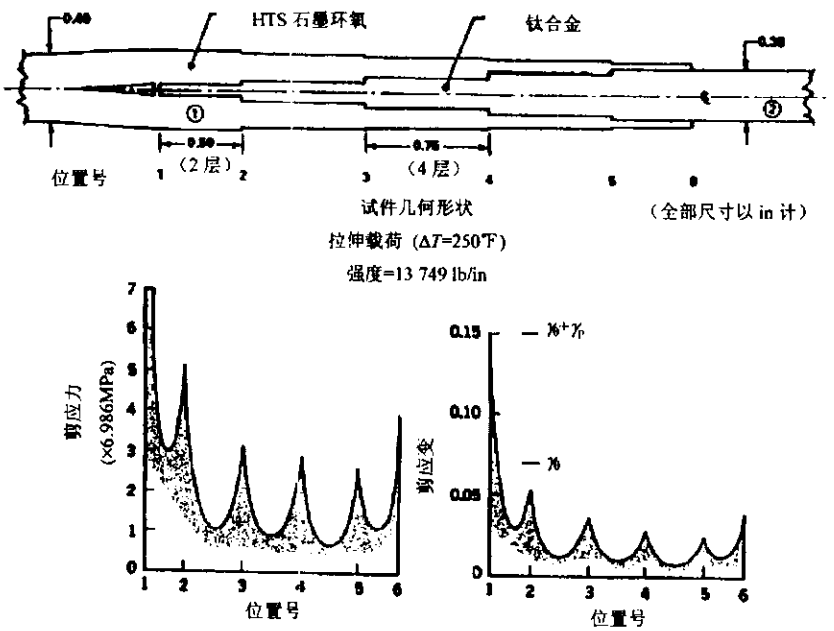


图6.2.3.5(k)　实际阶梯形搭接连接设计（文献6.2.3.5(b)）

表 6.2.3.5　阶梯形搭接连接结果汇总（图 6.2.3.5(i)，6.2.3.5(j)）

台阶数	10	10	5	5	5
η_{bl}	1	2	3	3	6
连接长度，cm（in）	4.44（1.75）	8.89（3.5）	13.33（5.25）	6.05（2.47）	12.5（4.93）
许用合力，kN/cm（10^3 lb/in）	12.03（6.87）	18.77（10.72）	22.05（12.59）	12.35（7.05）	13.43（7.67）

6.2.3.6　有限元建模

有限元方法已经用于研究胶接连接性能的各种特点，但是也存在严重的缺陷，必须意识到以便避免在分析中出现的问题，主要是因为薄的胶层厚度与有限元模型尺寸不匹配。为了达到足够的精度，在搭接区的末端设置精细的高阶网格是特别重要的（见图6.2.3.6(a)），还需要将网格过渡到离开搭接区末端较粗的网格，以便避免不必要的计算成本。如果没有这样的办法，限制元素形状比的要求就要迫使对胶层采用粗的网格，或使被胶接件采用过多过细的网格。图6.2.3.6(a)所示的网格是由由陆军研究所材料部，Watertown，MA的C.E.Freese研制（文献.6.2.3.6），按常规设计的通用自动网格生成器生成的。元素由8节点四边形等参元和6节点三角形等参元组成，在每个元素内部提供位移的二次分布。对于建立这种细密的网格，目前有许多商用有限元软件可以利用。通常所用的基于位移的有限元方法不能够精确地满足边界条件，比如图5.2.3.6(a)中(C)的上被胶接板左端无拉力的边界条件。此外，在胶层左端和下被胶接板所形成的拐角处出现了数学上的无限大应力。

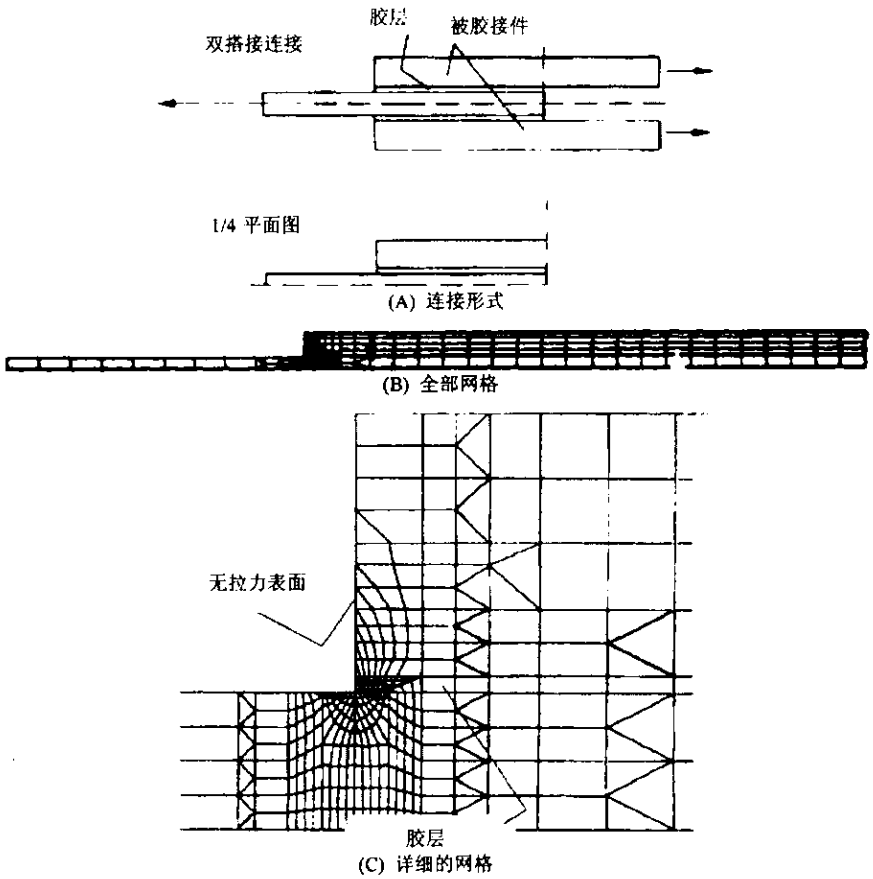


图6.2.3.6(a)　双搭接连接有限元分析的网格详图

这些特征不能够精确地表达，但可以靠该解达到图6.2.3.6(a)中(C)图所示无拉力边界条件的程度来衡量网格密度的合适性。图6.2.3.6(b)示出了相关的结果，它给出了单向碳/环氧被胶接件的解，用符号“×”和“Δ”表示的有限元结果是与研究的问题有关的。该曲线表示沿上被胶接件和胶层之间界面的剪应力分布，在该图顶端的插图已经标明界面的位置。因为这条线与左端在极靠近拐角处的一点相交，该点解产生奇异，可以预期左端满足无拉力边界条件有些困难是合理的。计算结果在末端（此处x=1.1953）不趋于零，但是显示应力在该方向的趋势，因为两条曲线末端的应力稍微低于峰值应力。注意：Δ符号代表胶层用连续的上被胶接件代替的情况（胶层厚度为零），因此，比处理一个用×符号代表的实际胶层更为困难。在图5.2.3.6(b)中用空心圆表示的第三条曲线代表了修正的Volkersens一维剪滞分析的结果，它考虑了被胶接件的横向剪切变形，在大部分连接长度上，后者与有胶层（用×符号表示的）有限元预计结果符合得惊人地好，虽然用这种近似方法估算的峰值应力与有限元结果相比有些偏低。

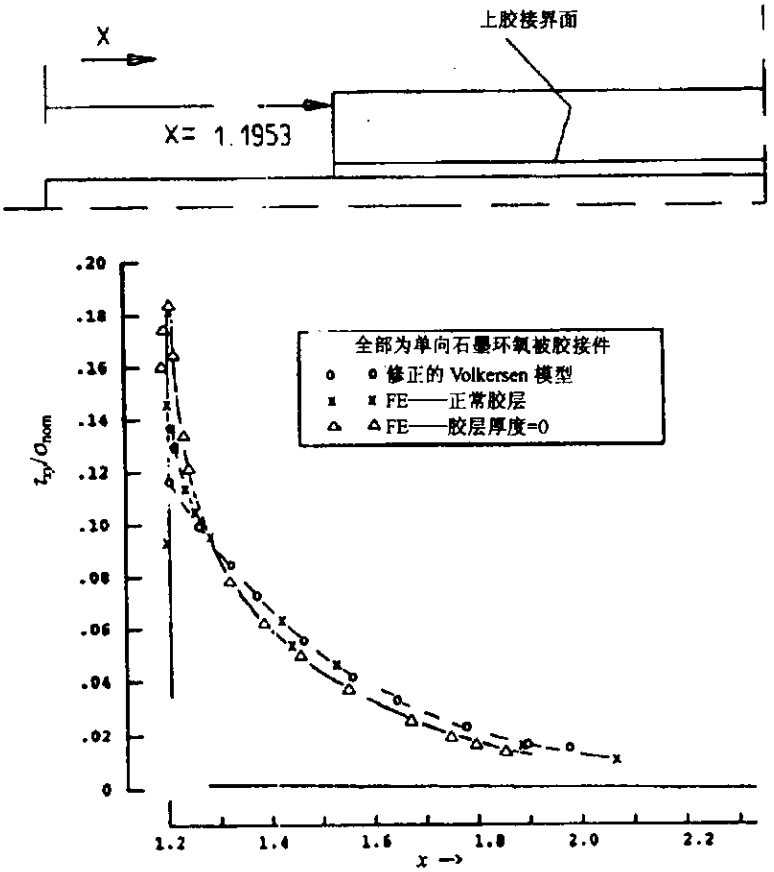


图6.2.3.6(b)　图6.2.3.6(a)所示的双搭接连接沿胶层-上被胶接件界面的剪应力分布有限元预计值

6.2.4　胶粘剂的力学响应

此节留待以后补充。

6.2.5　复合材料被胶接件的力学响应

此节留待以后补充。

6.2.6 胶接连接结论

此节留待以后补充。

6.3 机械紧固连接

6.3.1 引言

自从上世纪60年代中期高模量高强度复合材料首次应用以来一直在研究复合材料结构的机械紧固连接。应用的早期发现复合材料螺栓连接特性与金属连接的特性有很大不同。复合材料的脆性性质要求更详细的分析，以便定量确定各种应力峰值的水平，因为复合材料的应力集中比金属在更大程度上限定了零件的静强度（没有局部屈服）。因此，复合材料连接设计对端距和孔间距比金属连接设计更敏感。复合材料层压板低的厚度方向强度导致需要为复合材料专用的紧固件并排除使用铆钉。专用的紧固件较大底脚面积的特点改进了拉脱强度和挤压强度。碳和铝之间易于电化学腐蚀的敏感性几乎完全排除了使用铝紧固件。

机械紧固连接可以分为两种类型：单排和多排设计。典型的承载小的非关键性的连接只需单排紧固件。机翼或控制面的根部连接是高承载连接的例子，气动表面上累积的全部载荷都会通过连接卸载到另外的结构。螺栓排列方式的设计，包括螺栓的排数，使分配的载荷更有效地传递。

为了发展复合材料机械紧固连接分析方法已有若干政府和私人基金计划。这些计划的大多数集中在发展二维分析方法预估连接内部单个紧固件的应力和强度，这是因为现有的确定多排紧固件连接载荷分配（金属中的）的分析技术已证明是适合的。另外，提出在阶梯和斜面（即斜削厚度）连接中与复合材料有关的应力变化的分析方法（6.3.2节）已经建立。

这里介绍的材料反映了主要在飞机工业使用的现状，目的是给读者对复合材料结构中控制机械紧固连接特性的关键因素的一些知识。以下的论述主要为达到这个目的而安排。

6.3.2 结构分析

6.3.2.1 连接中的载荷分配

在飞机结构中遇到的大多数机械连接具有多排紧固件，需要传递给定载荷所采用的紧固件数量和类型通常由结构设计人员根据可用空间的考虑、可制造性和装配来确定。虽然最终的连接设计通常可以满足有限元建模的目的，在连接设计图纸交付制造以前需要作进一步的结构分析。这些分析应由两类不同的计算组成：(1)计算每个紧固件的载荷和方向，尽可能优化以获得每个直径相等的紧固件传递近于相等的载荷；(2)采用上面分析得到的紧固件载荷对每个关键的紧固件进行载荷传递的应力分析。

图6.3.2.1(a)示出一个连接的例子。为了得到这种或其他连接形式（包括成一直线的单排紧固件）中各个紧固件的载荷，必须知道总载荷、几何形状、板刚度和各个紧固件的柔度。在飞机工业中包含两种结构分析方法。第一种方法允许分析分两步进行，第一步计算各个螺栓的柔度，然后将紧固件的柔度作为输入数据进行有限元分析。第二种方法在总体有限元分析中包括计算连接柔度的特殊有限元。后者的例子是由空军编制的SAMCJ软件，

见文献6.3.2.1(a)。两种分析方法都用双线性近似描述图6.3.2.1(b)中的非线性连接载荷-位移响应这种简化允许总体有限元分析是线性的。近来已经建立了封闭形式的分析模型并且在微机上编制程序来处理多钉连接强度问题（文献6.3.2.1(b)）。

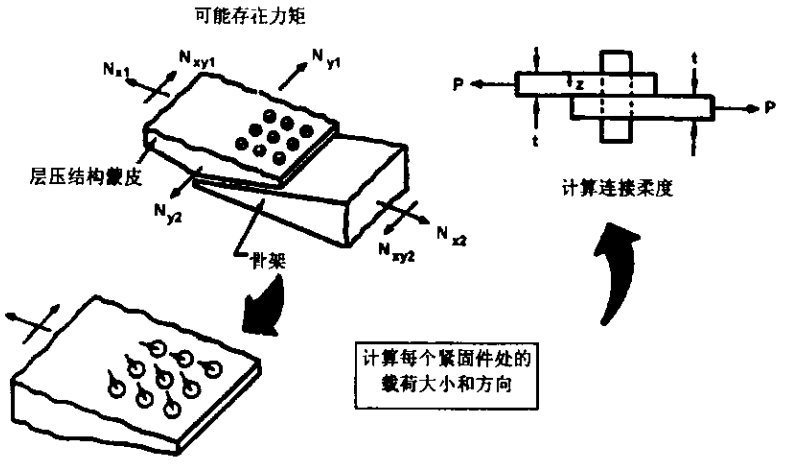


图6.3.2.1(a) 螺栓连接结构强度分析概述

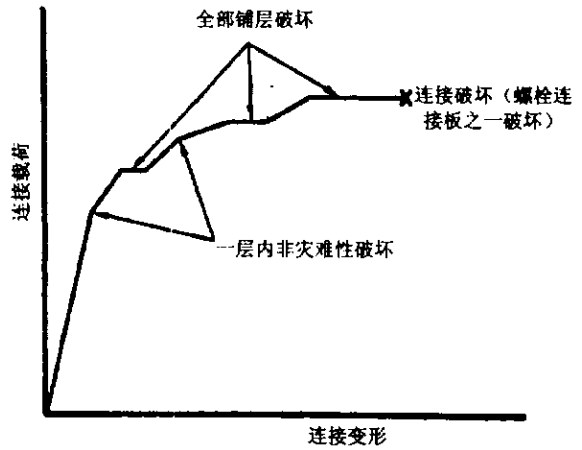


图6.3.2.1(b) 连接总载荷与变形响应关系的图解表示法

紧固件的柔度基于连接的位移，位移不仅由于连接板轴向拉伸，而且还来源于不容易建模的其他因素影响，这些因素有紧固件的剪切和弯曲变形、归因于局部挤压变形的连接平移和单剪连接中紧固件的刚体转动。另外，对于复合材料层压板连接柔度的值应当反映被连接层压板的材料取向、铺层比例和铺层顺序。所考虑的其他变量有销与孔的配合、靠近孔的自由边的存在和螺栓头/尾约束。因为有许多变量，对于多钉连接总体有限元模型，最好输入连接柔度的试验数据。然而，对所有不同的设计情况，这些数据并不总是存在的。因此，已经建立了各种模拟方案以得到柔度值。如果连接包含多个叠加板并带有间隙，连接柔度的计算是很复杂的。求解连接柔度的解析模型包括把板表示为弹簧，到把紧固件理想化为由板或层压板提供的弹性基础上的柔性梁。

对厚板紧固件，柔度不是像对薄板那样重要的一个参数。文献6.3.2.1(c)采用刚性核代

表螺栓，已经表明钉载分配的试验和分析之间符合得很好。文献6.3.2.1(c)还包含了有无间隙时接触问题对计算挤压应力分布的影响。

机械紧固连接中载荷分配与螺栓的数量、直径和材料以及被连接元件的刚度密切相关。对于单列钉的连接，如果板是等刚度的，则第一个和最后一个螺栓将承担较大的载荷。这种情况示于图6.3.2.1(c)中，图中除了等刚度元件（构型2）之外，还有钉径和板的其他组合形式，不同的连接形式能够明显改变钉载分配。

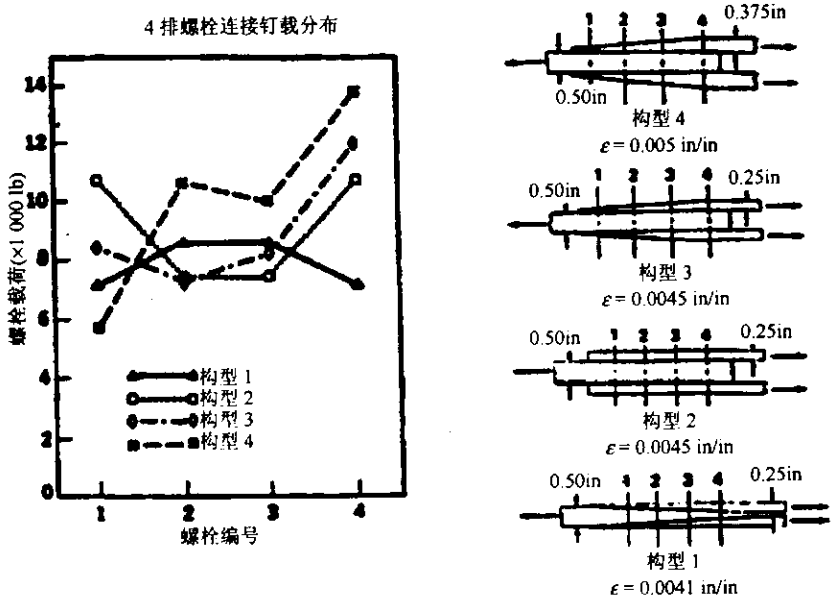


图6.3.2.1(c)　连接构型对钉载分配的影响（文献6.3.2.1(d)）

6.3.2.2　螺栓连接局部破坏分析

一旦完成了载荷分配分析，螺栓连接分析简化为对复合材料板中的单个螺栓的建模，如示于图6.3.2.2(a)的分离体。对图6.3.2.2(a)所示的问题，已经研发了一些分析软件来进行应力分析并提供有用的破坏预计。人们不能只依赖分析，复合材料螺栓连接的设计需要一个庞大的试验计划，包括各种连接形式、层压板和挤压/旁路载荷比。然而，在一个复杂结构中存在多种层压板和载荷情况，试验往往不可能包含所有关心的情况，因此，需要解析方法将试验数据的适用范围推广到更多的情况。

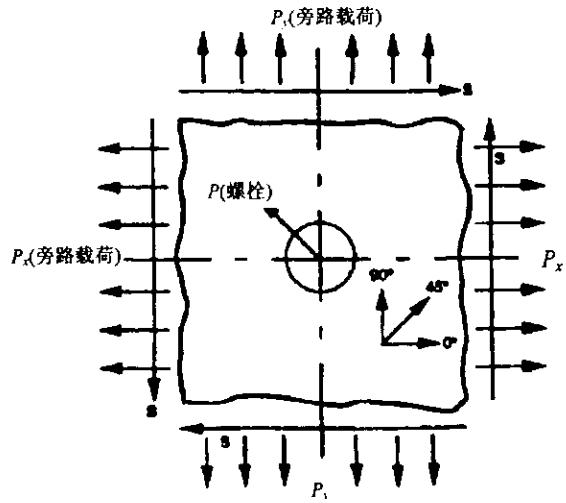


图 6.3.2.2(a)　在一般化载荷作用下的螺栓连接

必须考虑多个破坏模式。首先是复合材料净截面破坏模式，另外，由于螺栓挤压应力使挤压处的层压板破坏或者试件拉脱破坏。在出现挤压破坏之前，可能发生剪切破坏，这取决于孔距、边距或铺层。分层也是可能存在的，但不是破坏的主要原因。最后必须考虑紧固件的破坏。下节将要讨论可能破坏模式更为综合的描述。

已经提出了对纤维控制的面内破坏模式，如净截面破坏模式的分析方法，通常用修正的Whitney和Nuismer方法（文献6.3.2.2(a)）或Hart-Smith的半经验模型（文献6.3.2.2(b)），该方法的基础是要评定特征尺寸d_0处的铺层级失效准则，d_0是离孔边的距离。特征尺寸考虑了两种试验观测到的影响。第一，含孔层压板的强度要大于层压板的无缺口强度除以开孔理论应力集中系数所得值。第二，观测到上述强度是孔径的函数，随孔径增大强度降低。采用一个固定的d_0值模拟这些影响，如图6.3.2.2(b)所示。

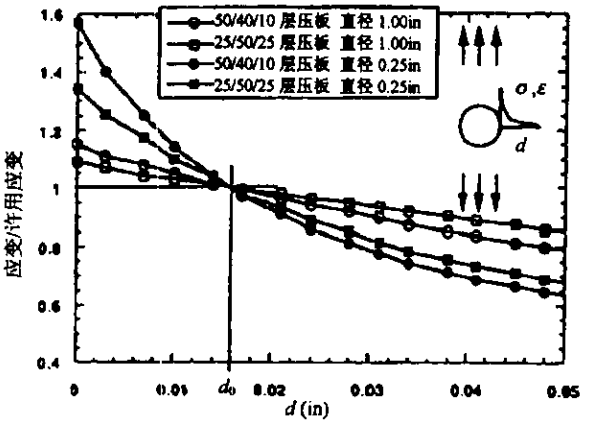


图6.3.2.2(b) 不同孔径和层压板开孔附近的应变分布。作用的远场载荷等于预期的破坏载荷。层压板按照0°/±45°/90°的比例给出。曲线的相交点定义为特征尺寸d_0。

特征距离作为层压板的材料特性，通过把分析与层压板的无缺口强度和开孔强度的比值建立联系来确定。大量的关系可以揭示出d_0是层压板铺层的函数，d_0的值也取决于所采用的铺层级失效准则。

用于破坏预计的层压板材料许用值的建立必须包括对材料变异性的考虑，还要计及现有失效理论要全面考虑层压板铺层顺序、连接几何形状和孔尺寸等变化是无能为力的。一种方法是针对基于无缺口铺层数据的铺层级失效准则确定B基准许用值。于是可这样选择d_0：预计的破坏值等于缺口层压板试验的B基准值。如果作了足够多不同孔尺寸的层压板试验，d_0的B基准值也可直接从缺口层压板的试验得到。

虽然Whitney和Nuismer的方法最初是为轴向拉伸破坏设想的，现该方法已经用于压缩和双轴载荷情况。压缩的d_0不同于拉伸的d_0，也不同于沿边缘剪切的d_0。文献6.3.2.2(c)建议用一条光滑的特征曲线连接拉伸和压缩的值。当承受双轴载荷时，人们必须搜寻孔周围最危险的位置。即使是对于单轴受载情况，也需要一种搜寻方法，正如所指出的那样，如果含±45°层的比例较大或者所研究的是偏轴层压板，最大周向应力可能不发生在与载荷方向成切线的那个点上。

采用这个失效准则预计破坏意味着孔周有精确的应力解可以利用。无限大各向异性板中含圆孔的解已经由Lekhnitskii给出（文献6.3.2.2(d)）。这个解可以推广到单个受载螺栓假设的某种压力分布的情况，并且与边界积分技术相结合可以包括邻近边界和多孔的影响。一般的边界元方法和有限元方法也已经得到了应用。在运用有限元方法时要注意孔边的高应力梯度区。在孔边处有限元模型应当与理论应力集中相对照，以便保证具有足够的网格精度。

虽然实际的特性受相应于螺栓的圆剖面挤压进入周围板中的位移情况控制，受挤压载

荷螺栓的连接特性通常用在孔周围假设一个压力分布来模拟。连接模拟的一个典型假设是由螺栓产生的径向压力分布在180°的接触区内按照余弦函数分布（图6.3.2.2(c)），其他区域径向压力为零（在整个圆周上切向应力为零）。对临界应力峰值预计，如紧固件周围90°位置上的净面积峰值应力，在许多情况下给出满意的结果。文献6.3.2.2(e)中的图6.3.2.2(c)比较了用假设的“半余弦”径向压力分布预计的应力集中系数与假设一个沿孔边的径向位移条件的更为精确解。图的左侧列表给出的K值表示归一化的峰值应力与毛面积应力之比P/Wt（用下标“G”表示），包括90°位置上的净截面峰值应力K_G^{nt}，0°位置的挤压峰值应力K_G^b，和45°位置上的剪切峰值应力K_G^s。这些结果是针对W/D=2，e/W=1和滑配合紧固件预计的。对于上述情况，用两种方法法得到的应力集中系数没有大的差别，说明相对于径向位移分布更精确的分析解，“半余弦”径向压力分布是一种合适的近似。

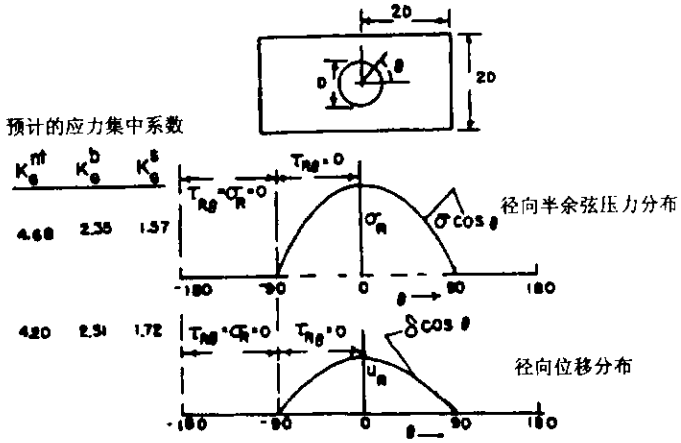


图6.3.2.2(c) 对于假设的径向压力分布与径向位移分布预计的应力集中的比较（文献6.3.2.2(e)）

然而有几种重要情况，“半余弦”径向压力分布将给出较差的结果。图6.3.2.2(d)比较了几种情况，其中一种情况边距相当小（方形符号，e/W=0.375，W/D=2）；径向压力分布在θ=0°附近压力明显下降，这相应于紧固件前方的板有产生变形的倾向，在小端距的情况下就好像梁弯曲变形（图6.3.2.2(e)），释放了紧固件前方的压力，所以要考虑θ=0°附近径向压力的下降，如图6.3.2.2(d)所示。

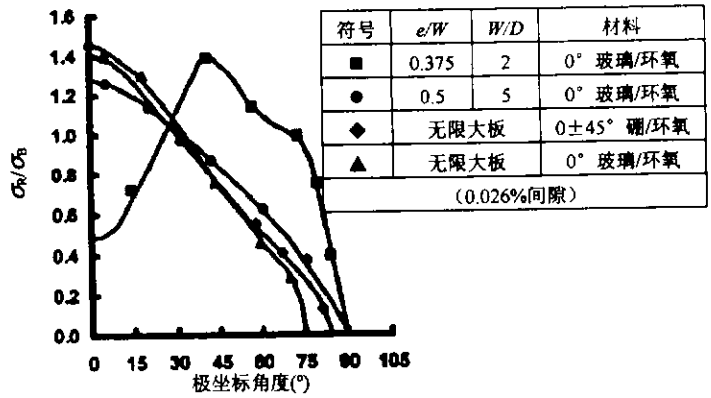


图6.3.2.2(d) 几种连接布局的径向压力分布（文献6.3.2.2(e)）

除了小端距情况外，挤压和旁路载荷的组合也可导致径向压力分布过分偏离“半余弦”

分布，可以用图6.3.2.2(f)的位移特性来理解这一点，对于纯旁路载荷，板和紧固件之间有两处间隙，集中在0°和180°附近；对于纯挤压载荷，唯一的间隙在θ=90°和270°之间。因此对于小的旁路载荷，可以预料唯一的接触区中心在θ=0°附近；而对于大的旁路载荷预期有一个分离的接触区。利用图6.3.2.2(g)定义的符号，用应力分析预计这种形式的连接特性，这种分析要正确模拟紧固件和板之间如图6.3.2.2(h)所示的接触条件。注意在图6.3.2.2(g)中P_{TOT}是连接左端的总载荷，它等于紧固件载荷P_F和旁路载荷P_{BP}之和。

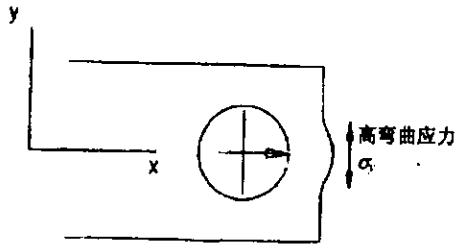


图 6.3.2.2(e)　对于小的 e/D 连接在紧固件前方弯曲变形的现象

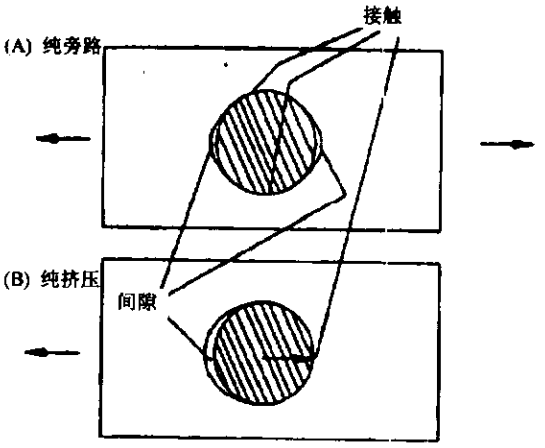


图6.3.2.2(f)　在纯旁路与纯挤压载荷下钉杆/钉孔接触区

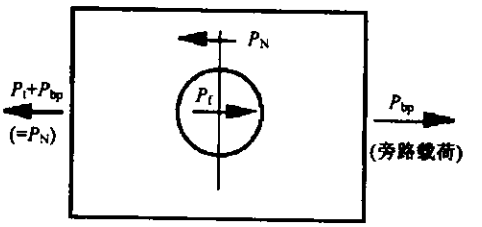


图6.3.2.2(g)　挤压和旁路载荷组合情况的载荷定义

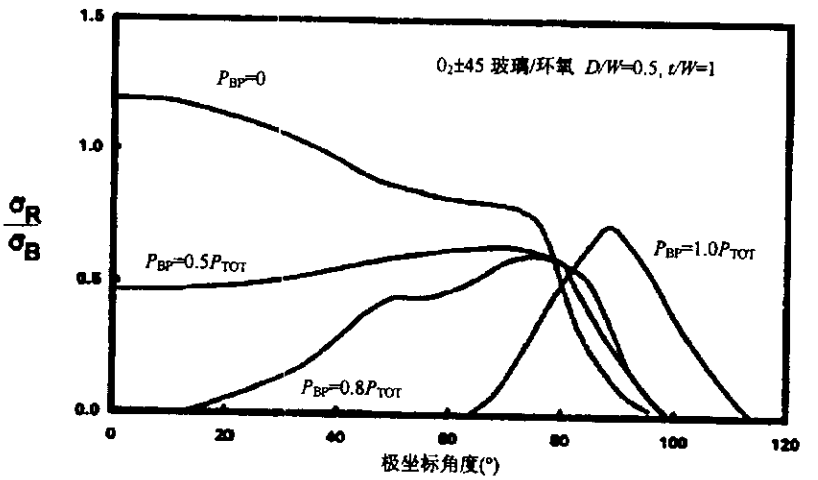


图6.3.2.2(h)　挤压/旁路载荷比对径向压力分布的影响（文献6.3.2.2(e)）

图6.3.2.2(i)说明如何考虑孔边径向位移的影响，它能够影响净截面应力峰值的预计。

在该图中 K_G^{nt} 的预计值（净截面峰值应力除以毛面积应力）用常规的叠加方法得到，即用纯挤压载荷和纯旁路载荷 K_G^{nt} 值的线性组合（图6.3.2.2(i)表示的“线性近似”），并与考虑接触问题得到的相应结果（空心圆孔和方形符号）进行了比较。对于后一种情况在载荷比的大多数范围内曲线相当平缓，在高旁路末端附近迅速降低到稍大于3的水平，经典的各向同性板开孔 K_G^{nt} 值是针对无限大的。在挤压和旁路载荷共同作用下连接的强度值与载荷比的关系应当遵循类似的趋势。

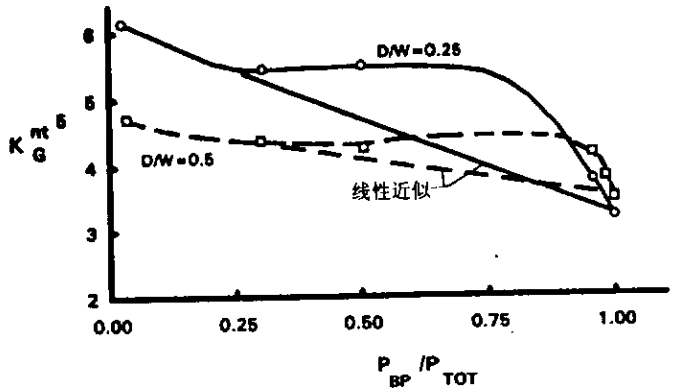


图6.3.2.2(i) 挤压/旁路载荷比对净截面峰值应力的影响（滑配合紧固件）（文献6.3.2.2(e)）

上述结果适用于精密的紧固件配合的情况。对于间隙配合，产生了附加的复杂性，间隙配合代表了相应于通用的机械加工的公差。Crews和Naik（文献6.3.2.2(f)）对间隙配合情况已经进行了大量的分析，紧固件直径6.3 mm（0.25 in），间隙大约0.04 mm（0.0025 in），即间隙大约是钉径的1%*。相应于精密配合情况，径向压力分布有显著变化。对于这种情况，接触区域所对应的角度成为载荷的函数。起始载荷从0°开始，在轴向每侧仅约60°的范围增大到典型的峰值载荷。由于间隙的影响而引起接触角减小导致峰值挤压应力的显著增加。这再次说明“半余弦”载荷分布不能用来预计这种类型的连接特性。

Crews和Naik还说明了对在挤压和旁路载荷共同作用下预计连接破坏，叠加方法的适用性，在他们的分析结果基础上考虑了对Nuismer和Whitney方法的修正。他们观察到对预计净截面拉伸破坏，叠加方法给出足够的精度，虽然预计的径向压力分布差别很大，以致于使叠加方法不能用来研究挤压破坏。

上面描述的基本分析步骤已经被编制成几个计算机软件。在政府赞助下研发的软件有BJSFM（文献6.3.2.2(g)），SAMCJ（文献6.3.2.2(h)），BOLT（文献6.3.2.2(c)和文献6.3.2.2(i)），SCAN（文献6.3.2.2(j)）和BREPAIR（文献6.3.2.2(k)）。BREPAIR软件是专门为复合材料螺接修理而开发的，并且还由紧固件和板的柔度计算了螺栓载荷。

原则上，如果所采用的应力分析方法包括了多孔和板边缘的影响，上述分析方法应该可以考虑剪切破坏模式。然而因为所采用的铺层级失效准则的多样性，和分析进行过程细节的处理，建议在应用这些方法到涉及小端距或孔间距很小的情况前应进行附加的试验修正。

此外，不应当依靠现在的分析方法来预计基体控制的破坏模式，比如挤压破坏。分析

* 注意，整个6.3节提供的国际单位制（SI）等效尺度是“软”变换，即提供了紧固件尺寸的SI尺度，但不变换为SI标准尺寸。

软件一般能够用于预计净截面的破坏，而挤压破坏可直接将平均挤压应力（P/dt）与试验数据相比较来检验。

由螺栓引起的实际的挤压应力在整个层压板厚度上差别很大。鉴于这个理由，试验的结构形式必需与实际连接的几何形状尽量相符，包括层压板厚度、间隙和垫片、以及连接形式（双剪或单剪）和紧固件的类型等。挤压强度取决于如下因素：沉头深度和角度、受载时连接的旋转和钉头的类型。通过把螺栓当作一个梁和层压板当作弹性基础来处理（文献6.3.2.2(l)），可以估计挤压应力在整个厚度上的分布。这些方法适用于估计由于间隙大小的变化或者层压板厚度的变化而引起的挤压应力的变化。它们也可用于确定螺栓中的力矩和剪力分布来预计紧固件的破坏。

已经指出夹持力对层压板失效有显著影响，特别是疲劳载荷情况下。夹持可以抑制分层破坏模式和改变紧固件头部的约束。在上述的二维分析方法中不可能包括这种影响。在利用夹持的有益效果之前，应当考虑层压板应力长期松弛效应。由于这种影响，当进行螺栓挤压试验时应采用最小的夹持力（如果可能的话），即对于直径6.4 mm（1/4 in）的螺栓用手拧紧或1-2 N-m（10-20 in-lb）力矩拧紧，这可能不是紧固件标准的安装扭矩值。

6.3.2.3　失效准则

机械紧固连接设计必须确保所有可能的连接失效模式均不会发生，失效模式如图6.3.2.3所示。可采用的设计实施是选择边距、板厚度和直径以使得在所有可能的破坏模式中尽可能发生净截面拉伸和挤压失效。不过连接将是净截面拉伸/压缩破坏还是挤压破坏还没有一致的意见。文献6.3.2.3(a)建议高承载结构连接设计为以挤压模式破坏，以避免伴随着净截面拉伸破坏而引起的灾难性破坏。虽然这是一个值得赞许的目标，特别是对于单钉连接。然而在大多数情况下这是不现实的，因为增加边距就增加了结构重量。对于常用的宽度-直径比为6的情况，净截面拉伸破坏或者挤压破坏都可能发生，如果应力工程师对螺栓连接的失效模式能够指明一个确定界限那么他也就满意了。对于净截面拉伸破坏不要试图得到比挤压破坏更高的安全系数。用具有高的挤压许用值而发生挤压破坏的连接设计导致在使用中常出现许多问题，如钉孔磨损、燃油泄漏和紧固件疲劳破坏。况且对于多排钉连接，净截面拉伸破坏是不可避免的。

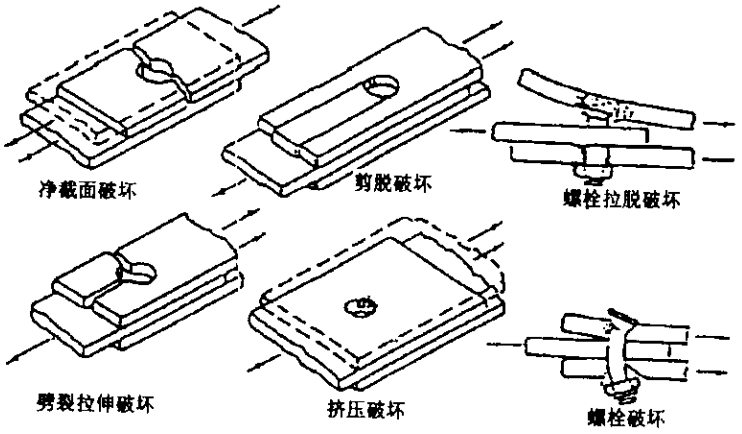


图6.3.2.3　机械紧固连接的失效模式

与金属情况不同，不能够指望复合材料多钉连接具有载荷重新分配的能力，于是某一

个紧固件的挤压破坏就构成了连接破坏。挤压失效准则，或者取挤压屈服载荷，或者根据实际的挤压载荷-位移曲线定义为挤压变形0.02D或0.04D，或者B基准极限载荷，应该取其中最低的。考虑到使用期间的松弛效应，必须评价夹持对挤压破坏的有益影响。

在6.3.2.2节已经讨论了单钉连接的失效准则。对于复合加载或者与其他紧固件相邻，其破坏位置或模式的鉴别不可能与单向载荷如图6.2.2.3所示的那样。对于厚的复合材料最近的研究（文献6.3.2.3(b)）已经表明净截面拉伸破坏不一定发生在与载荷方向成90°的位置上，而是在孔周围的某些其他位置。

6.3.3 设计考虑

6.3.3.1 几何形状

此节留待以后补充。

6.3.3.2 铺贴和铺层顺序

此节留待以后补充。

6.3.3.3 紧固件选择

非金属复合材料结构采用机械紧固件连接不能不受某些限制，这些限制在金属连接设计中是不存在的。换句话说，选择紧固件必须特别小心，要适合于聚合物基复合材料结构。因为这些特殊要求，紧固件制造商已经开发了专门用于复合材料的紧固件。这些紧固件充分发挥了复合材料的挤压能力（至少对于碳/环氧复合材料等于或优于铝合金），不会发生局部失效模式，且对腐蚀不敏感。因此，应当采用这些紧固件或者那些具有这种特性的紧固件。不加鉴别地采用现成的紧固件将会导致连接的过早破坏。

机械紧固连接的设计总是被这样一个原则所指导：被连接的材料应当在紧固件之前破坏，而且这是复合材料的惯例。虽然复合材料具有高的比强度和比刚度，且有良好的抗疲劳性能，当设计连接时必须非常小心地对待当今的复合材料，这是不争的事实。在这方面，主要的结构限制是层压板没有足够的厚度方向强度，这就产生术语“拉脱强度”。当紧固件受拉伸载荷时，为了减少正对层压板的轴向应力有必要增加钉头（或钉尾）的挤压面积。

另外一个关心的方面是挤压应力，它会由于连接的二次弯曲引起紧固件轴旋转而被施加到复合材料层压板中孔边缘上，这种状态可以把一个严厉的限制强加到一个刚度有限的连接上。另一个问题是复合材料无力承受成形紧固件的装配应力，比如实心铆钉或者圆尾的抽钉。除了表面损伤外，比如进入复合材料内部，对层压板表面层内的损伤也可能发生。为此应避免采用这类紧固件，赞成采用两件式的紧固件和抽钉，在装配期间不会产生这种类型的载荷。

由于上述原因，应当选用拉伸头100°沉头钉而不采用剪切头的紧固件，这是因为拉伸头钉的突出面积大于剪切头钉的突出面积。较大的面积改进了复合材料抗拉脱和分层的能力，同时降低了由于螺栓弯曲引起的倾覆力。对于双剪连接也推荐采用这类紧固件。在使用130°沉头钉时应该小心，虽然这种紧固件增加了紧固件的挤压面积，并允许用于薄层压板，但对拉脱强度和抗翘曲力矩的能力会有不利影响。

复合材料充分的挤压能力只能靠采用高固定性的（良好的夹持）紧固件才能获得。固定性是紧固件刚度、钉的配合、装配力、扭矩和钉头、垫圈或成形背面板抗旋转能力等因素的函数，然而因为使用过程中的松弛，标准的设计/分析实践要使用基于手拧紧或者小力

矩拧紧安装紧固件试验的数据。作为许用值计划的一部分，试验也应该按照供应商推荐的方法安装每个紧固件。

随着复合材料的应用，虽然小公差的配合是合乎需要的，但由于存在钉孔层间分层的可能，不能采用干涉配合紧固件。对此规则也有例外，比如已用于生产的一些自动高冲击传动装置，已经表明并未引起复合材料的损伤。

金属紧固件和非金属复合材料层压板之间存在电化学腐蚀，已经排除了几种常用的合金。因为相容性问题，常用的镀层材料也不被采用。复合材料连接紧固件材料的选择已经局限于不产生电化学反应的合金。随着铝合金的被排除，目前设计所用的材料包括未镀层的钛合金和某些耐腐蚀的不锈钢（cres）。显然，这种选择受被连接的复合材料的成分、重量、成本和使用环境的控制。飞机的实践已将紧固件表面涂上防腐剂以进一步减缓电化学腐蚀。

6.3.4 疲劳

复合材料螺栓连接的疲劳性能与金属连接相比一般是很好的。已经观察到在最大循环载荷水平高达70%静强度的作用下，复合材料螺栓连接可以经受非常长的疲劳寿命，而剩余强度减小甚微。在循环载荷下主要的损伤机理通常是以孔伸长形式出现的挤压破坏并在静力剩余强度试验发生净截面拉伸破坏。

虽然复合材料螺栓连接疲劳特性的一般趋势已经很好地被证实，但是个别参数对疲劳性能的影响还需要进一步研究。对于复合材料螺栓连接，这些参数包括材料体系、几何形状、连接细节、载荷模式和环境等。已经实施了几项政府资助的计划，用来评估具体设计对复合材料螺栓连接的影响，文献6.3.4(a)-(e)中给出了典型的例子。然而大量的设计变量使得很难全部弄清楚每个主要设计参数的具体影响。根据文献6.3.4(a)-(e)的结果，后面的小节总结了关键设计参数对复合材料螺栓连接疲劳性能的重要影响。因为每个文献中研究的参数明显不同，很难对其结果直接比较，故仅讨论在试样试验基础上的数据的趋势。

6.3.4.1 载荷模式的影响

在常幅疲劳情况下最严重的加载情况是拉压交变载荷（R=-1）。文献6.3.4(a)的结果指出，如果最大循环挤压应力大于静挤压强度的35%，疲劳破坏将在10^6循环以内发生。然而，文献6.3.4(d)的结果表明，10^6次循环疲劳的门槛值高于静强度的67%。在试件受到拉压交变载荷观测到的失效是由局部挤压和过分的孔伸长引起的。在试样大部分疲劳寿命期间孔伸长增加缓慢，但是邻近疲劳寿命后期时快速增加，即一旦挤压破坏模式突然发生，孔的伸长从很低的值（1-2%初始孔径）增加到截止值（>10%）仅在几个循环内。对于拉-压疲劳，疲劳门槛值随比值R的减小而增加，拉-拉载荷是最不严重的常幅疲劳载荷。

文献6.3.4(a)，6.3.4(c)和6.3.4(d)用典型的飞机谱载荷研究了变幅疲劳载荷对复合材料螺栓连接疲劳性能的影响。文献6.3.4(a)的结果说明试样经受住典型的垂直安定面谱载荷的两倍寿命而没有疲劳破坏。这些试验所用的最大谱载荷从静强度的0.66倍到1.25倍。文献6.3.4(d)试验了4种载荷谱以研究谱分布图和载荷截取水平的影响，试验结果表明对所研究的谱载荷没有发生疲劳破坏，疲劳寿命也没有明显差别。谱最大应力是静强度的78%，谱最小应力是静强度的-49%。

在文献6.3.4(c)中建立了大量的复合材料螺栓连接谱敏感度的数据库。在该文献中所研

究的谱参数包括加载频率、谱的截取、应力水平、外延寿命、温度和湿度、以及试样尺寸等。在该文献中总共试验了约600件试样，在螺栓连接试样的复合材料部分没有观测到疲劳破坏。复合材料无疲劳破坏的事实证实了，复合材料螺栓连接在正常的使用载荷下对拉伸疲劳相当不敏感。这些结果还说明复合材料螺栓连接甚至在严重的环境下对疲劳也不敏感，例如实际飞行历程的载荷和温度，以及在120°C（250°F）湿热条件，70%静强度载荷水平下加速疲劳15倍寿命。这并不意味紧固件不发生破坏，有时由于复合材料刚度或者装配原因会突然发生破坏。

6.3.4.2 连接几何形状的影响

文献6.3.4(d)研究了紧固件直径和间距对复合材料螺栓连接疲劳性能的影响。研究中考虑了3种紧固件直径（6.4，9.5和13 mm（0.25，0.375和0.5 in））和3种紧固件间距-直径比（3.0，4.0和6.0）。结果表明间距-直径比大的试件，疲劳性能比小间距-直径比试件的低。文献中有限的数据不足以得出一般的结论。然而文献6.3.4(d)的结果是利用毛面积应力给出的，较宽试样较低的疲劳性能可能是由于紧固件较高的载荷引起的，并导致紧固件或连接破坏。

文献6.3.4(a)比较了单搭接与双搭接连接的疲劳性能。该文献的试验结果说明挤压应力门槛值不太受两种连接形式差别的影响。

文献6.3.4(a)还研究了螺栓挤压/旁路应力相互作用对疲劳性能的影响。文中考虑了螺栓载荷与总载荷的比值为0.0，0.2，0.33和1.0的连接。这些试验结果说明失效模式随挤压/旁路应力比而变化。对于比值为0.0（或开孔）的试样，试验观察到发生净截面拉伸破坏。当挤压载荷达到20%总载荷时，半数试件发生净截面拉伸破坏，另外一半试件发生局部挤压破坏。当挤压载荷达到33%总载荷时，观测到由孔过分伸长引起的局部挤压破坏，与全挤压情况的结果类似。

6.3.4.3 接头细节的影响

文献6.3.4(a)和6.3.4(d)研究了接头细节设计对复合材料螺栓连接疲劳性能的影响。文献6.3.4(d)研究了钉配合的影响，共考虑了4种孔径情况，通过控制大于和小于名义尺寸来达到不同的配合，包括轻微的干涉配合。作用的循环载荷水平大于50%静强度，对于不同钉配合情况，疲劳性能没有明显的差别。试件试验采用应力比R=-1.0。

文献6.3.4(a)研究了钉拧紧力矩对疲劳性能的影响。这些试验结果表明失效模式没有变化，而疲劳性能随拧紧力矩的增加而改善。结果还表明，在低拧紧力矩时孔的伸长随疲劳循环逐渐增加，在高拧紧力矩时孔的循环伸长速率急剧增加。

文献6.3.4(a)还研究了沉头对连接性能的影响。当采用沉头（100°拉伸头）钢紧固件时近一半的试验结果发生钉破坏，紧固件为拉伸失效模式，破坏位置在钉头/钉杆交界处附近。将这些结果与凸头钢钉的结果进行比较可以看到，在常幅循环挤压应力作用下，沉头的影响是较早出现孔的伸长。还看到当采用沉头钉时疲劳门槛值较低。当用沉头钛合金紧固件代替钢紧固件时，每个试件都发生紧固件破坏。

6.3.4.4 层压板铺层比例的影响

文献6.3.4(a)研究了层压板铺层比例对连接性能的影响，共研究了3种层压板铺层（50/40/10），（70/20/10）和（30/60/10）。该研究结果说明，尽管这些层压板的静挤压强度不同，但是10^6次循环疲劳门槛值近似相等。

6.3.4.5 环境的影响

文献6.3.4(a)和6.3.4(c)实验评估了温度和湿度的影响。研究结果说明在热/湿（103°C/湿（218°F/湿））条件下疲劳门槛值可能比较低。

6.3.4.6 试件厚度的影响

文献6.3.4(d)研究了层压板厚度对疲劳性能的影响，文献6.3.4(c)评估了试件尺寸的影响。结果表明在6.4-13 mm（0.25-0.50 in）厚度范围内，厚度对疲劳门槛值的影响不明显。文献6.3.4(c)比较了小尺寸和大尺寸的连接疲劳性能，指出没有明显的增大效应。

6.3.4.7 剩余强度

文献6.3.4(c)生成的大量剩余强度数据指出复合材料螺栓连接具有极好的静强度保持能力。其他研究结果也支持这种看法。文献6.3.4(c)观察到疲劳强度降低的最大百分比只是静强度的8%，没有实时或环境对剩余强度减小的影响会比这还要大。因此，为了考虑在实际的使用环境下拉伸疲劳对复合材料螺栓连接疲劳性能的影响，用一个设计静拉伸强度降低因子是适当的。

6.3.5 试验验证

除了进行连接试样得到基本数据之外，还应当进行元件试验以便能验证连接分析、失效模式和破坏位置，这对于主要的连接和传载复杂的连接是特别重要的。试验的目的是使预计方法中的连接特性得以保证，或者知道在何处分析是不够的。

结构连接试验通常在设计过程的早期就要确定，如果采用积木式方法的话，它是验证过程的一部分，见第一卷的2.1.1节。试件按复杂性程度可划分为元件、组合件或部件。对于图6.3.5(a)和图6.3.5(b)中的战斗机机翼结构，示出了所试验的连接形式的几个例子。

螺栓连接元件或组合件试验通常是在具有足够测量设备的大气环境下进行的，可以完全表征载荷传递的细节：螺栓载荷和旁路载荷的方向及数值。万一在低温或高温又伴随吸湿量对载荷分布会产生显著变化时，其他环境条件下的试验也是需要的。

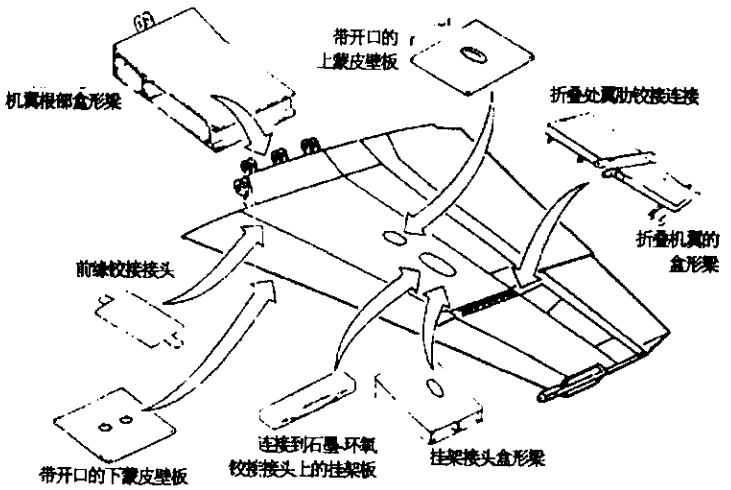


图6.3.5(a) 机翼组合件试验

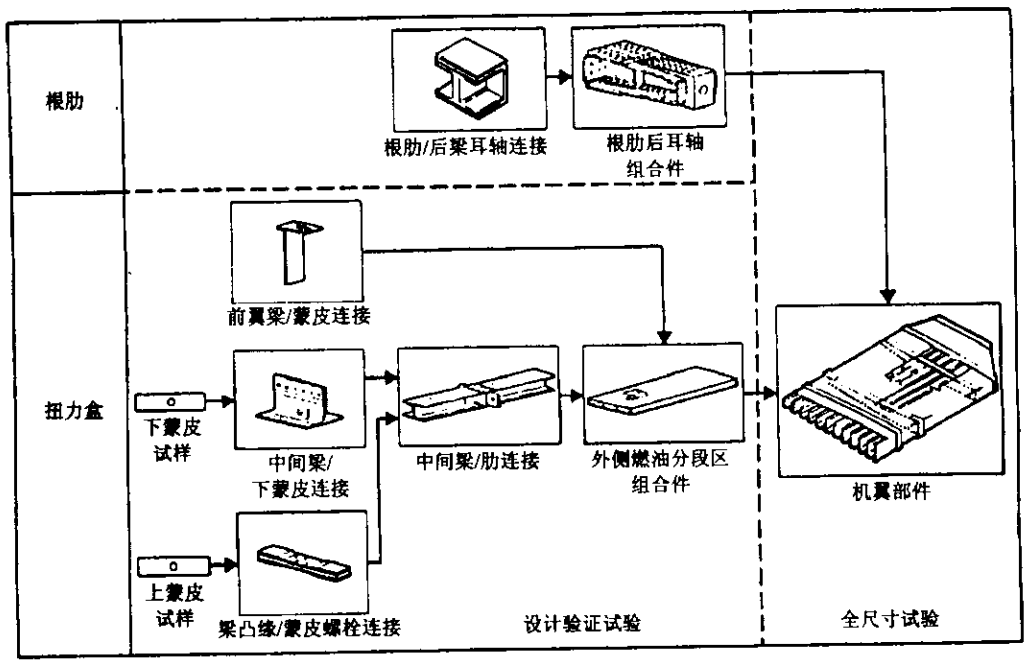


图6.3.5(b)　复合材料机翼/机身计划中的机翼结构的积木式验证方法（文献6.3.5）

参考文献

6.2.1(a) Volkersen, O., "Die Nietkraftverteilung in Zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschenquerschnitten," *Luftfahrtforschung*, Vol 15, 1938, pp. 4-47.

6.2.1(b) Goland, M. and Reissner, E., "Stresses In Cemented Joints," *Journal of Applied Mechanics*, Vol 11, 1944, pp. A17-A27.

6.2.1(c) Kutscha, D. and Hofer, K., "Feasibility of Joining Advanced Composite Flight Vehicle Structures," Air Force Materials Laboratory Report AFML-TR-68-391, 1968.

6.2.1(d) Dickson, J.N., Hsu, T.N., and McSkinney, J.N., "Development of an Understanding of the Fatigue Phenomena of Bonded and Bolted Joints In Advanced Filamentary Composite Materials, Volume I, Analysis Methods," Lockheed Georgia Aircraft Company, USAF Contract Report AFFDL-TR 72-64, Volume I, June 1972.

6.2.1(e) Grimes, G.C., Wah, T., et al, "The Development of Non-Linear Analysis Methods for Bonded Joints in Advanced Filamentary Composite Structures," Southwest Research Institute, USAF Contract Report AFML-TR-72-97, September 1972.

6.2.1(f) Renton, W.J., "The Analysis and Design of Composite Materials Bonded Joints Under Static and Fatigue Loadings," PhD Thesis, University of Delaware, 1973.

6.2.1(g) Renton, W.J. and Vinson, J.R., "The Analysis and Design of Composite Materials Bonded Joints under Static and Fatigue Loadings," Air Force Office of Scientific Research Report TR-73-1627, 1973

6.2.1(h) Oplinger, D.W., "Stress Analysis of Composite Joints," *Proceedings of 4th Army Materials Technology Conference*, Brook Hill Publishing Co., Newton MA, 1975, pp 405-51.

6.2.1(i) Hart-Smith, L.J., AFFDL-TR-72-130, pp 813-856. 6.2.1(j) Hart-Smith, L.J., "Adhesive Bonded Double Lap Joints," NASA Langley Contractor Report NASA CR-112235 1973.

6.2.1(k) Hart-Smith, L.J., "Adhesive Bonded Single Lap Joints," NASA Langley Contractor Report NASA CR-112236, 1973.

6.2.1(l) Hart-Smith, L.J., "Adhesive Bonded Scarf and Stepped-Lap Joints," NASA Langley Contractor Report NASA CR-112237, 1973.

6.2.1(m) Hart-Smith, L.J., "Analysis and Design of Advanced Composite Bonded Joints," NASA Langley Contractor Report NASA CR-2218, 1973.

6.2.1(n) Hart-Smith, L.J., "Advances in the Analysis and Design of Adhesive-Bonded Joints in Composite Aerospace Structures," *SAMPE Process Engineering Series*, Vol 19, SAMPE, Azusa, 1974, pp 722-737.

6.2.1(o) *Primary Adhesively Bonded Structure (PABST) Technology*, Air Force Contract F33615-75-C-3016, 1975.

6.2.1(p) Thrall, E.W., "Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST) Phase 1b: Preliminary Design," Air Force Flight Dynamics Laboratory Report AFFDL-TR-76-141, 1976.

6.2.1(q) Shannon, R.W., et al, "Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST) General Material Property Data," Air Force Flight Dynamics Laboratory Report AFFDL-TR-77-101 1977.

6.2.1(r) Land, K.L., Lennert, F.B., et al, "Primary Adhesively Bonded Structure Technology (PABST): Tooling, Fabrication and Quality Assurance Report," USAF Technical Report AFFDL-TR-79-3154, October 1979.

6.2.1(s) Hart-Smith, L.J., "Adhesive Bond Stresses and Strains at discontinuities and Cracks in Bonded Structures," *Transactions of the ASME. Journal of Engineering Materials and Technology*, Vol 100, January 1978, pp. 15-24.

6.2.1(t) Hart-Smith, L.J., "Differences Between Adhesive Behavior in Test coupons and Structural Joints," Douglas Aircraft Company paper 7066, Presented to ASTM Adhesives Committee D-14 Meeting, Phoenix, Arizona, 1981.

6.2.1(u) Hart-Smith, L.J., "Design Methodology for Bonded-Bolted Composite Joints," Douglas Aircraft Company, USAF Contract Report AFWAL-TR-81-3154, Vol I and II, February 1982.

6.2.1(v) Thrall, E.W., Jr., "Failures in Adhesively Bonded Structures," AGARD-NATO Lecture Series No. 102, "Bonded Joints and Preparation for Bonding," Oslo, Norway, and The Hague, Netherlands, April 1979 and Dayton, Ohio, October 1979.

6.2.1(w) Hart-Smith, L.J., "Further Developments in the Design and Analysis of Adhesive-Bonded Structural Joints," Douglas

Aircraft Co. Paper No. 6922, presented at the ASTM Symposium on Joining of Composite Materials, Minneapolis MN April 1980

6.2.1(x) Hart-Smith, L.J., "Adhesive Bonding of Aircraft Primary Structures," Douglas Aircraft Company Paper 6979, Presented to SAE Aerospace Congress and Exposition, Los Angeles, California, October 1980.

6.2.1(y) Hart-Smith, L.J., "Stress Analysis: A Continuum Analysis Approach" in *Developments in Adhesives - 2*, ed. A. J. Kinloch, Applied Science Publishers, England, 1981, pp. 1-44.

6.2.1(z) Hart-Smith, L.J., "Effects of Adhesive Layer Edge Thickness on Strength of Adhesive-Bonded Joints" Quarterly Progress Report No. 3, Air Force Contract F33615-80-C-5092, 1981.

6.2.1(aa) Hart-Smith, L.J., "Effects of Flaws and Porosity on Strength of Adhesive-Bonded Joints" Quarterly Progress Report No. 5, Air Force Contract F33615-80-C-5092, 1981.

6.2.1(ab) Hart-Smith, L.J. and Bunin, B.L., "Selection of Taper Angles for Doublers, Splices and Thickness Transition in Fibrous Composite Structures," *Proceedings of 6th Conference On Fibrous Composites in Structural Design*, Army Materials and Mechanics Research Center Manuscript Report AMMRC MS 83-8, 1983.

6.2.1(ac) Nelson, W.D., Bunin, B.L., and Hart-Smith, L.J., "Critical Joints in Large Composite Aircraft Structure," *Proceedings of 6th Conference On Fibrous Composites in Structural Design*, Army Materials and Mechanics Research Center Manuscript Report AMMRC MS 83-8, 1983.

6.2.1(ad) Oplinger, D.W., "A Layered Beam Theory for Single Lap Joints," U.S. Army Materials Technology Laboratory Report MTL TR 91-23, 1991.

6.2.1(ae) Oplinger, D.W., "Effects of Adherend Deflections on Single Lap Joints," *Int. J. Solids Structures*, Vol 31, No. 18, 1994, pp. 2565-2587.

6.2.2.1(a) Hart-Smith, L.J., "Adhesively Bonded Joints in Fibrous Composite Structures," Douglas Aircraft Paper 7740, presented to the International Symposium on Joining and Repair of Fibre-Reinforced Plastics, Imperial College, London, 1986.

6.2.2.1(b) Hart-Smith, L.J., "Induced Peel Stresses in Adhesive-Bonded Joints," Douglas Aircraft Company, Technical Report MDC-J9422A, August 1982.

6.2.2.6(a) Hart-Smith, L.J., Brown, D. and Wong, S., "Surface Preparations for Ensuring that the Glue will Stick in Bonded Composite Structures," *10th DoD/NASA/FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design*, Hilton Head Is, SC, 1993.

6.2.2.6(b) Hart-Smith, L.J., Ochsner, W., and Radecky, R.L., "Surface Preparation of Fibrous Composites for Adhesive Bonding or Painting," *Douglas Service Magazine*, First quarter 1984, pp 12-22.

6.2.2.6(c) Hart-Smith, L.J., Ochsner, W., and Radecky, R.L., "Surface Preparation of Fibrous Composites for Adhesive Bonding or Painting," *Canadair Service News*, Summer 1985, 1985, pp. 2-8.

6.2.2.7(a) Frazier, T.B. and Lajoie, A.D., "Durability of Adhesive Joints," Air Force Materials Laboratory Report AFML TR-74-26, Bell Helicopter Company, 1974.

6.2.2.7(b) Becker, E.B., et al, "Viscoelastic Stress Analysis Including Moisture Diffusion for Adhesively Bonded Joints," Air Force Materials Laboratory Report AFWAL-TR-84-4057, 1984.

6.2.2.7(c) Jurf, R. and Vinson, J., "Effects of Moisture on the Static and Viscoelastic Shear Properties of Adhesive Joints," Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering Report MAE TR 257, University of Delaware, 1984.

6.2.2.7(d) Mostovoy, S., Ripling, E.J., and Bersch, C.F., "Fracture Toughness of Adhesive Joints," *J. Adhesion*, Vol 3, 1971, pp. 125-44.

6.2.2.7(e) DeVries, K.L., Williams, M.L., and Chang, M.D., "Adhesive Fracture of a Lap Shear Joint," *Experimental Mechanics*, Vol 14, 1966, pp 89-97.

6.2.2.7(f) Trantina, G.G. "Fracture Mechanics Approach to Adhesive Joints," University of Illinois Dept. of Theoretical and Applied Mechanics Report T&AM 350, Contract N00019-71-0323, 1971.

6.2.2.7(g) Trantina, G.G., "Combined Mode Crack Extension in Adhesive Joints," University of Illinois Dept. of Theoretical and

Applied Mechanics Report T&AM 350, Contract N00019-71-C-0323, 1971.

6.2.2.7(h) Keer, L.M., "Stress Analysis of Bond Layers," *Trans. ASME J. Appl. Mech.*, Vol 41, 1974, pp 679-83.

6.2.2.7(i) Knauss, J.F., "Fatigue Life Prediction of Bonded Primary Joints," NASA Contractor Report NASA-CR-159049, 1979.

6.2.2.7(j) Wang, S.S. and Yau, J.F., "Analysis of Interface Cracks in Adhesively Bonded Lap Shear Joints," NASA Contractor Report NASA-CR-165438, 1981.

6.2.2.7(k) Johnson, W.S. and Mall, S., "A Fracture Mechanics Approach for Designing Adhesively Bonded Joints".

6.2.3.6 Oplinger, D.W. "Effects of Mesh Refinement on Finite Element Analysis of Bonded Joints," U.S. Army Research Laboratory Study (Unpublished), 1983.

6.3.1 Whitman, B., Shyprykevich, P., and Whiteside, J.B., "Design of the B-1 Composite Horizontal Stabilizer Root Joint," *Third NASA/USAF Conference on Fibrous Composites in Flight Vehicles Design*, Williamsburg, VA, November 4-6, 1976.

6.3.2.1(a) Ramkumar, R.L., Saether, E.S., Appa, K., "Strength Analysis of Laminated and Metallic Plates Bolted Together by Many Fasteners," AFWAL-TR-86-3034, July, 1986.

6.3.2.1(b) Xiong, Y. and Poon, C., "A Design Model for Composite Joints with Multiple Fasteners," National Research Council, Canada, IAR-AN-80, August 1994.

6.3.2.1(c) Griffin, O.H., et. al., "Analysis of Multifastener Composite Joints," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol 31, No. 2, March-April 1994.

6.3.2.1(d) ACEE Composite Structures Technology, *Papers by Douglas Aircraft Company*, ed. M. Klotzsche, NASA-CR-172359, August 1984.

6.3.2.2(a) Whitney, J.M. and Nuismer, R.J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," *J. Composite Materials*, Vol 8, July, 1974, pp. 235-265.

6.3.2.2(b) Hart-Smith, J., "Mechanically-Fastened Joints for Advanced Composites Phenomenological Considerations and Simple Analysis," *Fibrous Composites in Structural Design*, ed. Edward M. Lenoe, Donald W. Oplinger, John J. Burke, Plenum Press, 1980.

6.3.2.2(c) Chang, F., Scott, R.A., Springer, G.S., "Strength of Mechanically Fastened Composite Joints," Air Force Wright Aeronautical Laboratories Technical Report AFWAL-TR-82-4095.

6.3.2.2(d) Lekhnitskii, S.G., *Anisotropic Plates*, Gordon and Breach Science Publishers, New York, 1968.

6.3.2.2(e) Oplinger, D.W., "On the Structural Behavior of Mechanically Fastened Joints" in *Fibrous Composites in Structural Design*, ed. Edward M. Lenoe, Donald W. Oplinger, John J. Burke, Plenum Press, 1980.

6.3.2.2(f) Crews, J.H., and Naik, R.A., "Combined Bearing and Bypass Loading on a Graphite/Epoxy Laminate," *Composite Structures*, Vol 6, 1968, pp. 21-40.

6.3.2.2(g) Garbo, S.P. and Ogonowski, J.M., "Effect of Variances and Manufacturing Tolerances on the Design Strength and Life of Mechanically Fastened Composite Joints, Volume 3 -Bolted Joint Stress Field Model (BJSFM) Computer Program User's Manual," Air Force Wright Aeronautical Laboratories Technical Report AFWAL-TR-81-3041, April 1981.

6.3.2.2(h) Ramkumar, R.L., Saether, E.S., and Appa, K., "Strength Analysis of Laminated and Metallic Plates Bolted Together by Many Fasteners," Air Force Wright Aeronautical Laboratories Technical Report AFWAL-TR-86-3034, July 1986.

6.3.2.2(i) Chang, F., Scott, R.A., and Springer, G.S., "Strength of Bolted Joints in Laminated Composites," Air Force Wright Aeronautical Laboratories Technical Report AFWAL-TR-84-4029.

6.3.2.2(j) Hoehn, G., "Enhanced Analysis/Design Methodology Development for High Load Joints and Attachments for Composite Structures," Naval Air Development Center Technical Report.

6.3.2.2(k) Bohlmann, R.E., Renieri, G.D., Horton, E.K., "Bolted Repair Analysis Methodology," Naval Air Development Center Technical Report NADC-81063-60, Dec 1982.

6.3.2.2(l) Harris, H.G., Ojalvo, I. U., and Hooson, R.E., "Stress and Deflection Analysis of Mechanically Fastened Joints," Air Force Flight Dynamics Laboratory Technical Report AFFDL-TR-70-49, May 1970.

6.3.2.3(a) Ramkumar, R.L., Saether, E.S., Cheng, D., "Design Guide for Bolted Joints in Composite Structures," Air Force Wright Aeronautical Report AFWAL-TR-86-3035, March 1986.

6.3.2.3(b) Cohen, D., Hyer, M. W., Shuart, M. J., Griffin, O. H., Prasad, C., Yalamanchili, S. R., "Failure Criterion for Thick Multifastener Graphite-Epoxy Composite Joints," *Journal of Composites Technology & Research*, JCTRER, Vol . 17, No. 3, July 1995, pp. 237-248.

6.3.4(a) Ramkumar, R.L., and Tossavainen, E.W., "Bolted Joints in Composite Structures: Design, Analysis and Verification, Task I Test Results–Single Fastener Joints," AFWAL-TR-84-3047, August 1984.

6.3.4(b) Garbo, S.P., and Ogonowski, J.M., "Effects of Variances and Manufacturing Tolerances on the Design Strength and Life of Mechanically Fastened Composite Joints," Vol 1, 2 and 3, AFWAL-TR-81-3041, April 1981.

6.3.4(c) Jeans, L.L., Grimes, G.C., and Kan, H.P., "Fatigue Spectrum Sensitivity Study for Advanced Composite Materials, Volume I - Technical Summary," AFWAL-TR-80-3130, Vol I, December 1980.

6.3.4(d) Walter, R.W., and Tuttle, M.M., "Investigation of Static and Cyclic Failure Mechanisms for GR/EP Laminates," *Proceedings of the Ninth DoD/NASA/FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design*, DOT/FAA/CT-92-25, September 1992, p. I-167.

6.3.4(e) Walter, R.W., and Porter, T.R., "Impact of Design Parameters on Static, Fatigue and Residual Strength of GR/EP Bolted Joints," *Proceedings of the Tenth DoD/NASA/FAA Conference on Fibrous Composites in Structural Design*, NAWCADWAR-94096-60, p. III-75, April 1994.

6.3.5 Whitehead, R.S., et al., "Composite Wing/Fuselage Program," AFWAL-TR-883098, Vol 1-4., February, 1989.

第7章　损伤阻抗、耐久性和损伤容限

7.1　概述和一般指南

7.1.1　原理

工程结构必须能在规定的寿命期间实现其功能，并满足安全性和经济性目标。这些结构会遭遇各种事件，包括载荷、环境和损伤威胁。这些事件的单独作用或者累积作用会使结构退化，这又反过来会影响结构实现其功能的能力。

在很多情况下，由于损伤存在的不定性和有关的经济性考虑，使得必须依赖检测和修理计划来确保维持所需的结构能力。由于各种原因，很难预计制造缺陷和使用损伤的位置和/或其严重性。复杂的载荷和/或结构构型会引起次要的载荷，这在设计过程中是无法精确预计的。有些制造缺陷在结构投入使用以前可能都是不可检的。例如，胶接时表面受到污染的连接，直到弱的胶层在使用中进一步退化以前，恐怕也是不可检的。在收集到使用数据以前，很难清楚地确定与损伤威胁有关的各种参数（如严重性、出现次数和几何尺寸）；此外，通常还没有建立工程方法来预计明确定义的损伤事件所产生的损伤。经济性问题包括一次性和重复性的成本构成。由于有大量的外部事件、加之其与结构状态、结构响应、以及外部事件历程之间的相互依赖关系，要在所有预期条件下明确验证结构能力，可能需要无法忍受的高昂的一次性工程或试验费用。此外，很多应用情况中有大量与重量相关的重复性成本，这就排除了使用那些过于保守但比较简单的方法。

编制检测计划的目标是要在损伤使结构能力降低到要求的水平以前，能以可接受的可靠性水平将损伤检测出来。为了实现这个目标，必须基于对损伤威胁、损伤扩展速率、检测概率和威胁结构安全的损伤尺寸的足够了解，选择每个结构位置所用的检测技术和检查间隔。为避免频繁修理引起过多的费用，检测方法应将结构的退化加以定量，以支持精确的剩余强度评定。

这种把检测计划与损伤威胁、损伤扩展速率和剩余强度的知识相结合的概念，称为“损伤容限”。具体地说，损伤容限是结构在含有疲劳、腐蚀、环境、意外事件和其他原因所产生的损伤情况下，在通过检测或由故障查出损伤并进行修理以前，结构能够承受设计载荷的能力。

耐久性通常与损伤容限一起考虑，达到满足经济性和功能性的目标。具体地说，耐久性是结构应用在其整个寿命期间能保持适当性能（强度、刚度和环境阻抗）的能力，在此寿命期间任何退化是可控的，如果需要，能用经济上可接受的维护方法进行修理。正如这两个定义所表明的，耐久性主要涉及经济性内容，而损伤容限则关注安全性问题。例如，耐久性常常涉及由于使用环境引起的损伤起始。在损伤容限设计的原则下，与起始相应的小损伤可能很难检测，但不会威胁到结构的完整性。

7.1.2　与复合材料有关的内容

应把所有的结构应用设计成损伤容限和耐久的。在应用复合材料时，一个典型的设计目标是，其设计使用目标和可靠性目标要达到或超过用其他材料制造的同样结构，且不增

加维护成本。复合材料通常具有的良好疲劳阻抗和抗腐蚀特性有助于满足这些目标。然而，复合材料的独特特性也在研制安全、耐久结构时提出了一些重大的挑战。

某些聚合物树脂的脆性性质引起了人们对其抵抗损伤能力的关注，并关注如果产生了损伤，在损伤检出以前能否承受所需载荷的能力。对金属结构关注的主要问题是拉伸裂纹扩展和腐蚀，而聚合物基复合材料则更关注其他损伤，如由冲击事件引起的分层和纤维断裂、以及环境退化。此外，与拉伸一样，复合材料对压缩和剪切有着独特的损伤敏感性。

复合材料结构中冲击事件引起的损伤通常比金属更严重，而且更不易于发现。由于性能的立即退化使得威胁更大，所以复合材料结构和材料的评定中使用了另一种性能：损伤阻抗。损伤阻抗用来度量定义一个事件或事件包线（如用规定的冲击头和冲击能量（或力）进行冲击范围）的参数与其产生的损伤尺寸和类型之间的关系。

损伤阻抗和损伤容限的差别在于，前者定量描述具体损伤事件产生的损伤，而后者阐明了结构对容许具体损伤状态的能力。损伤阻抗与耐久性一样，主要涉及经济性问题（如具体的部件需要多长时间进行修理），而损伤容限则涉及部件的安全使用。

对具体的应用情况，损伤阻抗和损伤容限的最佳平衡涉及到设计过程早期对若干技术和经济问题的考虑。设计过程中，常常要在材料和结构水平上对损伤阻抗和损伤容限进行权衡。此外，所选材料与结构构型对材料和制造成本、与检测和修理有关的使用成本以及结构重量都有重要影响。例如，与非韧性体系相比，韧性树脂材料体系通常改善了损伤阻抗，从而降低了有关不太严重的冲击事件所产生损伤的维护成本。但韧性材料这些成本的降低又以材料的高单价成本为代价。此外，这些材料也会降低结构含大损伤或缺口时的受拉能力，有可能要增加材料来满足限制载荷下的结构能力要求；额外的材料和相应的重量又分别导致了较高的材料和燃油成本。

7.1.3 通用指南

影响着复合材料结构损伤阻抗、耐久性和损伤容限的因素有很多。此外，这些因素间存在着复杂的相互影响，可能产生无法直观判断的结果；同时，一个因素的改变常常会改善损伤阻抗、耐久性和损伤容限中的一个方面，但却降低了其他两个性能。为了开发出能经济地满足所有设计准则的均衡设计，复合材料结构的研制者对这些因素和它们的相互作用的了解，就像对结构应用的了解一样都是很重要的。为此，本章详细讨论了损伤阻抗、耐久性和损伤容限这些方面各自的影响因素和设计指南（7.5到7.8节）。下面几段概括了一些有特殊意义和重要相互作用的方面，目的是要强调涉及下面详细信息的有关各节。

1. 结构研制计划的重要部分，是要确定结构能承受不同要求载荷水平（极限载荷、限制载荷等）时容许的损伤，这一信息可用于建立适当的维护、检测和实时监控技术，以保证安全。损伤容限评估的着重点应是，在出现一些“严重”和“无法预期”的事件时（而不仅是在出现可能损伤情况时）保证结构的安全。
2. 损伤容限方法要用检测程序和结构设计概念来保证安全，而不是传统的用于极限载荷的安全系数。整个结构损伤容限数据库的信息应该包括剩余强度特性、对损伤扩展和环境退化的敏感性、维修实践、以及服役使用参数和损伤的经历。
3. 纤维和基体材料、材料形式和制造工艺处于经常改变之中，这就要求对耐久性和损伤容限原则、众多参数间的相互影响有透彻的了解，并能巧妙与创造性地采用它们来达到耐久性和安全性的目的。此外，新材料和材料形式可能呈现与原有材

料和结构明显不同的响应（即会出现“意外”），因此不应盲目遵循基于原有研制工作得出的信息和指南。

4. 只严格满足条例要求不能保证确定经济的维修方法。例如，对关键部位目视勉强可见冲击损伤（BVID）的极限载荷要求（见FAR23.573，AC 20-107A等），使得没有足够的数据来确定在裕度较高区域的许用损伤限制（ADL）。类似地，离散源损伤要求的符合性验证，通常要证实在关键部位有大缺口时仍具有适当的结构能力。这些要求中没有一个能建立保证安全的维修检测方法，来发现最小可检、然而是最严重的缺陷（即把结构能力降低至限制载荷的缺陷），从而不应把支持数据库只局限于这些条件。需要有一个有关全部损伤变量范围和结构部位的广泛的剩余强度数据库，对用于结构修理手册的ADL提供深入的理解。例如，对于远离加筋元件和受载较小的结构区域，明显可见的损伤（即低于ADL）可能是可以接受的。对每种特有损伤形式（冲击、孔等）提供的剩余强度曲线形式的广泛表征，也有助于确定使强度降低到限制载荷时所对应的损伤情况。
5. 明确规定的检测程序是：(1)能定量描述损伤，足以评定与许用损伤限制值（ADL）的符合性；(2)能可靠地发现达到临界损伤门槛值（CDT）的损伤（如7.2.1节中所讨论的）；这样的程序会有助于提供与金属结构情况同样或更好的维修方法。明确定义的损伤尺度有助于检测程序的定量化，以用于确定所检出损伤的结构响应。
6. 目前，最基本的复合材料结构检测方法是目视检查；因此凹坑深度变成了常用的损伤度量。研制工作应该确定与一般目视（波音公司的专用术语是监视）和详细目视水平可检门槛值这两种情况相对应的凹坑深度。凹坑深度的衰减是由于粘弹性或其他材料和结构行为的结果，在维修检测程序和用于验证符合性的损伤选择中，必须考虑凹坑深度衰减的影响。
7. 推动对损伤和结构变量进行更完全表征的另一因素是，具体结构细节件的内部损伤状态并不只是与凹坑深度惟一相关，它是冲击变量（即冲击头几何尺寸、能量水平、冲击角度等）的复杂函数。应该评定一定范围内的这些变量值，来了解它们之间的关系，并确定其导致最大剩余强度降的组合情况。
8. 对于用允许损伤扩展的方法进行验证的结构，必须具有相应的服役检测技术，这种检测技术能在其达到临界值以前适当地检出损伤。在把这些检测方法提交给这种验证方法以前，应证实它们是经济可行的。此外，损伤扩展必须是可预计的，从而能可靠地确定检查的间隔。

7.1.4 各节的安排

本章阐述了与复合材料结构损伤阻抗、耐久性和损伤容限相关的大量内容。讨论大多依赖于飞机工业界得到的经验，因为它代表了复合材料和损伤容限原理的主要应用领域。由于有关的复合材料技术还在持续发展中，更多的应用和使用经历将会进一步更新，并更加完整地理解：(1)可能的损伤威胁；(2)在复合材料设计中达到所需可靠性的方法；(3)损伤容限的设计改进和维修方法。

7.2节集中讨论军用、民用航空应用的要求以及符合性方法。7.3节中讨论各种复合材料损伤类型的特征并列出了可能的损伤源。7.4节讨论复合材料的损伤检测方法和它们的局限性。7.1-7.4节的内容比较成熟。

7.5-7.8节占了本章的大部分内容，阐述了主要的材料和结构响应，它们分别是损伤阻抗、耐久性、循环载荷下的损伤扩展以及剩余强度。每一节都包括对下列内容的详细讨论：(1)影响响应的主要因素；(2)与设计有关的内容和满足设计目标和要求的指南；(3)试验方法和问题；以及(4)分析预计方法、其应用及在预计所观察响应方面的成功例子。

到目前为止，7.5-7.8节中的所有内容还没有完成。在7.5节损伤阻抗中，目前只有关于影响因素和指南的信息，有关试验和分析方法的内容有待以后补充。在7.6节耐久性中，目前只有很少量的信息，有待以后来完成该节。7.7节循环载荷下的损伤扩展还只有关于冲击损伤扩展的一些有限信息，其余内容有待以后补充。7.8节的剩余强度问题，有大量关于影响因素、设计指南和分析方法的信息，关于试验方法的内容有待以后补充。

在7.9节中，包含了几个取自若干复合材料飞机应用的损伤容限设计的成功例子。这些例子说明，损伤容限不同方面的问题是如何作为应用中的一个要素，成为关注的中心。

7.2 飞机损伤容限

损伤容限提供了结构在含有一定损伤（或缺陷）时能够承受设计载荷并能实现使用功能的能力，因此损伤容限最终关心的是，在损伤能被定期维护检测出（或出现故障）并修理以前，或达到最终寿命以前，损伤结构具有适当的剩余强度和刚度，来保证持续安全的使用。损伤的范围和可检性决定了需承受的载荷水平。因此，安全性是损伤容限的主要目标。

损伤容限方法在军用和民用飞机工业部门是最成熟的。它们是从金属材料开始发展和应用的，但最近已推广应用于复合材料结构。从上世纪70年代开始，在条例中已包含了损伤容限原理，它是从“安全寿命”和“破损安全”方法发展而来的（文献7.2）。

安全寿命方法是通过限制允许的工作寿命来保证结构元件具有适当的疲劳寿命。上世纪50年代将此方法用于民用飞机时，发现其在达到可接受的安全性方面是不经济的，因为材料的分散性加上疲劳分析方法的不当使得健康部件提前退役，这种方法目前仍然用于像高强钢起落架这样的结构中。由于复合材料的损伤敏感性和其较平坦的疲劳曲线，因此，认为这种安全寿命方法对其并不合适。

破损安全方法假设有些元件会破坏，但要求结构含有多个载荷路径，假设有一个或多个结构元件破坏时，仍具有规定的承载能力。这种方法可更经济地达到可接受的安全性，并且由于假设的破坏比较严重，能够更加有效地提供足够的机会及时检测出结构的损伤，它的冗余载荷路径法也能更有效地处理意外损伤和腐蚀。但是，这种方法显然没有考虑对结构破坏最大风险作明确的限制，它也没有证实所有局部破坏的剩余强度是不足的。此外，当类似元件在类似载荷下预期会出现由疲劳引发的类似损伤时，结构冗余度在处理疲劳损伤方面也并不总是有效的。

7.2.1 涉及到的军用和民用航空要求

基于可检度的“损伤或缺陷持续时间”因素，已经是确定空军复合材料结构最低损伤容限剩余强度的基础，被提议将其包括在AFGS-87221“飞机结构通用规范”提出的要求中。这些强度要求与含有（可检度相当时）临界缺陷的金属结构是一致的，对试验部件进行剩余强度试验前进行循环加载的要求也是一致的。假设的不可检损伤包括表面划痕、分层和

冲击损伤。冲击损伤既包括了凹坑深度即可检性的定义，也包括最大能量截止值。具体地说，所假设的冲击损伤是“用直径为25 mm（1.0 in）半球形冲击头以136 J（100 ft-lb）能量，或者产生2.5 mm（1.0 in）深凹坑所需能量，取其中较小值得到的冲击损伤”。对较薄的结构，倾向采用2.5 mm（1.0 in）深凹坑的可检性要求，对较厚的结构，假设的最大能量成了关键的要求，7.5节中将对此做进一步说明。所假设的有关载荷是外推的20倍寿命中预期出现的最大载荷，这是1倍的静载荷要求。这些要求与下列假设相结合：即损伤出现在最关键的位置，和假设的载荷与可能遇到的最恶劣环境同时出现。

在制定这些要求时，认为未检出或不可检出且能量水平超过136 J（100ft-lb）的冲击损伤的概率足够小，当其与其他要求相结合时提供了高安全水平。对可检性要求，假设能检出并修理凹坑深度超过2.5 mm（1.0 in）的损伤。因此，载荷要求与具有同样水平可检损伤的金属结构是一致的。同时，还包括了类似于金属结构连续损伤考虑的多处冲击损伤要求，以及内部结构对损伤不太敏感的规定。

在金属结构中，一个主要的损伤容限考虑，是在损伤被检出以前的损伤扩展问题。因此，金属的很多研制试验将重点放在评定缺陷和损伤相关的裂纹扩展速率，以及缺陷/损伤尺寸达到剩余强度临界值所需的时间。通常其关键的载荷模式是拉伸，即使应力幅度比较低，裂纹扩展也很明显。一般来说金属的损伤扩展速率是不变的，因而在得到了试验数据以后，就能够满意地预计很多不同飞机结构构型的损伤扩展速率，因此，只要知道预计的飞机应力历程，就能确定裂纹的检查间隔，在破坏以前可靠地检出裂纹。

相比而言，复合材料对拉伸和压缩载荷有其独特的损伤敏感性。复合材料层压板中的纤维起着抑制拉伸裂纹扩展的作用，只有在较高的应力水平下才会出现裂纹扩展，因此，在复合材料中使得纤维相继断裂的穿透厚度的损伤扩展通常并不是一个问题。在研究脱粘、分层或冲击损伤的影响时，所关心的载荷就变成压缩和剪切载荷，因为局部失稳会促使其增大。与金属中的裂纹不同，用成本较低的检测手段可能检测不出复合材料中分层或冲击损伤的扩展。在很多情况下，也不能满意地预计含冲击损伤时的复合材料性能退化，因此，评定循环载荷下的复合材料剩余强度和损伤扩展更加依赖于试验。在缺乏预计扩展的手段情况下，为保证不会出现重复载荷下的损伤扩展，通常在确定设计值时有足够的裕度。这种在设计和验证时避免可能的损伤扩展的方法称为“无扩展方法”，对大多数复合材料结构设计，这种方法已经实际用于大多数复合材料设计，已经证明在通常的设计应力水平下，给出的结构对疲劳是不敏感的。

对民用/商用飞机的损伤容限设计方法，其表述更一般，但同样有效。在联邦航空条例（FAR）23.573，25.571，27.571，29.571和联合适航要求（JAR）25.571中，给出了对民用航空的要求。咨询通报20-107A和ACJ 25.603提供了与复合材料结构相关条例的符合性手段。咨询通报AC 25.571-1（修订版B于1997年2月18日颁布）提供了与FAR 25部关于损伤容限和疲劳寿命的条款（25.571）的符合性手段。与军用要求不同，民用/商用飞机的要求中没有推荐任何能量水平或可检性门槛值，实际上，它们没有假设采用目视检测方法。在AC 20-107A的条款6.g中给出了FAA有关冲击损伤的指南：“应该证明，由制造和使用中能实际预计到、但不大于按所选检测方法所确定可检门槛值的冲击损伤，不会使结构强度低于设计承载能力。这可通过由试验数据支持的分析证实，或用试样、元件或结构件级的试验来证明”。这一指南是要保证带有目视勉强可见冲击损伤的结构仍可满足极限强度要求。

在FAR 23.573中也已增加了类似的描述。实际上，初步检查最常使用的是目视检测，重要的是，在确定目视可检性时要考虑照明条件。在定量确定目视可检性时常用的凹坑深度，对模具一侧表面冲击为0.25-0.5mm(0.01-0.02 in)，对真空袋一侧表面冲击为1.3mm(0.05in)。

在AC 20-107A的条款7.a(2)中指出："应确定初始可检损伤的大小，并与制造和使用中所用的检测技术相一致。应该通过对固有缺陷或用机械方法制造的损伤施加重复载荷循环，来获得缺陷/损伤扩展数据。"同时，在AC 20-107A的条款7.a(3)中还指出："这一评定应证明，结构的剩余强度等于或大于规定的设计载荷（认为是极限载荷）所需的强度"。这一指南是为了保证能以定期检查的方式检出目视可见的冲击损伤（VID），同时在强度低于限制载荷能力前进行修理。像跑道碎石这样产生的可能不会立刻明显可见的损伤，多半被看成是VID。空军规范和FAA指南的差别主要是剩余强度值。此外，空军规范假设采用目视检测方法，而FAA指南没有规定检测的方法。因此，由于规范和指南用于不同种类的飞机，制造商必须意识到这一差别，并对具体情况采用这些对应的规范和指南。

AC 25.571-1A的条款8.b给出了FAA对离散源损伤的指南，它们表述为："应该确定由离散源立刻产生的明显的最大损伤程度（25.571(e)），并以可接受的置信度证明，其余结构的静强度能够承受在完成飞行过程中预期的最大载荷(看作是极限载荷)"。AC 25.571-1A的8.c(2)条款指出："事故发生后：在规定速度下，70%限制飞行机动载荷和40%限制突风速度（垂直或侧向），分别与相应的最大座舱压差（包括预期的外部气动压力）相叠加"。25.571(e)中列出的离散源为：(1)质量为1.8 kg（4 lb）鸟的撞击；(2)非包容风扇叶片的撞击；(3)非包容发动机的破坏；(4)非包容高能旋转机械的破坏。这些高能量损伤源可能会击穿结构，必须把不会立刻明显可见的离散源损伤看作是需承受限制载荷的VID。MIL-A-83444对"飞行"和"地面明显可见损伤"有类似的要求。对这两种情况的设计用载荷是100次飞行中预计出现的最大载荷。

对带有损伤的复合材料飞机结构目前的航空要求总结如下：

1. 带有在制造中和使用中检测时未检出的可能损伤或缺陷的结构，必须承受极限载荷，并不得削弱飞机在其寿命期（放大适当的系数）内的使用。
2. 带有在维护检测时可检出损伤的结构，必须承受1倍寿命出现1次的载荷，并要求在施加了1倍检查间隔中出现的重复载荷后再施加该载荷；
3. 所有使强度降低到低于极限载荷的损伤，一旦发现必须立即修理；
4. 受到飞行中机组能明显可检的离散源损伤的结构，必须能承受持续安全飞行所要求的载荷；
5. 任何修理过的损伤都必须能够承受极限载荷。

在设计研制和验证期间通常要进行静力和疲劳试验，以证实复合材料结构满足验证的要求（文献7.2.1(a)）。

图7.2.1(a)所示为设计载荷水平和损伤严重程度的关系。与金属商用飞机部件的情况一样，也采用了极限强度和损伤容限原理来保持复合材料结构的可靠与安全运行。要使载荷与损伤要求相匹配，从而使破坏概率极低。对在使用中可能出现的比较小的损伤，其剩余强度设计要求对应着高（不大可能）载荷状态（极限载荷）；对比较严重的损伤状态，如出现概率很低的冲击事件产生的损伤状态，其设计要求要用实际可能出现的载荷的上限(限制载荷)来评定。在设计中考虑的最严重损伤状态是在飞行中出现的损伤(如发动机爆裂)。

飞行机组人员通常具有处理这种事件的能力，以限制机动动作完成随后的持续安全飞行。根据具体的结构和有关的载荷情况，持续安全飞行载荷要求可能会高达限制载荷（如机身的内压载荷）。

复合材料飞机结构的维护技术得益于对使用损伤对结构性能影响的充分评估，可惜的是，复合材料设计方法与维护技术之间的必要联系还没有得到重视，还需要得到民用航空公司和其他用户的认同。过去，按设计载荷条件选择损伤来设计结构尺寸的方法如图7.2.1(a)所示，这不能满足所有的维护需求，还需要更完整的数据库来确定全部复合材料损伤情况对剩余强度的影响。剩余强度曲线形式的完整表征（即剩余强度相对于可测量的损伤尺度的关系）能有助于确定许用损伤限制（Allowable Damage Limit——ADL）和临界损伤门槛值（Critical Damage Threshold——CDT）与结构部位的关系，明确定义的ADL有助于航空公司准确地确定需要的修理。对损伤敏感区的较宽容的ADL，使得有可能采用装饰性的修理来代替需使用大量设备和时间的结构修理，以降低维护成本。

当损伤的量值使得剩余强度降至FAR 25.571条例要求的强度时，这个损伤量就称为临界损伤门槛值（CDT）。希望将结构设计得能用实际使用的检测方法，发现和表征介于ADL和CDT之间的使用损伤，这一目标提供了飞机安全性和维护效益。按照定义，一旦发现这种量级的损伤，必须进行修理。必须用所选的检测方案，以极高的概率来发现接近CDT的损伤（即应当用规定的检测方案将其可靠地检测出来）。对维护计划的制定来讲，相应于检测方案的临界损伤特性完整描述是很有价值的信息。与金属一样，针对较大CDT的损伤容限设计，能用经济的检测间隔和方法可靠地保证飞机的安全使用。

图7.2.1(a)中ADL和CDT的定义，两者都意味着对各自载荷情况的安全裕度为零，这些参数在结构表面上将随载荷与其他设计指导因素变化。这样，它们对维修是有意义的，而不应将其看作是极限载荷和限制载荷的设计要求。设计要求和目标是在工业界和FAA制订的通用指南范围内，针对一个给定的应用确定的。用于满足这些要求的设计准则，则取决于所选结构概念已有的数据库，变得更加针对具体的项目。

图7.2.1(b)帮助说明了受到使用时间（即重复载荷和环境循环）作用的损伤要求。对结构中很可能存在较小损伤，并可能在制造中质量控制和使用中检测时被漏检的情况，结构应当在飞机寿命期内能够承受极限载荷的静强度。当在服役中使用详细目视检测技术时，通常把目视勉强可见冲击损伤（BVID）归类为不可检损伤的门槛值。如果所选用的服役检测方法（如目视可见损伤，VID）能够检出损伤的尺寸和特征的话，则把载荷要求降为限制载荷。对带有这种损伤的结构，只要求其在检测间隔相应的时间周期内能够经受使用的环境。对不可检和可检损伤的情况，通常要在疲劳试验、损伤容限设计和维修时用一些系数来考虑重复载荷下的材料行为的变异性和检测技术的可靠性。复合材料结构的验证实践中，常常用载荷放大系数来减少为考虑材料变异性所需附加的试验循环数（文献7.2.1(b)-(d)）。

图7.2.1(c)图示说明了损伤容限的另一重要方面，它与会产生较大损伤的偶发意外损伤和离散源冲击事件有关。这种损伤通常被当作是明显可见的，或假设在使用中出现离散源事件时机组成员是知道的，这两种情况都没有重复载荷的要求。在航空条例中规定了离散源损伤的要求。对明显可见损伤通常没有专门的损伤尺寸要求，但将其归类为无需有指导的检测就必须检出的损伤（即大的穿透损伤或零件失效）。使用数据库已经表明，这种损

伤确实出现过，并有可能在一个短的时间内被漏检，因而，好的破损安全设计实践应能保证带有明显可见损伤的结构可承受限制载荷。用于满足离散源损伤的分析与试验数据库通常用剩余强度曲线进行表征，也能用它作为明显可见损伤的设计准则。对胶接结构，有另外的要求来保证大脱胶情况时的破损安全（例如FAR 23.573），这种要求与二次胶接的不可靠性有关。

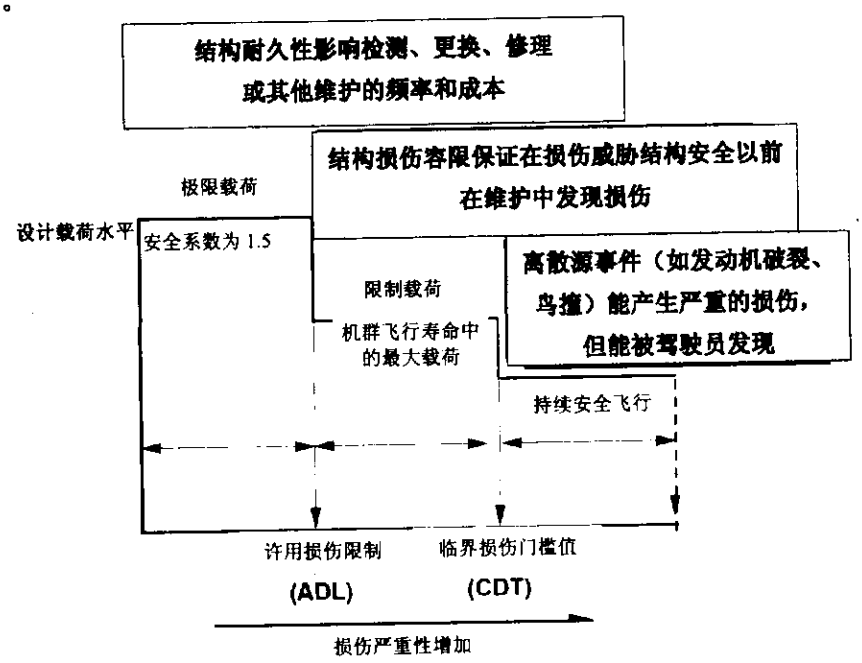


图7.2.1(a)　用于耐久性和损伤容限的设计载荷与损伤考虑

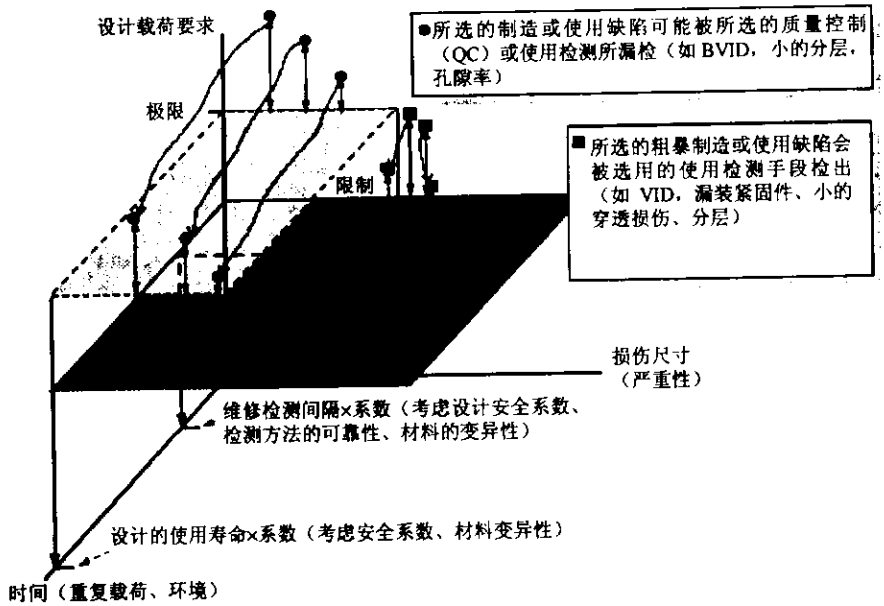


图7.2.1(b)　含损伤复合材料的重复载荷与强度要求

图7.2.1(b)和7.2.1(c)所示的损伤范围，已为传统的复合材料结构耐久性和损伤容限评定

提供了基础，但在复合材料结构中，复杂的设计细节和次要载荷路径也会引起损伤起始和明显的扩展。因为很难分析这些细节和载荷路径，所以在进行大尺寸带构型的结构试验以前，常常无法确定所引起的损伤起始和扩展。作为选择，必须用设计的细节特征来阻止损伤扩展，或者必须使损伤扩展是可预计和稳定的（例如类似于金属的裂纹扩展）。在此情况下，可通过类似于金属结构的损伤容限设计和维修实践，来实现安全性要求。

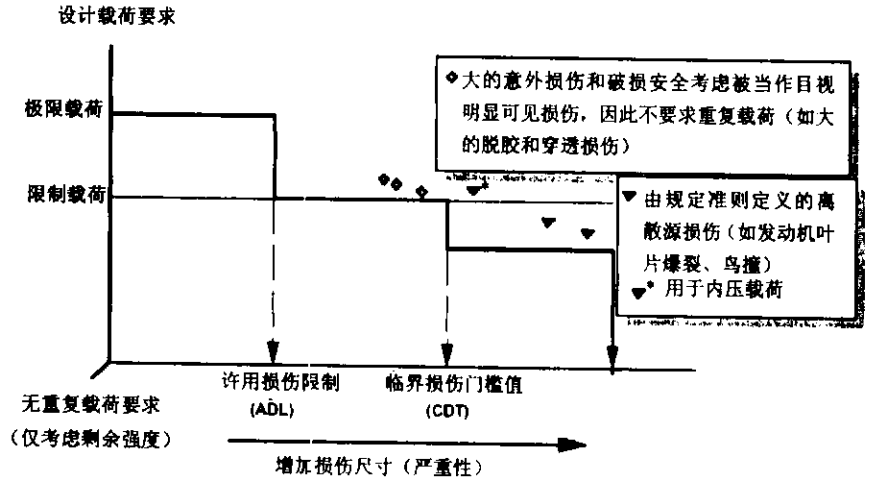


图7.2.1(c) 复合材料结构中大损伤的剩余强度要求

7.2.2 与航空条例符合性的方法

军用和民用航空条例符合性方法之间有明显的差别。对军用飞机，由政府制订要求（军用规范），并与制造商协商确定符合性方法，在此情况下政府也是用户；对民用航空，政府通过条例（FAR，JAR）制订要求，通过指导性文件（咨询通报）确定可接受的符合性方法，必须向机构（FAA，JAA）证实符合性，在这种情况下政府是中立者，第三方。

最后拥有者的差异也影响着不同机构对耐久性问题的态度。耐久性是经济性问题，通常民航当局不关心；而由于维护费用影响拥有者需支付的成本，所以军事部门要考虑。

对冲击损伤检测，飞机制造商和使用者偏爱目视检测方法而不是采用特殊方法（需要像超声脉冲反射这样的特殊技术），其理由纯粹出于经济性考虑。与金属结构中只在有限和易于鉴别的区域（应力集中和/或存在腐蚀处）起始的疲劳裂纹不同，冲击损伤可以出现在大面积曝露表面的任何地方，对整个结构表面实施检测的计划要耗费大量费用。

对初步的损伤检测采用目视方法，要比用更严格的检测方法得到的设计保守一些（即更重），因为对目视可见性所要求的损伤水平更严重。但因为结构强度对损伤严重程度增加时的损伤严重度变化通常不太敏感，目视方法能改善损伤容限能力。压缩强度降主要出现在低于可检门槛值（控制静强度要求）的能量水平，对损伤容限评定要考虑的更高的能量，则预期只产生有限的额外强度降。

7.2.2.1 对静强度要求的符合性（民用航空）

对涉及到的冲击损伤问题，AC 20-107A（§6.g）提出了该条例符合性的下列方法：应该证明，由制造和使用中能实际预期（但不大于按所选检测方法确定的可检门槛值）的冲击损伤，将不会使结构强度低于极限承载能力。

这句话直接定义了图7.2.2.1所示的能量截止值和检测门槛值。第一个截止门槛值是对所用检测方法确定的可检性门槛值，第二个截止门槛值是结构制造和使用中预期可容许的最大冲击能量，假设这两个门槛值描述了质量最差的新结构的意外损伤。需要确定这些截止门槛的最小值，使可检尺寸和所选NDT方法之间具有一致性并考虑实际能量水平。

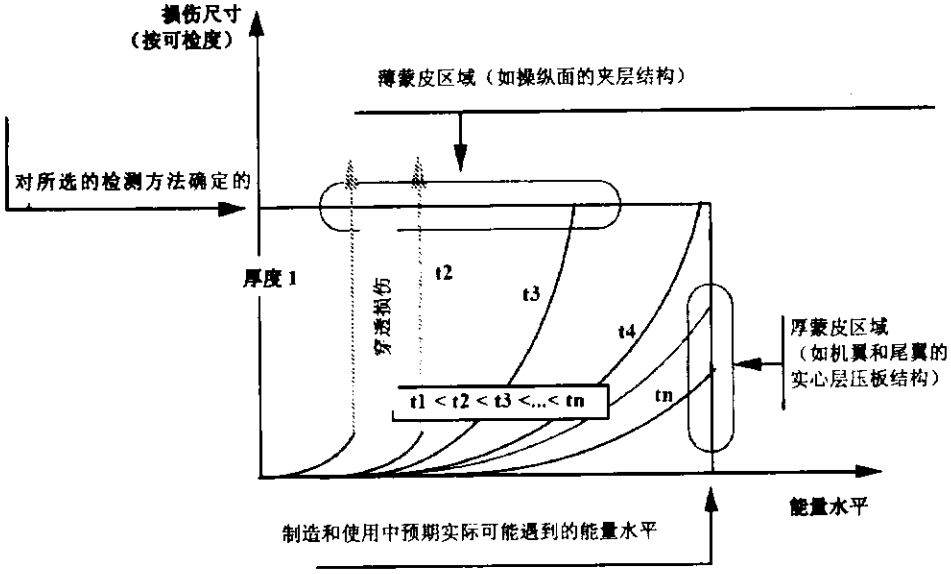


图7.2.2.1　不同层压板厚度时的损伤尺寸和与冲击能量的关系

能量截止值的确定需要定义实际的能量水平。图7.2.2.1中的矩形区域表示结构能承受极限载荷而无需修理的区域，这适用于使用寿命的起点（飞机出厂），同样也适用于寿命的最后终结（复合材料零件可能已积累了若干低于可检门槛值的意外损伤）。假设超出图7.2.2.1中矩形区域的损伤是可检的，并可用装饰性或结构性的方法加以修理，使结构承受极限载荷的剩余能力分别得以保持或恢复。

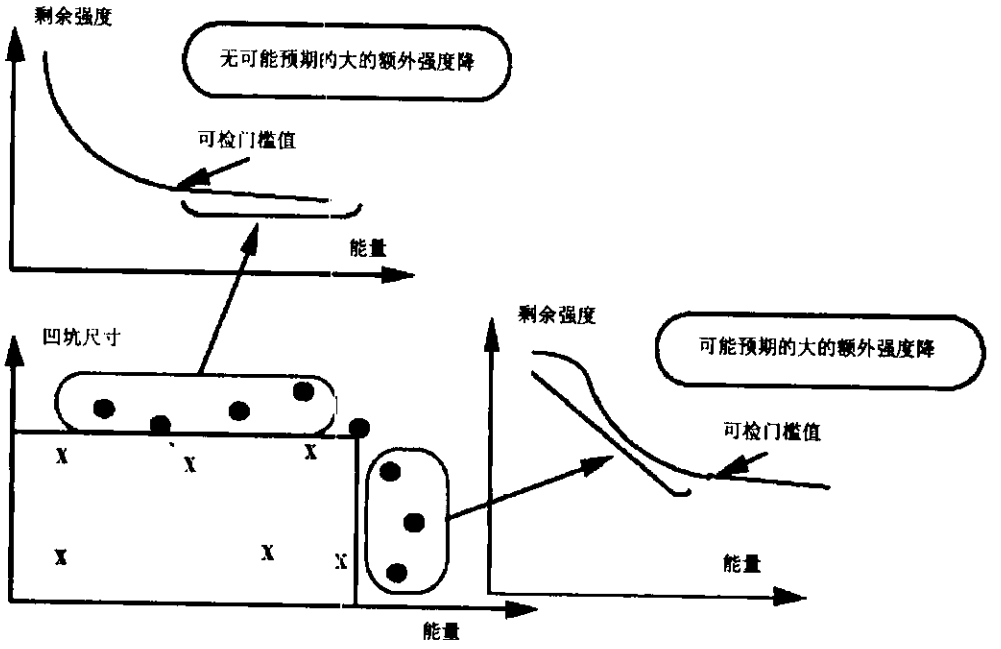
“损伤容限”的目的是要着手解决出现概率很少的情况，因此大部分飞机结构应该在使用寿命期间保持极限载荷能力。7.3.3节讨论了估计这些实际可能的能量水平的一种方法。

7.2.2.2　对损伤容限要求的符合性（民用航空）

损伤容限必须处理由于疲劳、腐蚀或意外事故以致无法维持极限强度能力，并必须在损伤达到临界值以前加以修复的情况。关于涉及到的意外冲击损伤问题，有两种情况必须要解决：第一种情况中所涉及的那些损伤满足静强度要求（按25.305），它们在承受疲劳载荷时可能扩展，但用所选的检测方法仍然是不可检的；第二种情况涉及的那些损伤超出了图7.2.2.1中所覆盖的范围，由于能量水平较高，可能会产生：

- 对薄的复合材料层压板（可检性门槛值的情况），较易检出的损伤伴随着附加的强度降；
- 在能量截止值的情况下（$E>E_{co}$），除了附加的强度降以外目视无法检出。

显然还有一个中间状态，原来不可检的损伤会变成可检的损伤，图7.2.2.2(a)中给出了在损伤容限验证时必须要处理的损伤情况。



X 为满足§25.305 的要求要处理的损伤

●为满足§25. 571 的要求要处理的附加损伤

图7.2.2.2(a) 超出极限载荷考虑的损伤

按照其不同的可检性，要应用25.571中的不同条款：

- 对用所选（目视）检测方法无法检出的意外冲击（指的是在静强度要求的范围内已经考虑的，加上增加能量的冲击），按25.571(b)的损伤容限条款是不实际的。这样，必须要根据条款25.571(c)，疲劳（安全寿命）评定，来进行验证。事实上由于在疲劳验证时存在初始损伤，后者通常被称为“安全寿命缺陷容限”或“放大的安全寿命”验证。
- 对目视可检的意外冲击，采用25.571(b)损伤容限条款。

至于§25.305的要求，必须确定新的截止值和门槛值：

- 要在风险分析中假设一个限制最大值的新能量截止值，该值应相应于极其不可能的事件（按ACJ 25 1309，要低于每小时10-9次）；
- 一个新的可检门槛值，大于它的损伤会成为“目视明显可见”（在几次飞行内用巡回检查可检出的）。

在详细的定期检测中可检的损伤尺寸和这一新的门槛值之间，条例文件25.571(b)规定了剩余静强度要求。没有与“明显可见”损伤相应的剩余强度要求，然而，对于这种情况，在作出评定和恢复极限载荷能力以前不允许飞机起飞。

还有第三种可检性门槛值，它相应于一旦发生机组人员能觉察到的这种事件；此时要求比较低的载荷（25.571(e)）。这种情况称为“离散源”损伤。图7.2.2.2(b)示出了所有这些新的门槛值。

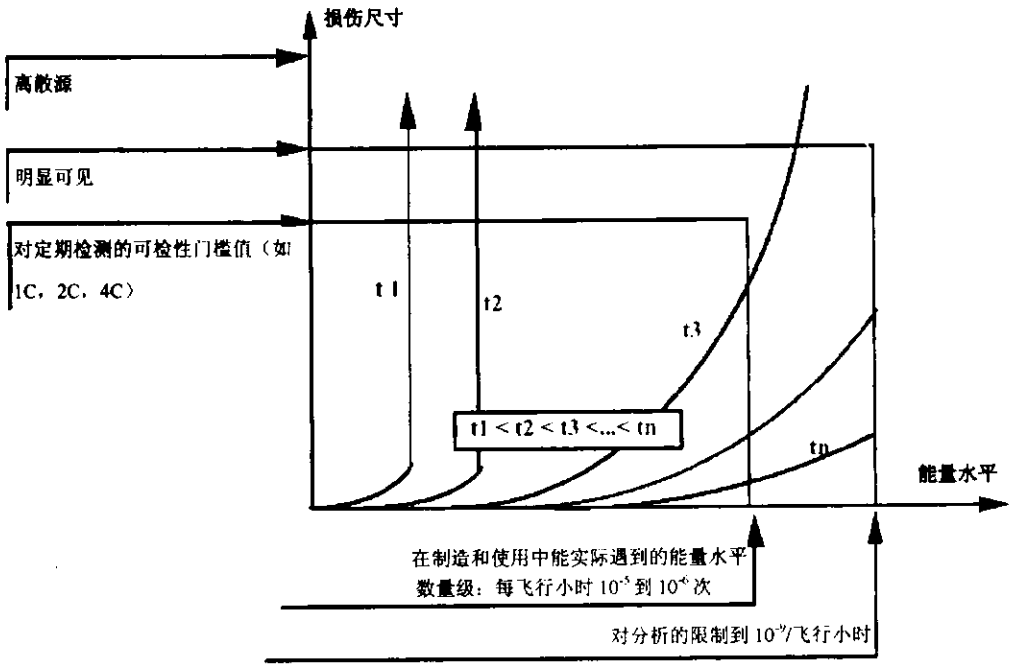


图7.2.2.2(b)　附加的损伤尺寸和能量水平门槛值

如前所述，冲击损伤能使复合材料的剩余强度急剧下降。由于复合材料通常具有优良的疲劳阻抗，这种损伤不会扩展。预期复合材料结构中的意外冲击损伤通常不会出现疲劳扩展的事实，会产生需要25.571(b)解释的特殊内容，如图7.2.2.2(c)所示。这个简图显示了复合材料中冲击损伤无扩展和金属结构中疲劳裂纹易于扩展的差别。不管损伤源是什么，25.571(b)的损伤容限要求如下："剩余强度评定必须表明剩余的结构能够承受相应于下列条件的载荷（认为是极限载荷）……。"如图7.2.2.2(c)中金属曲线所示，能够合理地得到检查间隔，使得金属结构中的疲劳损伤在强度降到低于限制载荷以前就能被安全地检出和修理。金属裂纹扩展的分析和试验已很成熟，可以支持这样的评定。

对复合材料的无扩展概念情况，含冲击损伤的结构能长期承受低于极限载荷的载荷，而不会使剩余强度进一步降到低于25.571(b)规定的临界门槛值（即限制载荷）。这一解释能得到如下的情况：允许复合材料结构在其剩余强度刚刚超过限制载荷的情况下长期飞行，如图7.2.2.2(c)所示。不管复合材料结构的损伤扩展阻抗如何，必须检测出使剩余强度低于极限载荷的损伤并在发现后进行修理，这样，问题变成要确定合理的检测间隔，以达到或超过金属结构的安全性。

咨询通报AC 20 107A在条款7a(4)中处理了图7.2.2.2(c)所示的有关选择检测间隔的问题："对无扩展概念的情况，应把确定检测间隔作为维护计划的一部分；在确定检测间隔时，应考虑与所假设损伤相应的剩余强度。"换句话说，强度降越大，损伤检测就越要频繁。同样，损伤出现概率对确定检测间隔也起着重要的作用。例如，对襟翼的检测通常应比垂尾更频繁，因为它受到更多的损伤威胁，换句话说，在确定检测间隔时既要考虑复合材料结构的能力，又要考虑使用历程。虽然金属结构对意外损伤有类似的考虑，但因其对外来物冲击的固有阻抗，疲劳损伤扩展在确定金属零件检测间隔时仍起主导作用。

在考虑复合材料结构的损伤严重性和出现概率时，使剩余强度降到低于限制载荷的损

伤应是极不可能出现的。在确定检测间隔时，应考虑剩余强度曲线、损伤扩展阻抗、使用数据库和用户的维护能力。此外，应该把损伤容限的设计准则和证实复合材料结构的验证方法与随后的维护工作结合起来。最后，复合材料结构应有对损伤足够的容许能力，以便安全地实现经济的维修（如在定期的维护间隔进行详细的损伤检测和修理）。

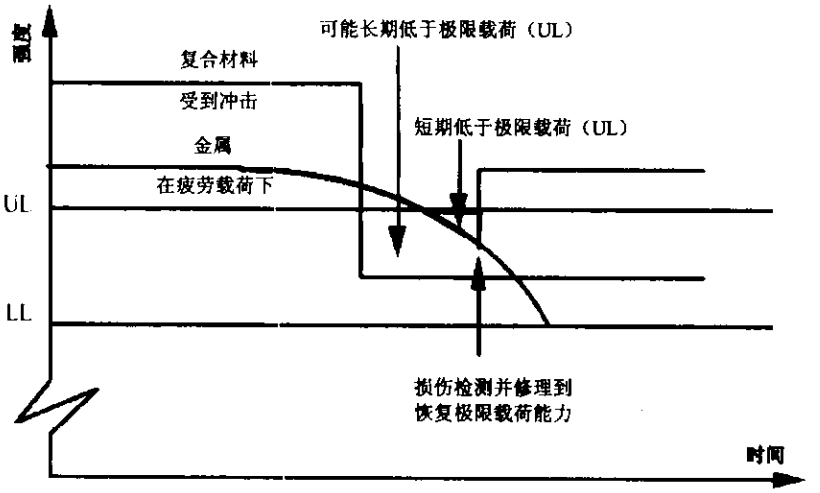


图7.2.2.2(c) 复合材料无扩展损伤和金属疲劳裂纹损伤的比较（极限载荷UL和限制载荷LL）

7.2.2.3 确定性符合方法（民用航空的例子）

本节描述了在下列基础上支持复合材料结构取证和维护的分析与试验方法：(1)建立剩余强度与损伤尺寸的关系；(2)确定损伤检测方法和最小可检损伤尺寸；(3)确定使承载能力降到极限载荷与限制载荷的损伤尺寸。介绍了实现损伤容限和破损安全设计方法的流程图。

已按FAR 25和JAR 25对几个复合材料主结构，如Boeing777尾翼和NASA-ACEE/Boeing737水平安定面进行了认证，已经证实737安定面具有优良的使用性能（文献7.2.2.3(a)）。这一使用经验以及部件试验（文献7.2.2.3(b)至7.2.2.3(e)）已经表明，目前的复合材料飞机主结构对环境退化和疲劳损伤具有优良的阻抗能力。这样，对于具有较厚蒙皮的复合材料主结构，就只有意外损伤是其损伤容限设计和维护计划的主要考虑问题。

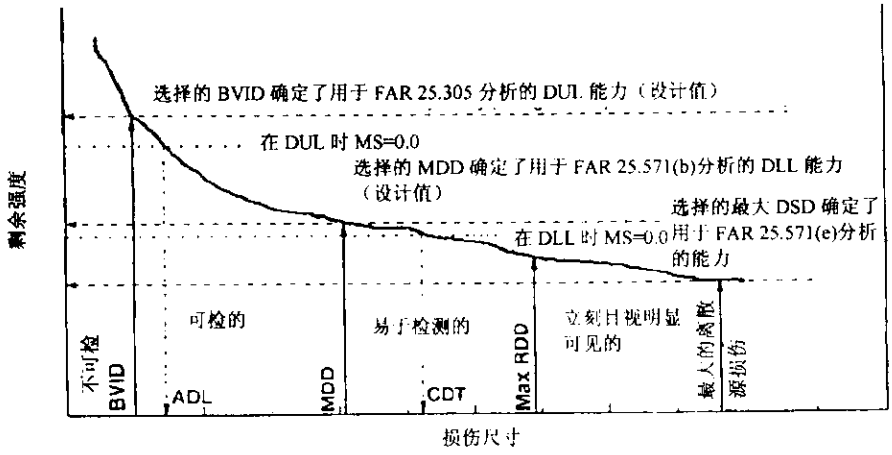
对民用飞机，薄蒙皮复合材料结构的使用损伤阻抗和修理已成为主要问题。为了使复合材料成本对航空公司是经济可行的，许用损伤限制（ADL）必须尽可能大，同时仍满足条例的极限载荷要求。为实现这一目标，需要有包括所有可能损伤类型与尺寸范围的试验数据和分析方法。

这一讨论介绍了一种保证复合材料结构具有低使用维护成本和适当损伤容限的设计方法。描述了几种基于可检性水平的损伤尺寸，讨论了与每种损伤尺寸相关的FAA与JAA条例要求。为满足条例损伤容限要求和实现低维护成本，对相应数据库的开发提出了建议。

已经提出了一些方法以改进受冲击复合材料壁板与部件性能（文献7.2.2.3(f)和(g)）。方法之一是用韧性树脂基体来增加复合材料的固有韧性，这只对中等厚度到厚的层压板合适，韧性增加对薄层压板或夹层面板的好处不大。虽然这种方法改善了损伤阻抗并降低了维护成本，但在最后选择时必须考虑材料成本的增加、高温下基体刚度的降低和含大缺口时剩余强度可能的降低。

金属结构的损伤容限通过采用断裂力学来表征循环载荷下的裂纹扩展、预计结构在预期使用载荷下的裂纹扩展速率、以及基于实际损伤检测可靠性考虑确定的检测间隔来证实（文献7.2.2.3(h)）。由于一般碳纤维增强复合材料的*S-N*曲线比较平坦，而且这些损伤在飞机机翼/尾翼使用载荷谱下不会扩展，通常不能用上述方法来确定检测计划。对目前使用的复合材料结构，采用了无扩展方法来证实民用飞机复合材料主结构对损伤容限要求的符合性。

如图7.2.2.3(a)所示，基于损伤检测的或然性，把目视勉强可检的损伤或更大的损伤尺寸与类型进行了分类。损伤尺寸的选择必须与确定的检测计划及相应的静强度的降低相一致。下面的段落描述了损伤类型和尺寸：



BVID：目视勉强可见冲击损伤　　DLL：设计限制载荷
DUL：设计极限载荷　　DSD：离散源损伤
MDD：最大设计损伤　　RDD：易于检测的损伤
ADL：许用损伤限制　　MS：安全裕度
CDT：临界损伤门槛值

图7.2.2.3(a)　剩余强度要求与损伤尺寸的关系

1. 目视勉强可见冲击损伤（BVID）确定了在证实FAR 25.305极限强度要求条款符合性的分析中准备使用的强度设计值。对小飞机和不同的旋翼机，其相应的要求是23.305，27.305和29.305。对小飞机，已经把BVID的静强度要求加进FAR 23.573中。必须在设计阶段以前把确定这种损伤的范围作为所定义准则的一部分。由于目前使用的主要检测方法是目视观察，所以使用了目视可见的术语。采用了BVID冲击能量的上限值136 J（100 ft-lb），因为它是实际能预期遇到的上限值。
2. 允许的损伤限制（ADL）定义为使剩余强度降低到FAR 25.305的极限载荷条款要求时的损伤，确定它是为了支持维护文件。只要给出带BVID损伤的结构强度相对设计极限载荷（DUL）为正裕度，则相应的ADL通常大于BVID（见图7.2.2.3(a)）。要用文件说明ADL可检性以及损伤种类和范围的特征，以支持维护计划。
3. 最大设计损伤（MDD）确定了在证实FAR 25.571(b)损伤容限要求条款符合性的分析中所使用的强度设计值。对小飞机，复合材料损伤容限的条例是FAR 23.573，而类似的旋翼机的条例则可在27.571和29.571中找到。目前正在编制专门用于旋翼机的复合材料损伤容限条例，根据旋翼机的类型分别编号为27.573和29.573。必须

把确定这种损伤的范围作为设计以前要定义的准则的一部分。

4. 最大临界损伤（CDT）的定义是使剩余强度降低到FAR 25.571(b)的条例（或其他飞机的等效条例）要求时的损伤。只要带MDD损伤的结构强度在设计限制载荷（DLL）时有正的裕度，则相应的CDT将大于MDD。用文件描述CDT可检性及这种损伤种类和范围的特征，以支持确定所需的检测方法和间隔。要证明采用所选的检测技术，能在小于相应CDT的实际损伤扩展到大于CDT以前以高概率将其检出。
5. 常规飞机使用时，易检损伤（RDD）能在少数几次飞行期间被检出。对不易检出的损伤，应按所有可能的损伤扩展机理对结构进行评定。应该确定认为易检、但不是立刻明显可见损伤的最大范围。损伤容限的咨询通报ACJ 25.571(a)允许在一定载荷水平下证实具有RDD时的剩余强度，该载荷低于FAR/JAR 25.571(b)中规定的控制载荷（文献7.2.2.3(i)）。
6. 认为大于最大RDD的损伤是立刻目视明显可见的。除了飞行时由于离散源（螺旋桨爆裂、鸟撞等）引起的损伤外，不需要对目视明显可见损伤进行剩余强度分析。

图7.2.2.3(a)所示的剩余强度曲线始于极限强度附近，范围扩展到离散源损伤尺寸。这一范围包含的损伤条件对满足所有要求至为关键，例如：

- 支持ADL（极限载荷水平）的损伤尺寸和状态，和准备放入结构修理手册中的可修理损伤尺寸；
- 相应于限制载荷设计值的CDT损伤；
- 相应于小于限制载荷但大于持续安全飞行载荷设计值的RDD；
- 相应于持续安全飞行载荷设计值的“离散源”损伤。

由Boeing-NASA/ACT计划所发展的试验数据和分析方法（文献7.2.2.3(j)-(l)）表明，应该确定检测方法和损伤扩展机理，以保证能在使用中出现的意外损伤危及限制强度能力以前，将其发现并进行修理。目视检测是首选的损伤检测方法，小于限制载荷尺寸的损伤所相应的无扩展方法则是验证的基础。对于新的复合材料主结构应用，要对这些方法进行重新确认。

图7.2.2.3(b)和7.2.2.3(c)确定了为满足主要结构元件（PSE）损伤容限要求所需的检测决定点、要求、发展任务、分析和行动。图7.2.2.3(b)概述了损伤容限要求的水平，并用于试验、分析和制订维护计划。图7.2.2.3(c)定义了为建立损伤容限验证所需数据而使用的事件和行动的流程图。

确定性的符合性方法基于两组试验与分析的最小值。第一组用于证明含BVID尺寸损伤时结构在设计极限载荷下具有正的安全裕度，这个试验主要包括含BVID的试样和组合件。第二组用于证明含大损伤时在设计限制载荷下具有正的安全裕度；这个试验包括含穿透厚度损伤、蒙皮-桁条脱胶和大的冲击损伤等的组合件（如5桁条壁板）和部件结构；认为这些损伤是最大设计损伤（MDD）。要用试验来证明MDD尺寸的损伤是易于检测的，还要用试验来证明在使用载荷下MDD尺寸或更小的损伤不会扩展。

虽然这种方法满足FAA的损伤容限要求，但可能无法提供足够的数据来支持结构修理手册中ADL的精确定义。因此，允许的损伤尺寸将被保守地设置为较小的值，从而增加民用飞机中薄复合材料蜂窝夹层面板的使用修理成本。

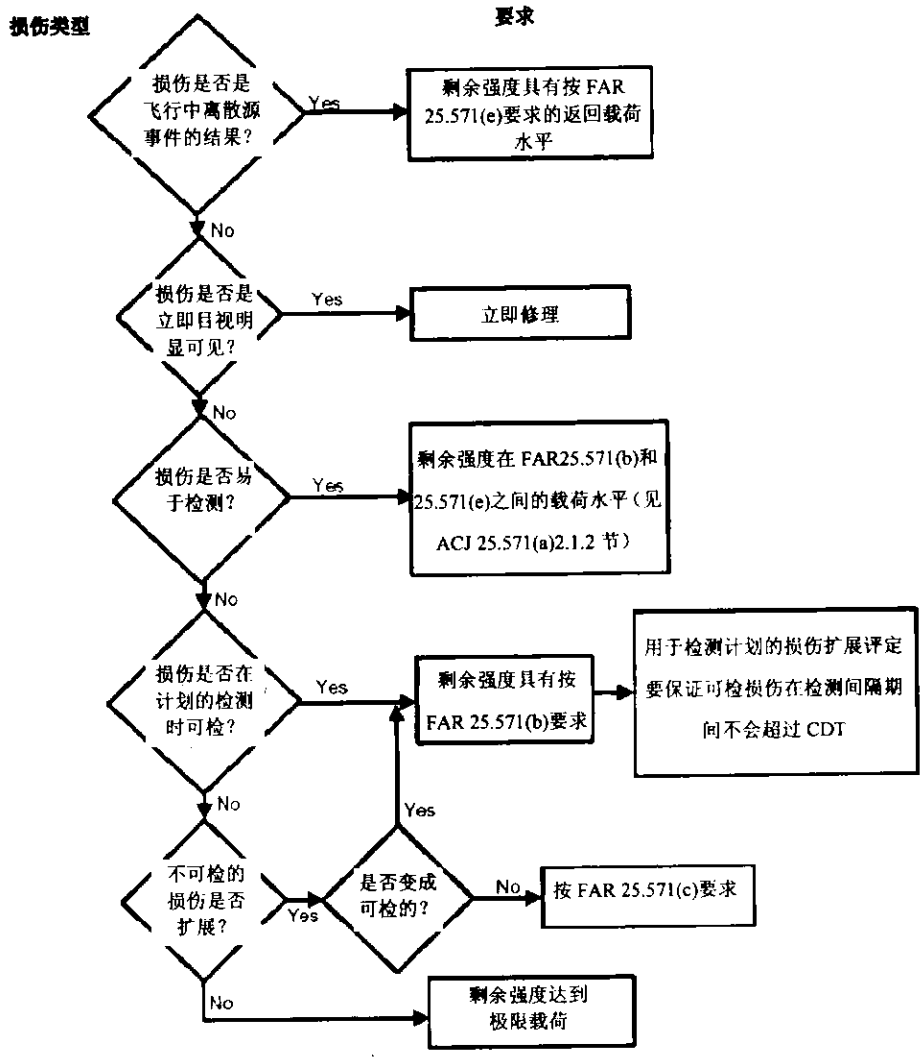


图7.2.2.3(b) 损伤容限评定的水平

为了获得支持验证的数据和能够降低复合材料飞机结构的维护成本，推荐如下方法：

- 应该用分析和/或试验确定每一主要结构元件对每种重要可能损伤形式的剩余强度曲线。
- 应该用文件描述CDT可检性的特性和损伤的类型与范围，来支持维护计划的制订。
- 对易检损伤，类似FAR 25.571(e)，需要考虑的威胁大小应当包括以下冲击损伤：地面运输车辆和地面操作设备的冲击、喷气口的冲击、跑道碎石和甩出的轮胎碎片。使用经验已经表明，在检出与这类事件有关的损伤并对结构进行修理以前，可以坚持几次飞行。确定应该考虑的损伤范围时必须考虑每种意外事故的敏感度。

为降低使用中损伤出现的概率和修理成本，应把结构损伤设计和飞机修理计划编制相结合。试验证实和分析应同时处理复合材料结构的设计极限强度、损伤扩展、剩余强度和维护问题。如果没有中等载荷水平的数据和分析，单独研究设计极限载荷或设计限制载荷的强度就无法提供平衡的设计以支持低成本的维护。例如，极限强度分析时，考虑的损伤出现的可能性很大，而相关的载荷出现的可能性则极小。反之，限制强度分析的情况也是

这样。一个按严重程度覆盖各种损伤情况的数据库，将使民用飞机的复合材料结构使用成本更低。

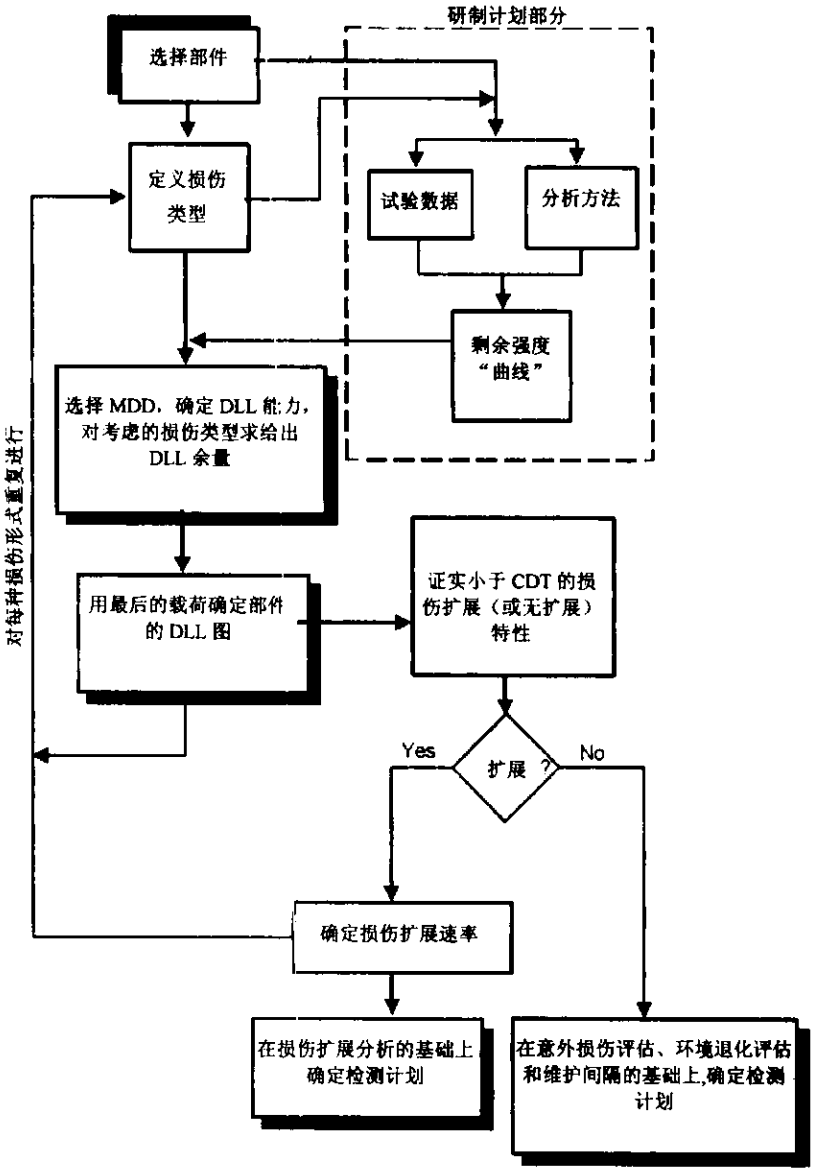


图7.2.2.3(c) 用于破损安全载荷的损伤容限评定流程图

7.2.2.4 概率或半概率符合性方法（民用航空）

概率或半概率方法首先认为定期检测计划必须考虑损伤严重程度。当它们遵从咨询通报AC 20 107A中的条款7a(4)时，对民航部门采用这些方法是可接受的，该条款为：“对无扩展设计概念的情况，应把检查间隔定为维护计划的一部分。在选择这样的检查间隔时，要考虑带有假定损伤时所对应的剩余强度水平”。

换句话说，强度降越大，损伤检测应该越频繁。此外，这些方法还认为，对检测的需求不能不考虑损伤的出现概率。损伤出现概率越大，损伤的检测应该越频繁。这样，这些方法就取决于使用数据。图7.2.2.4(a)显示了“与假定损伤相关的剩余强度”是如何受检测

间隔与损伤概率控制的。

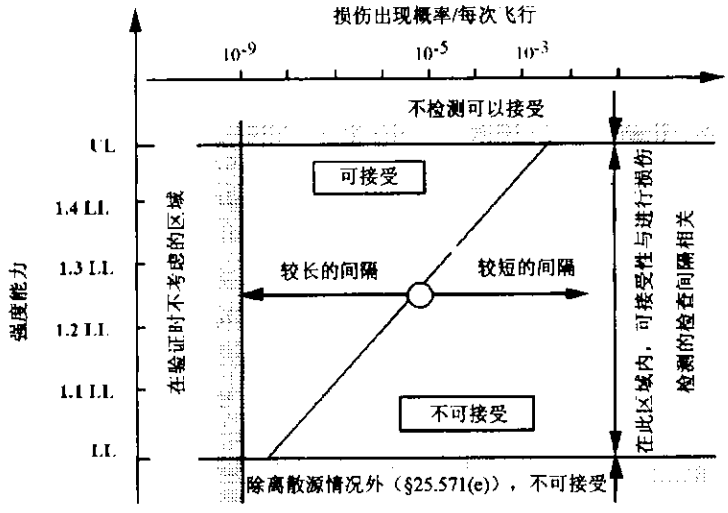


图7.2.2.4(a) 确定可接受剩余强度水平的概率方法示意图

因为这些方法需要一些概率的输入数据，所以称为概率或半概率方法。它们最初是由Aerospatiale为ATR 72外翼的验证而开发的，后来又用于A330/340的副翼，随后由ALENIA公司在对ATR的碳纤维尾翼进行验证时完成。

概率方法的基础，是要证明检测计划将保证下列组合是可接受的：即载荷具有“k×LL”水平，同时存在的漏检意外冲击损伤使结构强度降低到“k×LL”载荷水平。术语“k×LL”指的是限制载荷的倍数。对主结构出现灾难性破坏的情况，这一组合必须特别小（根据ACJ 25 1309，概率小于等于10^{-9}次/飞行小时）；对不太关键的零件，可以接受更高的概率。

除了冰雹冲击以外，可以考虑把载荷和损伤出现概率作为独立的现象，然后应证实：

$$\text{概率}_{\text{载荷}(k_x\text{LL})} \times \text{概率}_{\text{漏检损伤}(k_x\text{LL})} \leq 10^{-9} \qquad 7.2.2.4(a)$$

在所有的概率方法中都含有下列要素：

- 对结构中的所有关键零件，采用积木式方法得到强度-能量曲线。
- 研究冲击损伤情况来得到冲击威胁概率规律。
- 对小于VID门槛值的所有损伤，一般通过全尺寸疲劳试验来证实无扩展概念。
- 进行剩余静强度试验来校核含损伤结构具有所假设的强度。

7.2.2.4.1 一般方法

概率损伤容限评定的第一步，是按低速冲击损伤容限来鉴别结构中所有的关键零件。主要考虑会受到使用中意外冲击、并承受高压缩应力的飞机外蒙皮。对每个关键区域采用下列步骤：

1. 由试验支持的分析得到整个剩余静强度-冲击能量曲线；
2. 按能量-概率曲线确定意外冲击威胁；
3. 在每个定期检测间隔内，计算结构上出现这种意外损伤的概率；
4. 确定载荷（或应力，或应变）出现次数-概率曲线；
5. 校核在超出概率目标以前定期检测程序是否能高概率地检出损伤。

在文献7.2.2.3(e)，7.2.2.4(a)和(b)中详细介绍了这种概率方法或更精确的半概率方法。因为在引用的这些方法中所用的输入参数并不全是用概率规律表示的，例如剩余静强度-冲击能量关系，所以这些方法是半概率的。

这些方法的输入参数定义如下（文献7.2.2.3(e)）：

冲击威胁：这种方法考虑了由各种损伤源所构成的复杂威胁，其中包括只可能在两次定期详细检测之间出现的偶然源，和可能在每次飞行中出现损伤的连续源。每种损伤源都用概率函数模型来描述所涉及到的冲击能量（对数正态定律）。

在分析中考虑的典型的冲击源是：

- 连续冲击源：工具掉落、脚踏、服务车辆的碰撞和跑道碎石的打击。
- 偶然冲击源：在维护操作时可拆卸部件的坠落。

检测程序：这种方法考虑了采用几种检测方法（见7.4节）、具有不同周期的复杂维护程序。每种检测方法的效率用概率分布模型来描述，检测概率是损伤凹坑深度的函数。这意味着所要考虑的损伤不仅是检测水平会忽略的那些损伤（假设在两次详细检测之间有直至“目视可见”的冲击损伤），而且也包括已经存在但在检测时未被检测人员注意到的损伤。后者在下一检测周期时仍然必须要加以考虑。

对民用飞机的复合材料结构，通常不用复杂的无损检测方法来发现损伤。一旦发现就用其他的方法（如超声）来更好地表征它的范围。用于初始发现损伤的三种检测方法包括：一般目视检测、从外部的详细目视检测和从内部的详细目视检测。检测概率的数学模型以统计研究为基础，可得到每种检测方法概率分布（对数正态定律）。

静载荷出现次数：（限制载荷和极限载荷之间）静载荷出现次数的概率用对数线性分布来描述。静载荷出现次数的概率随载荷均匀变化（按对数线性），载荷范围从10^{-5}次/飞行小时（对应于限制载荷的静载荷）到10^{-9}次/飞行小时（对应于极限载荷的静载荷）。

受冲击结构的剩余强度：假设一条剩余静强度-冲击能量的B基准曲线。用最恶劣环境条件下得到的剩余强度值来考虑环境的影响。

能量、损伤尺寸和凹痕之间的关系：在分析中考虑了两种经验的确定性关系。第一种是对冲击能量与相应的损伤尺寸（分层面积）建立联系，第二种则建立损伤尺寸（这样也就是冲击能量）与相应的凹痕参数之间的联系（后者是损伤目视可检性的相关参数）。

评定破坏概率的分析（即在飞机寿命的最后一刻计算出的最大值）是以冲击源描述时所涉及的能量范围的划分为基础的。

该方法的两个主要步骤是：

- 计算飞机寿命最后一刻开始时存在给定尺寸损伤的概率，这个计算考虑了不同损伤源（连续和偶然使用源）以及复杂的维护计划（每次检测的日期和类型）。
- 计算最后一个飞行小时的破坏概率，它必须小于10-9次/飞行小时（见图7.2.2.4(b)）。

专门使用这种概率方法也能确定一个含VID损伤的结构所能承受的载荷水平k×LL，k×LL载荷水平下的静力试验意味着采用这种检测计划的结构有着可接受的使用风险水平。

原理：

基于对受冲击损伤部件的破坏风险估计的统计分析。

确定的检测间隔和检查方法应该使得累积的破坏风险低于 10^{-9} 次/飞行小时。

方法：专门程序包括下列参数

破坏风险 = f(PAT×PRAT×(1-PdAT))

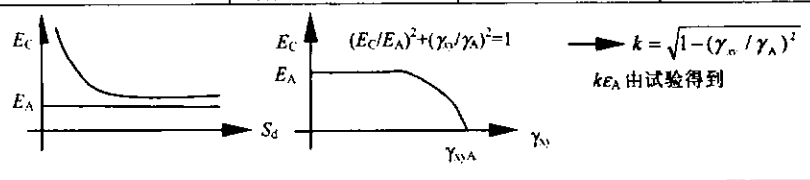
	计 算	选择的冲击	相应的能量	冲击能量 分层面积 和凹痕	
PAT	所定义的 损伤尺寸的 出现概率	● 由于工具坠落 ● 由于跑道碎石冲击 ● 由于边缘或棱角冲击（维护工具）	对每种所选的冲击： 平均能量（PAI=0.5）和 Sdev →能量 E 的出现概率定律	Sd=*f*(*E*, *a*, *b*, *t*) *l*=*f*(*E*, *a*, *b*, *t*)	用于损伤出现概率的安全系数=2
PRAT	损伤尺寸/ 剩余强度				
	载荷水平的 出现概率	● 限制载荷为 10^{-5} 次/飞行小时 ● 极限载荷为 10^{-9} 次/飞行小时 } ε / 飞行小时和其 Sdev (概率0.5)			
PdAT	损伤的 检出概率	检测类型 ● 巡回和目视检测 ● 外部详细目视检测		凹痕 对每种检测类型检出的平均值+λ 值	对（能被检出）的凹痕尺寸有高的安全系数

图7.2.2.4(b) 确定检测间隔的概率方法

7.2.2.4.2 简化方法

首先，文献7.2.2.4(a)和(b)中，离散和连续损伤源之间没有任何区别，因此，在检测间隔期间对所有的损伤都是同样对待。其次，这种方法不包括任何检测凹坑的概率——BVID能量和凹坑深度的选取必须足够高以防止任何疏漏。

两个假设允许用下列方式来简化计算：

令 P_a=在一架飞机使用的最后时刻（例如一个飞行小时，一次飞行…）意外损伤的概率

n=用一架飞机使用（n个飞行小时，n次飞行）所表示的检测间隔

P_r=飞行载荷（如突风）出现的概率，其强度与意外损伤的概率P_a相组合会导致灾难性破坏。

则在检测前最后一次飞行时至少出现一个意外损伤的概率（此时损伤结构的几率比较大）等于：

$$1-(1-P_a)^n \cong (n)(P_a) \qquad 7.2.2.4(b)$$

则式7.2.2.4(b)取下列的简化公式：

$$(P_r)(n)(P_a)<10^{-9} \qquad 7.2.2.4(c)$$

图7.2.2.4(c)给出的损伤容限评定的步骤如下（取自文献7.2.2.4(b)）：

1. 剩余静强度-能量曲线显然在图中的第一象限，推荐采用“B”基准曲线。
2. 结构在n次飞行后的损伤状态在第四象限。为简化此图，假设概率定律为对数线性的，实际上，这一定律近似于对数线性。根据式7.2.2.4(b)，对每次飞行的损伤威胁进行简单变换，可以很容易得到这条曲线。对这个图，假设n是1 000次飞行。

3. 载荷（或应力，或应变）的出现概率定律表示在第二象限。假设这个定律在限制载荷和极限载荷的范围内是对数线性的，水平轴上的数字代表了典型的民用飞机。
4. 强度-能量曲线（第一象限）上的每一点对应于：
   - 与在检测前的最后一次飞行时，结构上至少出现一个这种严重程度（或更高）能量水平损伤的概率相对应的一个能量水平。
   - 与每次飞行遇到一次同样大小的载荷的概率相对应的一个剩余静强度。
5. 第三象限画出了这两个概率的乘积，在这里能够画出第一象限所有的曲线，在同一象限中代表公式7.2.2.4(b)的线把图分成了两个区：
   - 右上部是可接受的值（概率小于10^{-9}）
   - 左下部是不可接受的值（概率大于10^{-9}）

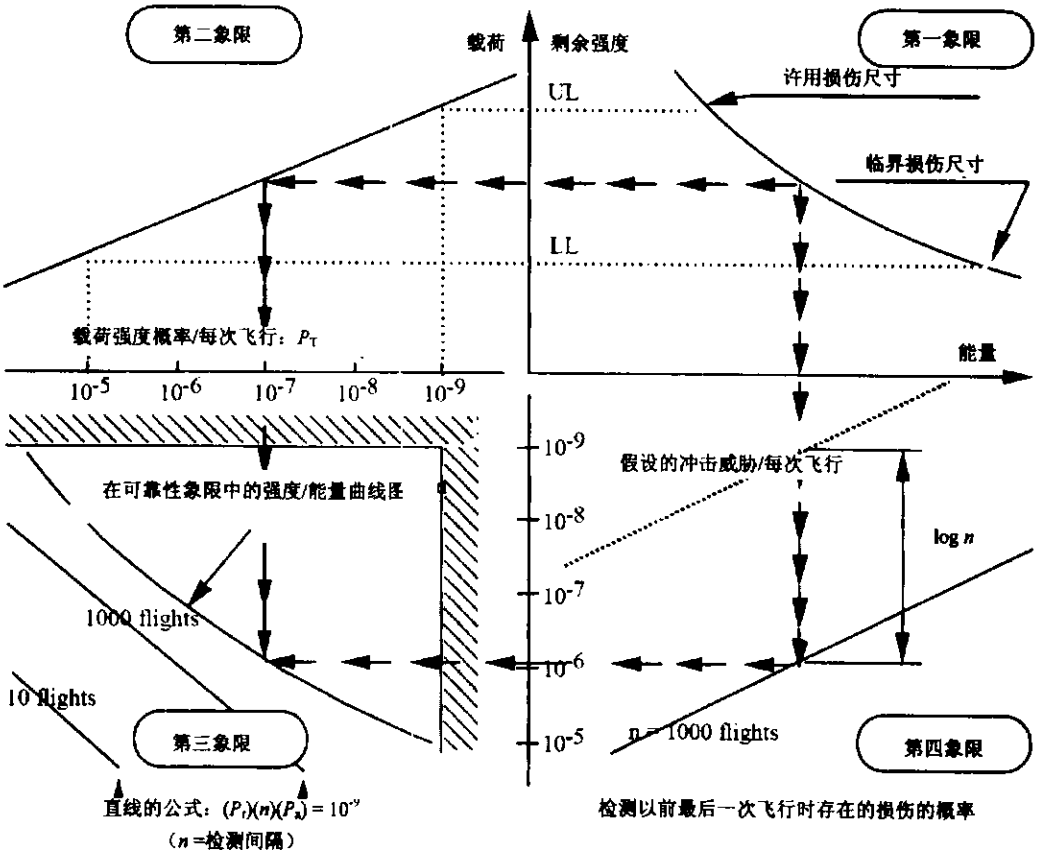


图7.2.2.4(c) 确定检测间隔的简化概率方法

如果整个曲线在边界线的上方，就证实检测间隔等于n的损伤容限是可接受的。该图表明，当检测间隔(n)增加时，强度-能量曲线向下移动，而定义了概率目标10^{-9}的直线向上移动。当两条曲线相交时，损伤容限不可接受。

很厚的层压板是极不可能出现VID的，此时，用n等于整个飞机寿命来进行计算。对预期会出现VID的较薄的层压板，则在整个强度-能量曲线在边界线上方的所有检测间隔中，取其最高值为可接受的最大检测间隔。

7.2.2.5 确定性方法和概率方法的比较

下面几节简要归纳前面两节所给出的确定性符合性方法与半概率方法之间的差别。这两种方法都已经成功地应用于民用运输机的复合材料主结构验证工作。对包含不同复合材料设计与验证各方面的其他概率性方法也进行了综述（文献7.2.2.5）。在同一文献中，Northrop Grumman民用飞机分部提出了覆盖静力和损伤容限要求的相当完备的方法，给出了在Lear Fan上的使用经验。不过，迄今为止这两个方法在飞机验证程序中都没有得到贯彻执行。

在确定性方法中，对极限强度采用了136 J（100 ft-lb）的冲击损伤上限；而在概率性方法中则根据7.3.3节中讨论的评定，采用了较低的能量水平。

在确定性方法中，对限制载荷分析没有考虑冲击损伤能量水平上限，考虑的损伤一直达到易于检出的点；在概率性方法中，对限制载荷分析中冲击能量水平上限所设置的概率为10^{-9}。

在确定性方法中，设置检测间隔的基础是定量评估系统，它的推导是基于结构能力与对意外损伤和环境退化影响的飞机使用经验；在概率性方法中，最大检测间隔是用损伤和载荷出现概率至少具有10^{-9}可靠性来得出的。

7.2.2.6 用于结构验证的全尺寸试验（民用航空）

通过一般称为“积木式”的方法（见第三卷第4章）一步一步实现对要求的符合性。为支持分析所进行的试验的安排类似于金字塔；其中全尺寸试验在塔的顶端，底部称为普通试验，用于得到许用值的统计基础。在整个金字塔式的试验中，从“许用值”水平到全尺寸验证，都应当处理低速冲击问题及其相关的门槛值。

在试验件中引入低速冲击损伤时，重要的是所选的可检门槛值能够获得可能的最严重内部损伤情况，这样，就必须使用钝头的冲击物。推荐使用头部直径至少为12.5 mm（0.5in）的半球形冲击物。

由于缺乏高的静态应力与疲劳特性之间的相互作用，目前运输机制造商的做法是只对一个全尺寸试验件进行静力和疲劳/损伤容限试验验证。图7.2.2.6给出了为此目的进行的典型试验安排（取自于各种Airbus应用）。

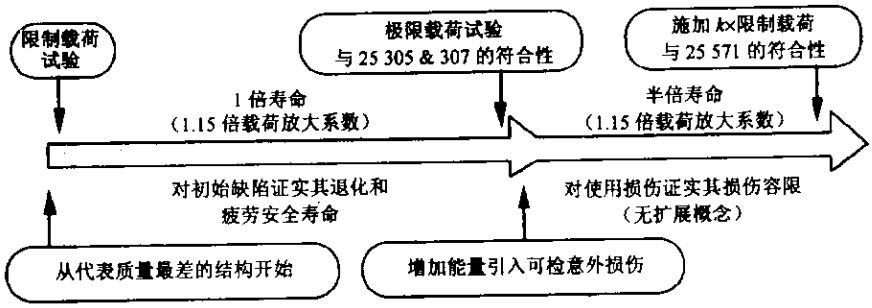


图7.2.2.6 全尺寸飞机结构验证试验的试验顺序

结构验证，全尺寸静力试验。试验计划始于带有模拟低速冲击损伤的试验件，但限于所选择的能量截止值，在结构受力最大的区域引入损伤。在疲劳之后证实其极限载荷能力，并考虑不利的环境条件。这符合由AC 20 107A §6结构验证-静力中的子节§(a)提供的符合性方法：应该在静强度评定中，考虑可能引起材料性能退化的重复载荷与环境条件的影响。

结构验证，全尺寸疲劳/损伤容限试验。在考虑材料变异性对复合材料结构重复载荷行为的影响时，最好采用载荷因子而不是寿命因子。在文献7.2.1(a)-(d)中可以找到采用这种方法的理由和推荐的载荷放大因子。证实包括两个部分。

首先是证实放大的安全寿命（缺陷容限），要证明按质量控制规范认为质量最差的结构（不仅考虑冲击损伤，还考虑各种制造缺陷）中不会出现损伤的起始和扩展。这一阶段是对AC 20 107A §7结构验证-疲劳/损伤容限中子节(b)疲劳（安全寿命）符合情况的评定：应在计及适当环境影响的条件下，通过部件疲劳试验或由试验数据支持的分析来完成疲劳验证。应按照生产规范和工艺来制造和装配试验件，以使试验件能代表生产型结构。

第二阶段是对更严重的冲击损伤的无扩展证实，其中某些损伤可能在定期的检测间隔中变成可检的。这一阶段符合AC 20 107A §7结构验证-疲劳/损伤容限中的子节(a)：应该对结构关键区域的结构细节件、元件和组合件进行重复载荷试验，以确定结构对损伤扩展的敏感性。这种试验可以构成证实损伤容限要求中无扩展方法的基础。

为了完成第二阶段，需要证实静载荷能力的条款。如果用于验证，则需要用大于1的"k"，这取决于概率方法的结果。全尺寸结构试验的第二阶段实现了大多数结构安全性的证实。在这一阶段，需要精确地确定损伤扩展。例如，冲击损伤产生后有可能在受到第一次使用载荷以后就出现扩展，然后经过一段时间达到一定的尺寸，这仍然被假设为"无扩展"情况，因为这种"扩展"并不危害到结构能力。另一方面，损伤扩展可能由于某个设计措施（例如一排螺栓）而被阻止。只要在这个尺寸的扩展后仍能够保持条款规定的载荷能力，这一结果就相当于无扩展的情况。

7.3 损伤类型、特征和来源

通常从两个参照体系上来讨论损伤——按出现时期和按其物理异常。出现时期被分成制造和使用两类。制造时出现的损伤被更精确地归类为"缺陷"而不是"损伤"，但在本文编写时没有这样区分。

复合材料飞机零件在制造、运输和使用时会受到损伤。复合材料的主要焦点是低速冲击，它可能会产生目视不易发现的严重损伤。这种冲击损伤的来源包括坠落的工具和设备、跑道碎石、冰雹、鸟撞击和其他飞机或地面运输车辆的撞击。飞机也会受到来自离散源事件的高速冲击损伤（如涡轮风扇发动机转动机构的破坏，会穿透发动机罩、飞机蒙皮和支持结构）。军用和民用飞机都能出现上述的所有损伤，军用飞机在作战时还会受到弹伤。

对冲击损伤影响的考虑会差别很大，这取决于具体的设计和应用情况。已经知道，层压复合材料形式的压缩剩余强度取决于因横向冲击引起的分层和纤维破坏的范围，拉伸剩余强度则受纤维破坏的影响。冲击损伤还会影响复合材料结构部件的环境阻抗，或相关飞机系统的完整性。例如，冲击损伤会使水分渗入薄面板整流壁板的夹层芯子，或提供燃油渗漏到加筋机翼壁板中的通道。为了安全经济地使用复合材料，必须了解这些影响。

7.3.1 出现阶段表征的损伤

7.3.1.1 制造

制造损伤包括工艺偏差产生的异常，像孔隙率、微裂纹和分层，以及由于疏忽产生的边缘缺口、表面沟槽和划痕、紧固件孔的损伤和冲击损伤等问题。在装配、运输或使用期

间，也会在细节零件或部件中出现这种由于疏忽产生的（非工艺过程）损伤。下面列表给出了制造缺陷的来源：

- 不适当的固化或工艺
- 不适当的机械加工
- 操作不当
- 钻孔不当
- 工具掉落
- 污染
- 打磨不当
- 不合格的材料
- 不适当的模具
- 孔或细节件的错误定位

多数制造损伤如果超出了可接受的范围，都能在常规的质量检测中被检出。对每一个复合材料零件，应该有零件检测时使用的拒收标准。在验证分析和试验安排中要包含可接受的损伤，以证实存在这种损伤时的极限强度能力。可能会漏检一些超出规范限制的“严重”缺陷或损伤，因此，作为损伤容限设计的一部分，必须假设它们的存在。确定“严重”或漏检缺陷的尺寸是设计准则建立过程中的一部分内容。

在制造时出现严重缺陷的例子包括受污染的胶层表面，或是在铺贴时因为大意而遗留在铺层之间的预浸料背衬纸或分离膜等夹杂物，目前的检测方法可能还检测不出这样的缺陷。因此，目前的设计实践在损伤容限准则中包括了大的脱胶的影响，这样会使重量大大增加。今后先进的检测技术和工艺控制有可能使这准则得到放宽，如果没有合适的检测技术，就必须严格工艺质量控制以预防这种缺陷。

7.3.1.2 使用

使用损伤的主要特征是它在使用中是随机出现的。只能统计地预计其损伤特征、位置、尺寸和出现频率，它涉及到大量的数据积累。使用损伤通常分为不可检的和可检的（常常称为目视不可见和可见的）。必须把零件设计成，在结构的寿命期内能在极限载荷下容许很可能的、不可检的损伤（按所选的检测方法）。最常见的使用损伤是由于冲击事件引起的，下面列表给出了使用中的损伤威胁源：

- 冰雹
- 跑道碎石
- 地面车辆、设备和结构
- 雷击
- 工具掉落
- 鸟撞
- 涡轮发动机叶片脱落
- 火焰
- 磨蚀
- 弹伤（军机）
- 雨水腐蚀

- 紫外线曝露
- 湿热循环
- 氧化退化
- 重复载荷
- 化学曝露

7.3.2 用物理缺陷表征的损伤

复合材料和结构中可能出现不同尺度的损伤，其范围由基体和纤维的损伤到元件断裂以及胶接与螺接接头的破坏。损伤的程度控制了重复载荷寿命和剩余强度，因此是损伤容限的关键。

纤维断裂。由于结构一般被设计成纤维控制的（即纤维承受大部分载荷），所以这种缺陷是关键的。幸运的是，通常纤维破坏只限于冲击点附近的区域，并受到冲击物尺寸和能量的限制。前一节所列出的使用事件中只有少数会导致大面积的纤维损伤。

基体缺陷（裂纹、孔隙率、气孔等）。这些通常出现在基体-纤维的界面上，或出现在平行于纤维的基体中。这些缺陷会少许降低某些材料性能，但除非基体大范围退化，它对结构通常不是关键的。基体裂纹的累积可能使基体控制的性能退化。当基体严重受损时，对设计成用纤维传递载荷的层压板（纤维控制的），其性能只有轻微的降低。基体裂纹又称为微裂纹，能大大降低依赖于树脂或纤维/树脂界面的那些性能，如层间剪切和压缩强度。对高温树脂，微裂纹对性能有很大的负面影响。在文献7.3.2(a)中可以找到关于基体损伤对拉伸强度影响的讨论。基体缺陷有可能发展为分层这种比较关键的损伤形式。

分层和脱胶。分层在层压板的铺层之间形成界面。分层可能来源于扩展到层间层的基体裂纹，或是由于低能量冲击。脱胶也会来源于沿两个元件之间胶层的未粘接处，并在相邻的层压板的单层之间引起分层，在某些条件下，分层或脱胶会在受到重复载荷时扩展，并在层压板受压时引起灾难性破坏。分层或脱胶的严重性取决于：

- 尺寸；
- 给定位置的分层数量；
- 位置——在层压板厚度方向的、在结构中、自由边附近、应力集中区、几何不连续处的位置等；
- 载荷——分层和脱胶的行为取决于载荷形式。它们对受拉伸层压板的响应影响很小；然而，在压缩和剪切载荷下，分层附近或脱胶元件的子层会屈曲，并引起载荷重新分配机理，导致结构破坏。7.8.4.2节介绍了估算分层和脱胶严重性的方法。

组合损伤。通常冲击事件会引起组合损伤。由大物体（即涡轮叶片）引起的高能量冲击会导致元件断裂和接头破坏，所产生的损伤包括大量的纤维断裂、基体裂纹、分层、紧固件断裂和元件脱胶。低能量冲击引起的损伤会好一些，但也会包括纤维断裂、基体裂纹和多个分层的组合。有一些实验证明，对尺寸较小的损伤，冲击损伤比其他缺陷更严重（见图7.3.2(a)和(b)，文献7.3.2(b)和(c)）。注意，这些图中所有的数据都只适用于尺寸小于50mm（2 in）的损伤。对大于50 mm（2 in）的损伤得出的结果认为，大孔或大的穿透损伤至少与同样尺寸的冲击损伤一样严重。

含缺陷的紧固件孔。在制造时会出现钻孔不当、紧固件安装不好和漏装紧固件的情况，使用中的重复载荷会使孔拉长。这些因素都会显著地增大孔的尺寸，并导致认为该孔是开

孔（或充填孔，取决于哪一个产生较大的缺口敏感性）的假设。一般用半经验分析来处理复合材料的缺口敏感性。

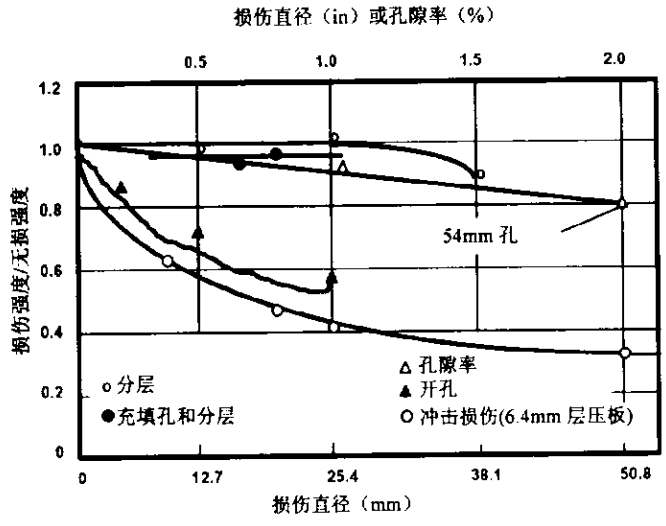


图7.3.2(a)　缺陷损伤对于静压缩强度的相对严重性

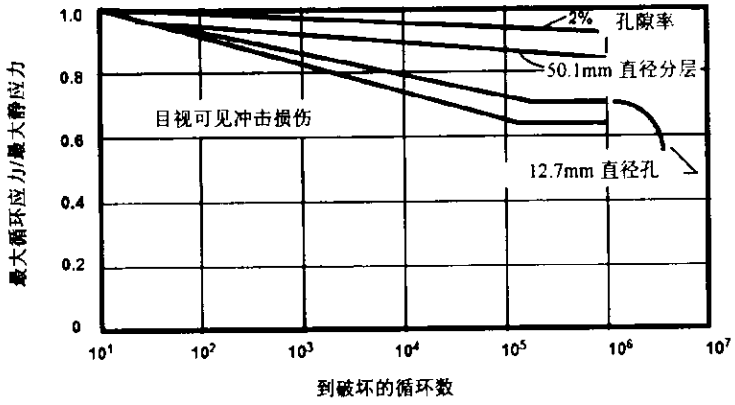


图7.3.2(b)　缺陷损伤对压缩疲劳强度（R=10）的相对严重性

7.3.3　对飞机实际可能遇到的冲击能量威胁

如7.2.2节所讨论的，飞机复合材料结构的验证需要确定用于极限载荷考虑的实际冲击能量截止值。一个保守的假设是设置在90%概率时的能量水平，这类似于处理B基准强度值的办法。这就意味着，实际能量截止值是按这样的方式选择的：在飞机寿命结束时，其中不超过10%的飞机受到冲击事件的能量会等于或高于这一截止值。对这些相应于更严重损伤情况、并可能无法符合极限载荷条款的这个10%，损伤容限考虑将证实其符合规定的安全水平。

令E_{co}=能量截止值，每次飞行遇到能量$E \geq E_{co}$的冲击概率为P_a，则（1–P_a）是飞机在飞行中未遇到或只遇到较低能量冲击的概率。事实上，在实际飞行时是不太可能出现低速冲击损伤风险的，但会出现在与这次飞行有关的各种操作中，如飞机维护以及与定期检测有关的部分风险。则它遵从：

$(1-P_a)^n$是在n次飞行后从未遇到能量为$E \geq E_{co}$的冲击的概率，则至少由于遇到一次能量$E \geq E_{co}$的冲击而产生损伤的概率为：

$$P=1-(1-P_a)^n$$

假设：n=50 000次飞行（短程/中程民用飞机）

P=0.1

则 $P_a=2.1\times10^{-6}$

在这种情况下，所允许的实际能量相应于每次飞行出现概率为2×10^{-6}的那个值。如果P的目标应为0.01，P_a则为2.1×10^{-7}，它显然对应于更高的能量水平（尽管由于假设概率-能量是对数线性关系，这个值相差还不是很大）。

对于固定翼结构的FAR 25的情况，P_a的这两个值小于通常相应于限制载荷的概率，可以假设它在每一飞行小时为10^{-5}的范围内。说这种所谓“实际”能量水平出现的次数要比限制载荷事件更“实际”，这情况可能是不合理的。因而，对于大约平均持续1小时的一次飞行情况，限制每一飞行小时的这个概率值为10^{-5}应是可以接受的。

在这里，人们必须无奈地承认，关于这些概率值的定量的能量水平还没有多少数据。为了说明这个方法，下面给出选自文献的某些数字。

实际上，由于假设相关的事件是独立的，P_a是两个概率的乘积：

P_a=概率（冲击能量出现次数）×概率（损伤能量$\geq E_{co}$）

至于所关心的第二项，由外场调查所知的仅有结果见文献7.3.3(a)。从对1 644次冲击事件的分析，可以认为这一结果是相当全面的。虽然这些记录代表了美国海军军用飞机（F-4，F-111，A-10和F-18）的使用情况，但由于维护工具和使用状态应该与这项研究没有很大差别，可以把它们推广到运输类飞机的研究。在这个研究中，通过用F-15机翼上得到的标定曲线，把在金属结构上观察到的1 644个冲击凹坑转换成能量水平，如图7.3.3(a)所示。根据该文献，对所调查的飞机，冲击能量的上限大约为48 J（35 ft-lb）。

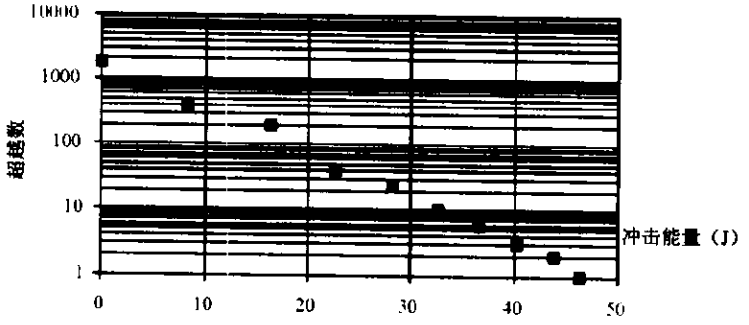


图7.3.3(a) 对1倍飞机寿命的超越数-冲击能量水平

因为这个报告没有提到与每一个损伤相关的飞机寿命和冲击部位，不可能得出每一飞行小时的冲击威胁。然而该调查提供了：(1)如果出现冲击，其预期能量的数量级；(2)超越数(Ne)-能量曲线的形状。可以假设曲线在该能量范围内是对数线性的，其斜率为-15J/logNe（-11 ft-lb/logNe）。

若出现意外冲击时，就能够很容易通过以下关系式，从这一曲线画出超过给定能量水平的概率（P_a）

$$\log P_e = -x(j)/15$$

由这一外场调查还得到了一个更精确的双参数Weibull分布（文献7.3.3(a)），其形状和尺度参数分别等于1.147和8.2（能量单位为ft-lb时为5.98）。

文献7.3.3(b)中发表了关于损伤出现概率的一些有用数据。在这个报告中综述了从对American Airlines, Delta Airlines, North Island Naval Aviation Depot 的访问和与De Havilland Aircraft Inc.的通信联系中所收集到的数据，并对由19个运营商2 100架飞机的记录进行了分析。总共3 814 805个飞行小时中，发现1 484次维护引起的损伤（相应于低速冲击损伤）。文献中还报告了冰雹、雷击和鸟撞的统计，可惜对这些与维护引起的损伤和使用损伤所相关的能量水平还没有进行研究。

从这些数据可以估计低速冲击的出现概率是3.9×10^{-4}/飞行小时。显然这个数字所涉及的是整个飞机，而对与所关注的零件，如方向舵蒙皮，则相应的概率应该低一些。假如“Murthy定律”不应该被忽略，应假定冲击损伤概率有着同样的数量级。根据ACJ 25 1309提供的定义，应认为事件概率的范围在每小时10^{-3}-10^{-5}之间是合理的。

现在把这些外场统计数据联合在一起，图7.3.3(b)表明对于各种损伤出现概率（按飞行小时），P_a值-冲击能量在合理可能的区间。按在飞机寿命结束时，飞机总数的90%出现的“实际”能量水平目标（$P_a=2.1\times10^{-6}$），假设损伤出现概率在合理可能区域的上限，以及每次飞行持续1小时，则这一应用练习的结果是：

E_{co}应低于40 J（30 ft-lb）。假设$P_a=10^{-5}$，则相应的能量是30 J（22 ft-lb）。

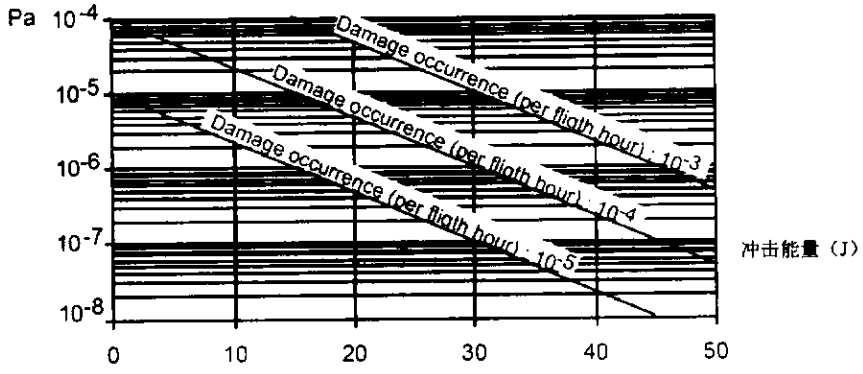


图7.3.3(b)　不同水平冲击事件的概率

除了水平尾翼的内侧零件采用140 J（103 ft-lb）的截止值以外，Airbus的计划（从A320型飞机验证开始和其以后的计划）选择的能量截止门槛值是50 J（37 ft-lb）。由于反映了美国空军要求和公司的设计准则，Boeing对民用飞机验证计划采用的能量截止值是136J（100ft-lb）。

由于在ATR 72 CFRP外翼的损伤容限验证中采用概率性方法，为了得到这种方法（文献7.3.3(c)）所需的数值，Aerospatiale公司研究了意外冲击情况，通过研究，采用36 J（27 ft-lb）为其结构验证的能量截止门槛值。

7.4　损伤检测

检测损伤的能力是维护计划能保证具体结构损伤容限的基础。为了可靠地在性能退化到不可接受的水平以前检测出损伤，这种程序必须把一种或多种检测方法与适当的检测间

隔结合在一起。为支持剩余强度评定，检测方法要依赖对损伤的量化确定。在设计和维护计划中还必须考虑到检测的可接近性。

为达到经济性目标，使用过程的检测计划常常要结合使用频繁但相对简单的检测方法（通常用于检测比较大的区域）和使用较少但更仔细的检查方法（通常检测范围比较小）。必须很好地了解每种检测方法的能力与每个结构部位损伤状态的关系（即检测门槛值，检测可靠性）。由于冲击的变量（即冲击头几何形状、速度、冲击角等）对具体部位的损伤状态有很大影响，要考虑这些变量在使用时的预期范围，对检测门槛值和可靠性进行定量处理。

检测方法可分为两个主要类型。第一类最普遍，包括用于概念研发、详细设计、生产和维护的破坏与无损检测方法；第二类只包括在服役中用于对冲击损伤定位和定量的那些无损评定方法（NDE）。第二类方法是第一类方法中的一部分，并依赖于关键损伤特征与结构完整性之间关系的相应技术数据库。

7.4.1 飞机检测程序

在飞机使用中，定期检测是从一开始就检出损伤，使得不会导致明显故障的基础。在这个过程中，飞机结构历来主要依赖目视检测方法。对这些应用中典型的定期检测有：

- 巡回检测——远距离目视检测，以发现孔洞和大面积凹痕或纤维断裂，即易检损伤。
- 一般目视检测——对较大范围的内部和/或外部区域进行仔细的目视检测，以发现冲击损伤的迹象（如凹坑、纤维断裂）或其他结构异常。需要有适当的光照和易于接近的可达性（如拆卸整流罩和检查口盖，使用梯子和工作平台）。也可能需要辅助检测工具（如镜子）和表面清洁。
- 详细目视检测——对局部区域的内部和/或外部区域进行近距离的仔细目视检测，以发现冲击损伤的迹象或其他结构异常。与一般目视检测一样，需要适当的光照和易于接近的可达性。辅助检测工具和技术会更复杂（如透镜、在清洁表面上用光线斜射），也可能需要表面清洁。
- 专门的详细检测——用无损方法（如超声、X-射线和剪切散斑）对具体局部区域的目视不可检损伤进行检测。

由于用其他NDE方法对所有结构表面进行检测所需的成本和时间，初始损伤检测仍然一直使用目视检测方法。例如，光学技术的进展可以在结构的大范围内快速检测局部损伤，但这种方法所需的昂贵设备仍然阻碍了飞机运营者采用这种技术。

使用目视检测方法来发现复合材料结构在大范围内的使用损伤，这使得在结构尺寸设计时要用目视勉强可见冲击损伤（BVID）的门槛值（文献7.4.1(a)）。FAA推荐用这种复合材料结构设计常规方法来考虑使用中可能根本不会被发现的损伤。过去对目视可见门槛值的解释是有点主观的，对不同的军用和民用飞机定义的最小目视可见凹坑在0.25-2.5 mm（0.01-0.1 in）之间。

开始检出损伤后，为了对它的范围进行定量，就要有目标地进行更细致的目视测量和用各种超声方法进行定量检测以确定其范围，表面损伤（如位置、凹坑深度或裂纹长度）的测量可以采用维护用的量具量规来定量。基于类似lamb波传播原理的“硬币敲击”提供了一种简单的方法来测量近表面损伤的范围，还在服役中采用了需要设备和培训的脉冲反

射式超声法，以便从一侧接近，更精确地测量近表面损伤的范围。这些方法被方便地用于不必分解的结构，但容易得到非常主观的结果。在结构修理大纲（SRM）提供应如何将其用于具体结构的说明时，就能够得到可重现的测量结果。

Aerospatiale公司（文献7.4.1(b)）已经表明，通过详细目视检测可检出深度为0.3-0.5 mm（0.01-0.02 in）的凹坑，其概率高于0.90。但用凹坑深度作为损伤度量有几个缺点。首先，凹坑深度取决于若干冲击变量，包括冲击头几何形状，并且也可能不是一个描述内部损伤范围的好指标。其次，文献7.4.1(c)表明了，在疲劳和老化联合作用下冲击凹坑会由于粘弹性而随时间变浅。在有些情况下，初始的凹痕深度（δ_0）有可能是衰减后凹坑深度的3倍。Canadian公司在文献7.4.1(d)中报告的研究也证实了这一结论。凹坑随时间的衰减可能与材料有关。因此，在使用基于可见度的维护损伤检测方案时，证实对BVID的容限所采用的损伤，其衰减后的凹坑深度要大于或等于可检门槛值（δ_0）。因此在缺乏数据时，在最长的检测间隔结束时，其可继续保留而可检的初始凹坑深度应至少选为1 mm（0.04 in）。

7.4.2 对获得损伤检测数据的建议

飞机制造商采用一套检测方法来帮助满足研制和应用的目标，这些目标包括要鉴别：(1)具体结构细节的关键损伤形式和设计准则；(2)零件生产的工艺和质量控制；(3)可靠的外场维护方法。推荐把一系列冲击损伤引入典型结构进行冲击研究，来支持开发能应用的检测技术。应通过这些研究得到表征目视可见损伤的定义来用于例行常规的检查，和更精确、但可靠的NDE方法以定量给出剩余强度。这些研究应该包括冲击事件的定量化，和对所产生的损伤用无损（如穿透式超声）和破坏（如横截面的显微镜观察）检测方法进行测量。应当指出，如7.5节（损伤阻抗）中所讨论的，在用于具体结构构型和设计细节时，冲击研究提供了最有用的结果。

7.4.2.1 目标

冲击研究检测结果的最明显目标，是确定所推荐使用检测方法的可检性极限与检出概率。比较服役用技术和更复杂的实验室方法所得的结果，为这两类参数的定量提供了坚实的基础。在冲击研究中所包括的冲击变量和结构构型的范围，使得可检性极限与检测概率可以随着所处理的这些变量而改变。

冲击研究检测结果的另一个不太明显但同样重要的目标，是研制对结构退化进行定量的技术。必须确定结构性能参数（即刚度、强度）的降低，来避免在剩余强度评定时做出过于保守的假设，从而避免导致过严的修理要求。冲击研究结果通过建立（外场测量的）损伤参数与（破坏评定所确定的）实际结构退化之间的关系，为实现这一目标提供了可能。值得注意的是，对冲击事件的度量与所产生的结构退化之间关系还几乎不了解，因为通常对引起损伤的事件（如冲击头几何形状、能量水平、出现的时间等）还知之甚少，或完全不知道。

7.4.2.2 检测技术

应该用破坏和无损评定（NDE）方法来尽可能增加冲击研究所得到的信息。研究中应包括推荐用于外场维护所有的NDE方法。建立外场NDE技术和更精确的实验室评定（包括力学破坏试验（将在7.8.3节中讨论）和横截面的显微镜观察）之间的相关性，将有助于确定冲击损伤的关键特征。

通常只适用于在实验室进行的冲击检测方法包括：穿透式超声检查（TTU）、显微镜、热揭层、局部刚度降测量和剩余强度试验，最后一种方法将在7.8.3节中介绍。使用TTU需要接近结构的两侧，需要专用设备（如超声信号发生器和频率范围在1-10 MHz之间的转换器）和使探头与损伤结构相耦合在一起的油脂或液体介质。横截面的显微镜观察用于观察基体裂纹和分层的效果最好，用染色剂渗透来增强的抛光圆柱形截面会有助于确定这种基体裂纹是如何汇合形成子层的（在7.8.2和7.8.3节中将进一步进行讨论）。把树脂烧蚀掉的破坏方法（称为对层压板的热揭层）是表征纤维损伤范围最有效的实验室方法，虽然这种方法最初用于由单向带制造的层压板，但也能用于像纺织物这样的其他材料形式。

脉冲反射式超声（PEU）和X-射线法都需要专门设备，既能用于实验室也能用于外场条件。PEU只需从一侧接近，已用于不同层次的测量提供分层的范围。与TTU的情况一样，PEU通常需要用一些液体介质来耦合传感器与损伤结构的表面。预期会出现一些采用激光脉冲和光学数据处理（单侧，非接触式）的先进超声方法，成为NDE技术的新进展。通常X-射线需要穿透专门的液体来增强损伤的细部结构。

可以通过在冲击点处施加面外载荷并测量局部变形，在实验室定量得出损伤所产生的刚度降，同时不会产生进一步损伤。这种技术以类似于准静态冲击试验的方式加载，提供了局部承载能力的量度。局部刚度降的测量有助于对有效的力学性能（而不是对不同的损伤特性）进行定量，因此能得到比较简单的剩余强度分析。一种在进一步发展后可能用于外场的超声方法，采用了Lamb波色散测量法来定量得到轴向刚度和弯曲刚度（文献7.2.2.3(j)和7.4.2.2）。Lamb波以弯曲模态进行传播，其波长是结构厚度的量级，产生这样的波需要较低的频率（低于1 MHz）。通过分析建立速度随频率（即波的色散）变化与结构弯曲和拉伸刚度的关系。这种方法已经成功地用于定量测定因各种原因所产生冲击损伤的刚度降。图7.4.2.2画出了局部弯曲刚度降的力学测量值与用弯曲波传播所得到数值的关系，值得注意的是，无论是凹坑深度还是超声C扫描的面积都与用刚度降的力学测量值有同样良好的对应关系。

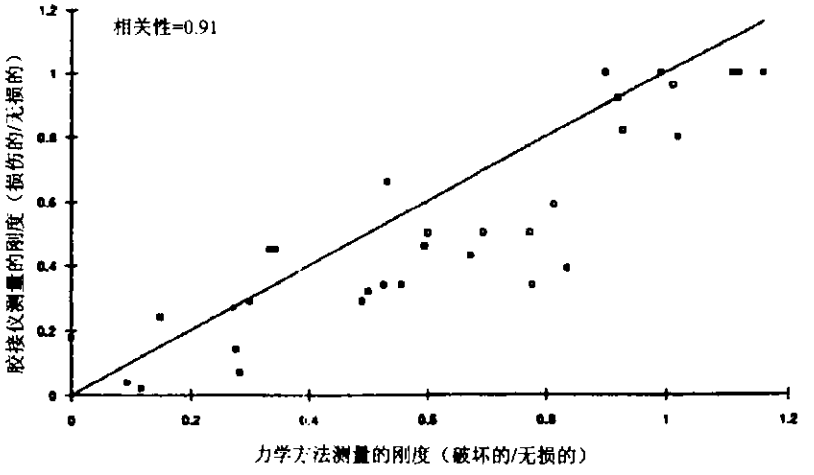


图7.4.2.2　用力学方法和超声试验方法测量得到的冲击损伤处局部刚度降（文献7.2.2.3(j)和7.4.2.2）

7.5 损伤阻抗

本节所提及的损伤阻抗，是指结构对各种具体事件导致的各种损伤的阻抗能力，它对设计师通常是结构重量方面的问题，对使用者来说是经济性方面的问题。考虑到对商用和军用飞机可能的威胁，损伤阻抗覆盖了各种损伤状态。有些损伤形式对结构性能构成的威胁大于其他的损伤，这取决于具体的结构构型和设计细节。下面将着重讨论已知的损伤阻抗机理，以及对不同应用选择具体材料形式或设计构型时可预期的性能折衷方案。

7.5.1 影响因素

迄今为止最为关注的复合材料冲击损伤特征是分层和/或元件脱胶阻抗。20世纪80年代到90年代，在通过材料研制改善这个性能方面做了大量的工作，其中包括韧性树脂体系、缝合、Z向销连接和纺织材料形式（不同程度的厚度方向增强）。还发现纤维的应力-应变性能对由纤维破坏控制的冲击损伤阻抗是很重要的。玻璃纤维和芳纶的高拉伸破坏应变，使其对冲击载荷下的破坏阻抗远高于碳纤维。最后，发现冲击损伤阻抗还取决于结构构型和局部设计细节。已经注意到，由夹层芯子材料和离散元件来加强的复合材料结构的不同冲击损伤特征是前者的例子。层压板铺层顺序、在胶接元件处的局部增厚、嵌入胶层、离散结构元件附近和冗余的机械紧固件，是结构细节对冲击损伤阻抗至关重要的一些例子。

7.5.1.1 对以前冲击研究结果的概述

迄今为止，对复合材料损伤进行的大部分研究着重于复合材料响应的基本原理。在文献7.5.1.1(a)-(d)中，综述了复合材料响应基本原理研究中有关损伤阻抗的概况。

过去进行的很多冲击研究都集中在较厚的机翼类结构方面（文献7.5.1.1(e)-(i)）。用模拟的冲击威胁（通常用称为锤头的半球形冲击头）对试样和组合件进行了冲击试验，这些试验与工业界考虑的在试验件上掉落的各种工具密切相关。虽然在某些情况下也使用了平面超声C扫描，但在结构级进行试验的研究文件通常评定的是目视可见性和剩余强度，见到的对冲击的详细评定通常只是试样级的。例如在图7.5.1.3中所示的结果，是用NASA提出的标准试样（冲击试样尺寸为180 mm×300 mm，加工后的CAI试样尺寸为130 mm×250 mm）和Boeing提出的标准试样（冲击和CAI试样尺寸为100mm×150 mm）得到的特性。

从这些早期的试验中，发现所观察到的损伤状态和导致的剩余强度受到冲击能量的强烈影响，而与冲击头的形状关系不大。还发现那时所研究的“脆性”环氧树脂层压板其主要破坏机理是横向裂纹和分层，其损伤的面积主要取决于冲击能量。在穿透以前，由于形成了大的分层使层压板局部软化而降低了接触力，抑制了局部的纤维破坏。基体损伤对CAI强度的降低起了主要作用，并没有发现受冲击头几何形状影响的纤维破坏是所观察到的压缩强度退化的主要原因。这些发现，以及易于建立分析模型，使得迄今为止对纤维复合材料的大部分冲击研究都采用了直径在13-25 mm之间的半球形冲击头。

到了20世纪80年代末，Northrop和Boeing按照与美国空军的合同，广泛评估了机翼结构的冲击问题（文献7.5.1.1(j)）。研究的重点是材料、层压板和结构几何特性的冲击损伤阻抗，采用了积木式试验方法，包括试样、3根和5根筋条的加筋板和机翼盒段（多墙和多肋）。发现对试验结果有重要影响的变量包括：层压板厚度、层压板铺层、材料韧性（用层间G_{IC}来定量）、筋条的形式、冲击部位和壁板的边界条件，用文件记录了试验和分析的结果，包括冲击的结构响应、所产生损伤的特征和CAI强度。图7.5.1.1给出了由这个广泛研究得到

的结果。注意到了层压板厚度和冲击能量对所形成损伤（用目视可见凹坑深度来度量）的影响。如图7.5.1.1所示，已经用能量截止值，而不是目视可见限制值来界定厚结构的极限载荷要求。对加筋结构值得指出的是，在受到冲击的筋条突缘和腹板中其局部纤维破坏的重要性。虽然产生这种损伤所需的高能量也可能导致一个用于考虑极限载荷的能量截止值，但在图7.5.1.1中并没有给出这种影响。在确定限制载荷要求时，也还应考虑一些实际的冲击威胁水平，但用能量截止值是不合适的，因为飞机安全性取决于是否能检出实际可能出现的任何损伤。

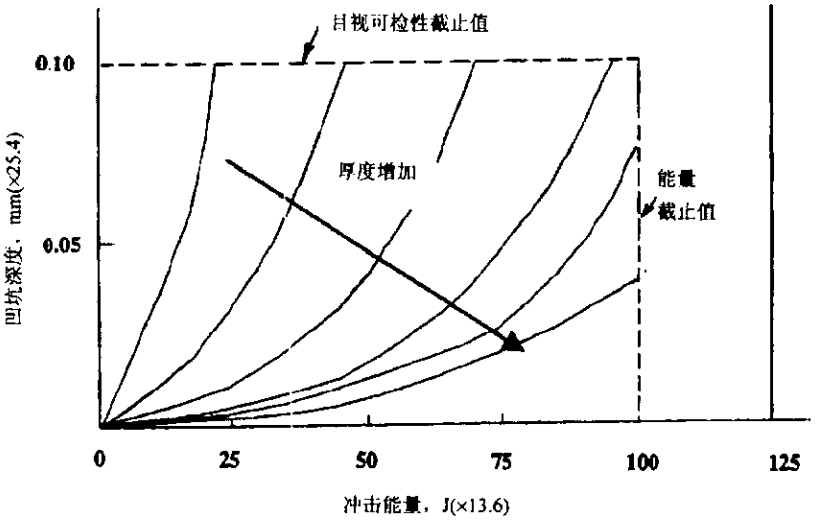


图7.5.1.1　对一定冲击能量范围内层压板厚度对凹坑深度影响的试验结果

最近，Boeing按照NASA的合同研究了较薄蒙皮的加筋机身和夹层结构的冲击损伤阻抗问题（文献7.5.1.1(l)-(n)）。在所设计的实验中评定了几种材料、层压板和结构变量，它也包括了与冲击事件有关的外部变量。用几种不同的破坏和无损方法来测量对基体和纤维的冲击损伤范围和形式，研究中包括了一些较厚的机身壁板，相当于外翼或尾翼壁板的厚度量级（蒙皮厚度约为4.6 mm）。

与以前研究的情况一样，发现在机身级结构中，冲击能量和层压板厚度对产生的损伤有重要的影响（文献7.5.1.1(l)）。在认为重要的外部变量中，冲击头直径和形状对损伤阻抗、可检性和冲击后剩余强度的影响最大。在高冲击能量时，与通常会穿透层压板的较小冲击头相比，较大直径的冲击头能产生较大范围的损伤和较小的损伤迹象（即凹坑深度）。与机翼结构所考虑的较厚的层压板（5.1-13 mm）不同，对薄蒙皮（即2.3 mm厚）的机身结构，基体韧性对损伤面积的影响很小。影响冲击损伤阻抗的其他设计变量包括：筋条几何形状、在蒙皮/筋条界面上附加的胶层、碳纤维类型和对较厚层压板的基体韧性。还发现这些变量之间的某些相互作用也与单个变量的主要影响同样重要。试验与分析模拟的相关比较表明，用于支持加筋板的夹具对冲击时的结构动态响应有着重要的影响。这表明应当使壁板试验时的边界条件尽可能接近真实结构，或采用静压痕试验。

7.5.1.2　穿透冲击

对穿透整个层压板的高能量冲击事件，其冲击阻抗的研究还很少。文献7.5.1.2用刀形冲击头，进行了少量全碳纤维增强塑料（CFRP）和玻璃纤维增强塑料/碳纤维增强塑料

（GFRP/CFRP）混杂层压板的穿透冲击，如图7.5.1.2(a)所示。所选择的能量至少能引起穿透。对比穿透冲击所记录的力-位移结果，揭示了材料类型之间的明显差别。

图7.5.1.2(b)给出了几种CFRP材料的曲线。AS4/938丝束要比AS4/938具有更高的载荷，使得事件的能量约高60%。产生这一差别的原因，可能是由于丝束铺放层压板的穿透区附近产生了较大的损伤。

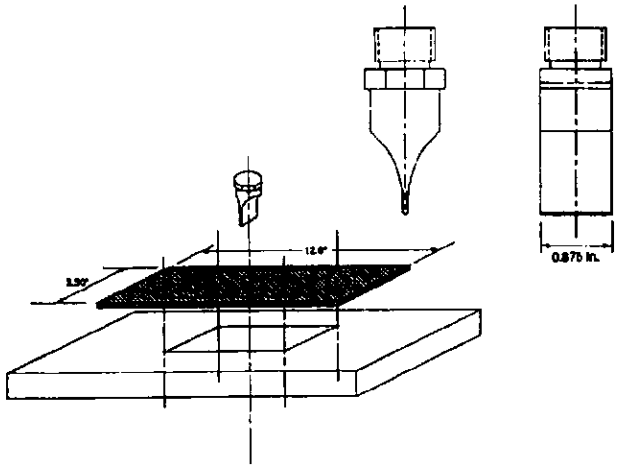


图7.5.1.2(a)　穿透冲击的支持夹具

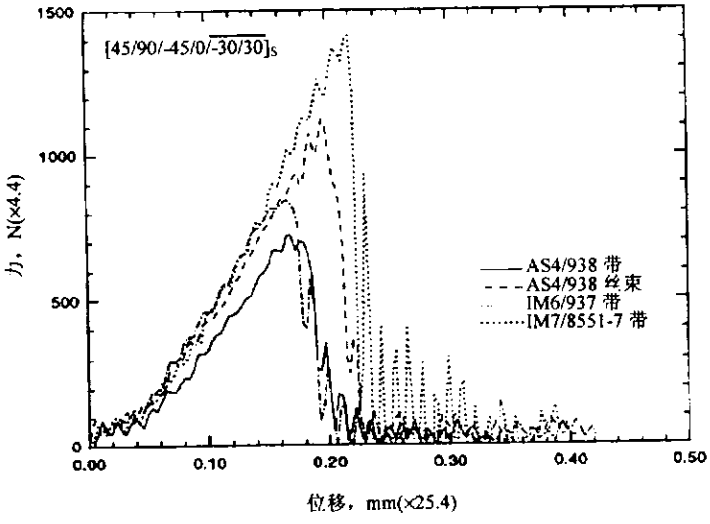


图7.5.1.2(b)　对AS4/938丝束和带，IM6/3501-6和IM7/8551-7的穿透冲击所记录的冲击结果

IM6/937A单向带的结果给出了峰值载荷和总的事件能量，它比AS4/938单向带的结果要高20-25%。这两种材料所产生的损伤面积差不多，这可从其树脂相当而预计到。因此，能量的差别可能是由于IM6的刚度较高，从而层压板的弯曲刚度和纤维强度高一些。

穿透IM7/8551-7单向带的最大载荷比IM6/937A单向带高40%，总事件能量高65%。超声扫描的结果指出，在IM7/8551-7穿透区附近产生的损伤比其他材料的损伤小很多。产生能量差别的原因包括：(1)IM7纤维具有较高的弯曲刚度和纤维强度；(2)由于8551-7的韧性较高使单位损伤吸收的能量增加。可是二者似乎都没有考虑主要的能量增加原因：超过冲

击头长度的裂纹范围需要附加的纤维破坏和相关的能量。因为8551-7树脂对基体损伤的阻抗会减少穿透物尖角处的应力集中，这种设想好像是合理的。要注意，目前研究所用的超声方法还不能辨别纤维破坏区。

图7.5.1.2(c)给出了下列材料丝束铺放层压板的力-位移曲线：100%的AS4/938，100%的S2/938和50%AS4/50%S2/938组成的面内混杂，其中单位宽度由12支丝束重复。由纤维刚度的差异可以预计，100%AS4/938曲线的斜率要比100%S2/938的小一些，而面内混杂的斜率介于二者之间。S2/938的总事件能量是AS4/938的两倍多，面内混杂的能量约在二者之间。与AS4/938和S2/938相比，面内混杂曲线的另一显著特点是较韧的破坏。

还观察到，铺层和/或厚度对所产生的损伤状态有重要影响。图7.5.1.2(d)比较了10层和16层层压板的分层范围。弯曲刚度较高的16层层压板可能在裂纹尖端附近形成较大范围的基体劈裂和分层。

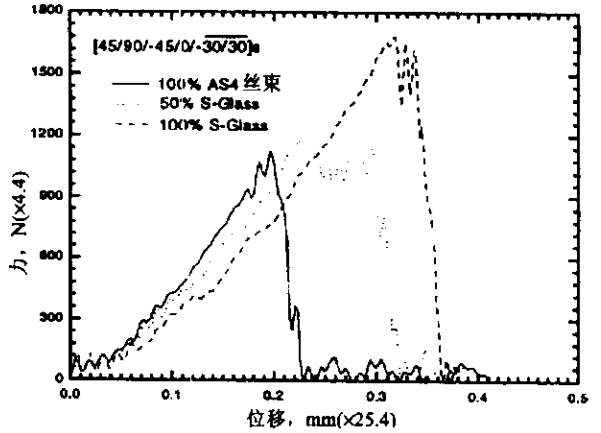
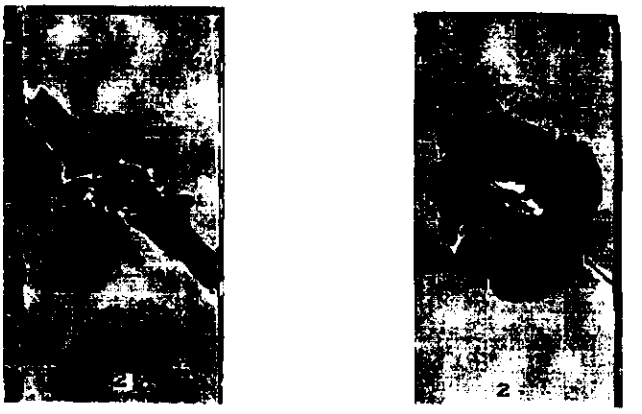


图7.5.1.2(c)　记录的不同百分比AS4和S2丝束铺设层压板的穿透冲击试验结果



[45/90/-45/0/30/-30/0/-45/90/45]　10层　　[45/-45/0/90/30/-30/0/90]$_S$　16层

图7.5.1.2(d)　10层和16层AS4/938带穿透试样的超声C扫描结果

7.5.1.3　材料类型和形式的影响

复合材料结构抵抗或容忍损伤的能力与组分树脂和纤维材料性能以及材料的形式密切相关。树脂基体的性能最重要，并包括了其塑性延伸和变形的能力，树脂应力-应变曲线下面的面积表明了材料吸收能量的能力。如能量释放率性能所指出的，损伤阻抗和损伤容限还与材料的层间断裂韧性G有关。取决于应用情况，G_{I}，G_{II}或G_{III}可能支配着总的G计算，

这些参数代表了树脂抵抗3种断裂模式分层和损伤的能力。已经用新的韧性热固性层压板和较韧的热塑性材料体系试验，证实了树脂韧性对冲击损伤阻抗的有益影响。

已经研究了纤维性能对于冲击阻抗的影响。通常，用织物增强体制造的层压板比用单向带结构制造的层压板有较好的损伤阻抗，而碳纤维单向带层压板之间的差别则比较小。已经对混杂纤维结构复合材料，即在铺贴中用两种或更多种纤维混合的复合材料，进行了一些研究。例如，把一定比例的碳纤维用具有高延伸率的纤维（如玻璃纤维或芳纶）加以替换。这两种情况下的结果（文献7.5.1.3(a)-7.5.1.3(d)）都证实损伤阻抗和冲击后剩余压缩强度均得到了改善，但无损时的基本性能则通常都有所降低。

图7.5.1.3给出了典型标准平板试样的试验结果，它区分了增韧复合材料（IM7/8551-7）和非增韧材料体系（AS4/3501-6）的冲击阻抗。增韧的材料抵抗横向载荷下的分层扩展，使得在给定冲击力水平下所产生的损伤直径较小。研究表明，II型层间断裂韧性（G_{IIC}）是抵抗横向载荷条件下分层扩展的关键性能（文献7.5.1.3(e)和7.5.1.3(f)）。通过将基体韧化能够提高层压板的G_{IIC}，还发现G_{IIC}的值与层压板中层间韧性树脂层的厚度密切相关。具有这种微结构的复合材料层压板提高了其分层阻抗，但对于层压板中全部使用韧化树脂的这些体系，湿热压缩性能可能会显著降低，大缺口的拉伸强度有所降低及其他一些缺点。

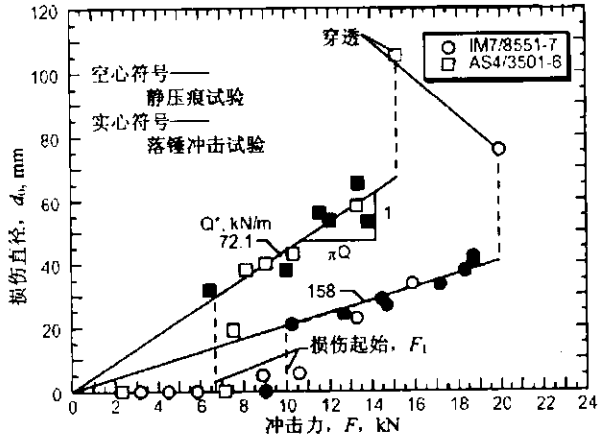


图7.5.1.3　用预浸带制造的未增韧、增韧和夹胶层碳/环氧树脂层压板的冲击试验结果

应该指出，图7.5.1.3中的结果与层压板厚度、铺层顺序及试样几何尺寸密切相关。对图中的两种材料，所有这些结构参数都保持不变。虽然损伤尺寸和冲击力之间的关系可能有所不同，但图7.5.1.3中的试验趋势与（层压板厚度类似的）加筋蒙皮壁板中跨（纵向和横向加筋元件的中心）处的冲击试验结果相类似。图7.5.1.3还表明，静压痕试验与落锤冲击事件得到的损伤尺寸是相似的。

某些纺织材料形式通过分层扩展阻抗和/或其他机理来抵消基体损伤的影响（文献7.5.1.3(g)）。当结构受冲击时，用若干不同制造工艺实现的缝合并不能完全抑制基体损伤的形成和扩展，但缝合改善了对子层屈曲的阻抗，因此有助于提高与基体损伤相关的冲击后压缩（CAI）性能（文献7.5.1.3(h)）。

7.5.1.4　损伤的深度

即使是较小的冲击力和能量，对薄复合材料的冲击也会产生穿透厚度的损伤。在接触

区，损伤由纤维和基体损伤组成，超出了接触区，就只有基体损伤。接触区的直径只有冲击头半径的几分之一，与厚度同一量级。例如，图7.5.1.3中冲击试验的接触区直径只有几毫米，而损伤直径则为10-70 mm。（用12.7 mm直径锤头进行冲击。）由于损伤范围远远超出了接触区，所以冲击头的形状对损伤范围影响很小。另一方面，除了很大的冲击力和能量以外，对厚复合材料，冲击一般不会产生穿透厚度的损伤。

图7.5.1.4中对36 mm厚AS4/环氧树脂复合材料给出了用射线测量到的损伤深度与冲击力的关系（文献7.5.1.4）。（射线照片是由宽度只有38 mm的试样侧边拍摄的。）这个材料代表了用于航天飞机固体发动机的纤维缠绕箱体（FWC），这个FWC由0°（环向）和±56.5°（螺旋状）的层组成。冲击采用了下列冲击头：直径6.35 mm的棒、90°的棱角和直径12.7 mm与25.4 mm的半球形冲击头，冲击头的质量是5 kg，每个符号代表了几个试样的平均值。接触区的直径比厚度小得多，用棒得到的损伤最深，以下依次是棱角、小的半球形和大的半球形。棒冲击头如同一个打孔机，因而在超过临界力以后，只需再增加一点力就能穿透复合材料。用棱角和半球形头得到的数据有相似的斜率，对较钝的压头，产生给定深度损伤需要的冲击力要大些。实心符号和空心符号分别表示从冲击表面看时的目视不可见和目视可见损伤。用棒、棱角得到的所有损伤，和用小半球形头得到的大多数损伤都是目视可见的；但对25.4 mm的半球形头，深达4 mm的损伤也是目视不可见的。从而，冲击头的形状对于厚复合材料的损伤深度和可见性都有重要的影响。同样要指出，图7.5.1.4中的冲击力要比图7.5.1.3的冲击力大得多。

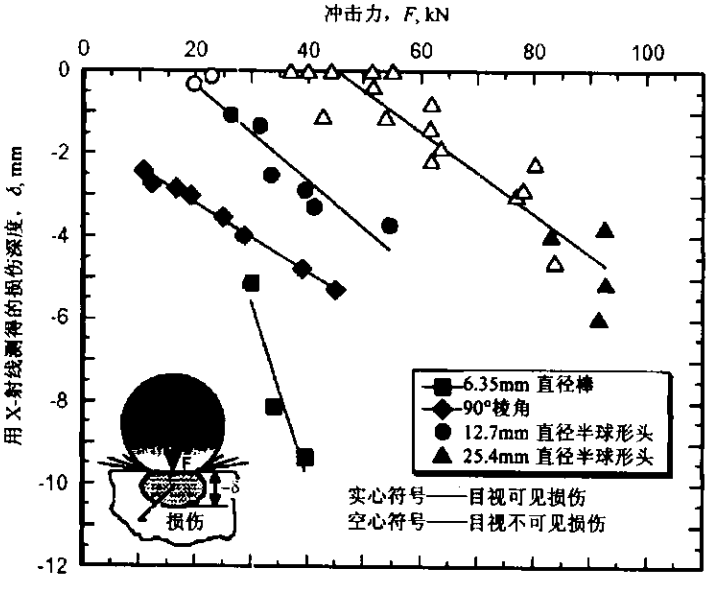


图7.5.1.4　用不同形状冲击头对36mm厚AS4/环氧树脂纤维缠绕箱体（FWC）得到的冲击损伤

7.5.1.5　层压板厚度的影响

与厚层压板相比，薄层压板的低速冲击损伤可能是更严重的问题，参见图7.5.1.5(a)和(b)。图7.5.1.5(a)给出了所试验的两种不同凹坑深度情况的动能与厚度曲线关系。在所示的厚度范围内，产生给定损伤水平的损伤（用压痕深度表征）所需的动能，随厚度以大致3/2次幂增加。对与图7.8.1.2.7(a)相同的复合材料，图7.5.1.5(b)给出了静压痕试验的损伤直径与

力的关系曲线，引发损伤的力也随厚度按大致3/2次幂增加。穿透16层复合材料的力为3.1 kN（700 lbf），而即使再增加力也不会穿透24层，32层，48层的复合材料，从而穿透力也随厚度的增大而增加。

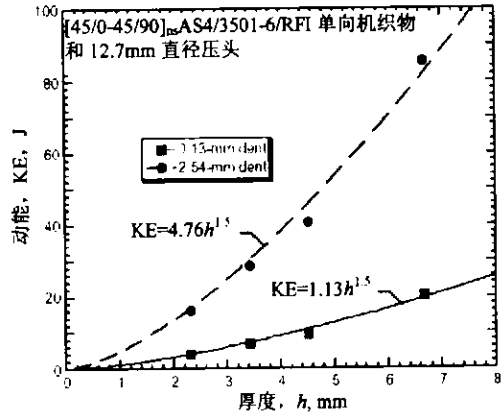


图7.5.1.5(a) 给定凹坑深度的冲击响应

如图7.5.1.4所示，对很厚的复合材料其损伤不沿厚度扩展，而损伤的层可能在面内拉伸载荷下破坏，并与其余的层脱胶。图7.5.1.5(c)中给出了图7.5.1.4所用36 mm厚试样的剩余强度与损伤深度的关系，强度按无损强度进行归一化。每个符号都是几个试样的平均值，实心符号表示损伤层破坏时的应力，而空心符号表示其余层破坏时的应力（最大载荷）（所有的应力均用总面积计算）。损伤层在破坏时与其余的层脱胶。对很浅的损伤，破坏起始是灾难性的，但较深的损伤则需要附加载荷以使其余的层破坏。与其余的层相比，损伤层的强度随损伤深度增加而降低的程度更大。根据表面裂纹分析（文献7.5.1.4），损伤层的破坏与损伤深度的平方根成反比，而其余层的破坏则与无缺口层压板基本一样。

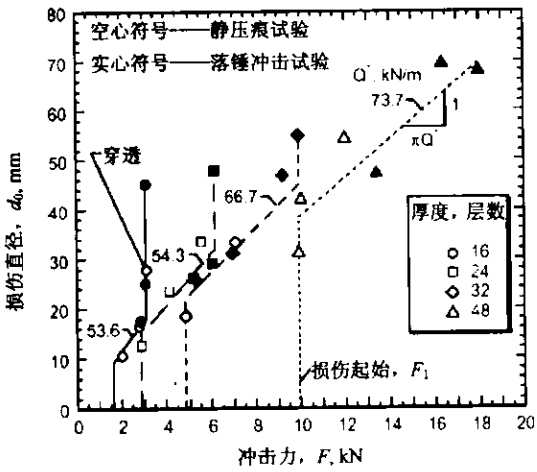


图7.5.1.5(b) 用12.7mm直径压头得到的[45/0/-45/90]ns AS4/3501-6/RFI单向织物的损伤阻抗

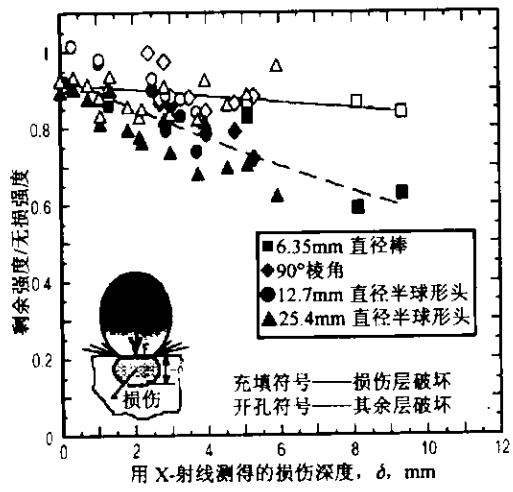


图7.5.1.5(c) 用不同形状冲击头对36mm厚AS4/环氧树脂纤维缠绕箱体（FWC）得到的剩余拉伸强度

7.5.1.6 结构尺寸影响

试样与结构的冲击响应差别相当大。考虑一块板，其横向力和弯曲刚度为k，自然频率

为ω，受到质量m_i的冲击。当$\omega^2/(k/m_i)$的比值大于100时，其冲击响应基本上是准静态的（文献7.5.1.3(i)），即冲击时的力-位移关系和准静态加载时是一样的。从能量平衡考虑，冲击力由下式给出：

$$\frac{1}{2}m_iV_i^2=\frac{1}{2}\frac{F_{max}^2}{k}+\frac{2}{5}\frac{F_{max}^{5/3}}{n^{2/3}} \qquad 7.5.1.6(a)$$

式中

$$n=\frac{4}{3}E_2\sqrt{R_i} \qquad 7.5.1.6(b)$$

V_i是冲击头的速度，R_i是球形冲击头的半径，E_2是厚度方向的模量。式7.5.1.6(a)中右侧的第二项考虑了当地的压痕。于是当k与n相比为小量时，冲击力的增加与动能和弯曲刚度乘积的平方根成正比例；这样，随着尺寸的减小、厚度的增大、和刚度的增加，冲击力随之增大。同时，损伤阻抗也随厚度增加而增大，并且，筋条能通过止裂而提高壁板的强度。

还应指出，当$\omega^2/(k/m_i)$的比值小于100时，冲击响应是瞬态的（文献7.5.1.3(i)），即该板似乎表现得比较小，从而所产生的冲击力要大于7.5.1.6(a)式给出的值。另一方面，损伤的扩展会降低冲击力。在7.5.1.6(a)中，k和n都随损伤的增加而减小，从而降低了F_{max}。板对穿透的阻抗限制了冲击力的最大值，于是板的尺寸效应可能被损伤所抵消。

图7.5.1.6(a)-(c)说明了尺寸的影响。图7.5.1.6(a)对材料和铺层相同但尺寸不同的两个纤维缠绕圆筒，用直方图给出了降低爆破压力所需的最小动能（文献7.5.1.6(a)）。直径45.7 mm的圆筒，降低爆破压力的最小动能几乎是14.6 mm直径圆筒的10倍。

图7.5.1.6(b)和(c)分别对不同尺寸6.3 mm准各向同性厚板，给出了冲击力及所产生损伤直径与动能的关系曲线（文献7.5.1 6(b)）。对给定的动能，冲击力和伴随的损伤尺寸随着板尺寸的增加而减少。当能量小于41 J时，53 cm的方形板几乎无法发现损伤。于是，引起损伤的能量门槛值随尺寸增加而增大，其情况与图7.5.1.6(a)所示的爆破强度的能量门槛值相同。应该指出，由于损伤降低了弯曲刚度而降低了冲击力，小板的降低程度大于大板。这样对图7.5.1.6(b)中两种最小的板，由于损伤其冲击力的大小基本相同。

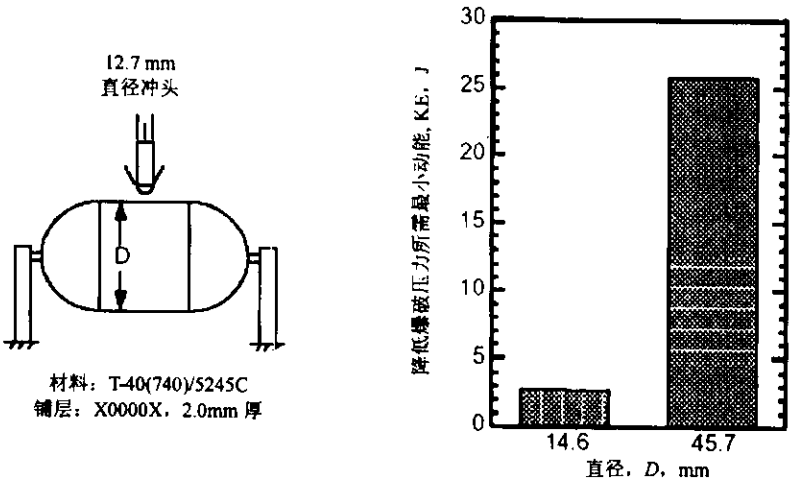


图7.5.1.6(a)　小和大压力容器的冲击响应（文献7.5.1.6(a)）

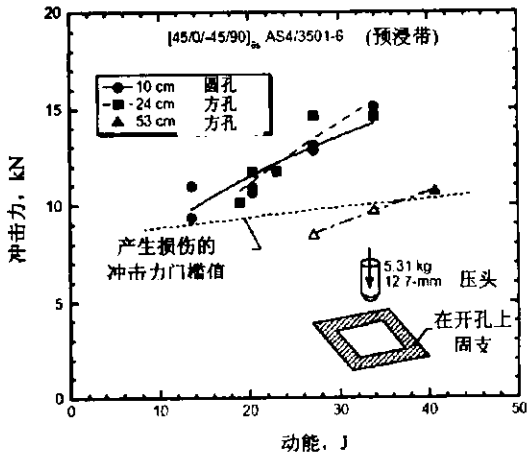


图7.5.1.6(b) 不同尺寸板的冲击力
（文献7.5.1.6(b)）

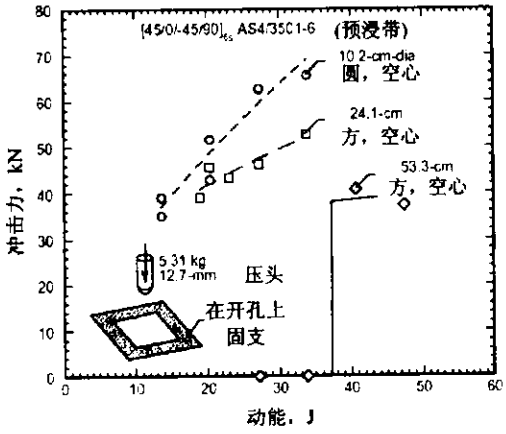


图7.5.1.6(c) 不同尺寸小板的冲击损伤
（文献7.5.1.6(b)）

7.5.1.7 夹层结构

夹层增强的结构中，芯子和面板厚度对冲击损伤阻抗起重要作用，关键的芯子变量包括密度、纤维类型、基体类型、格子尺寸和纤维方向。迄今为止进行的大多数冲击试验和分析评定用的都是面板厚度在0.8-3.8 mm（0.03-0.15 in）之间的夹层壁板。发现芯子和受冲击外面板的损伤范围均逼近一个渐进线。例如，Boeing在上世纪90年代初按NASA合同收集的数据库发现，该渐进值略为大于冲击头的直径，而且对面板厚度量级为2.0 mm的壁板还取决于复合材料芯子与面板材料的具体组合（文献7.5.1.1(n)）。这种对大冲击损伤面积扩展的固有阻抗能力有助于减小对剩余强度的影响。

已经发现在很低的冲击水平下薄面板蜂窝壁板（面板厚度小于0.5 mm（0.02 in））就会受到损伤，并使芯子出现环境退化（即水分侵入），导致严重的耐久性问题。此外，有限的试验认为，厚面板夹层结构（即t >5.1 mm（0.20 in））的损伤直径有可能远大于冲击头的直径，且表面目视可检性很差；但剩余强度试验则认为，由于CAI强度很高且没有相应的大范围贯穿厚度的明显损伤，这一损伤是非对称的。

某些夹层芯子材料的破坏机理并不限于冲击事件的局部区域，芯子损伤的扩展，使复合材料面板能吸收变形方向上的能量而无破坏。由于破坏的芯子不能在大面积上稳定支持面板，当存在较高的压缩或剪切载荷时，这种材料组合产生的损伤会对夹层壁板的完整性构成威胁。此外，未损伤的面板在冲击后会回弹，也降低了对大块芯子破坏的目视可检性。在20世纪80年代中期由Boeing为NASA合同进行的研究中也已观察到这一现象（文献7.5.1.7）。这些研究中所用的蜂窝芯子材料（用耐热树脂浸润的斜纹机织玻璃纤维织物）会使破坏扩展，它远大于通常出现在冲击头下面的局部“芯子塌陷区”。图7.5.1.7所示为对这种损伤范围的测量结果。发现带有这种损伤的压缩剩余强度很低，因此，该研究中所采用的这种蜂窝芯子材料不是主结构应用中的良好侯选材料。

对带有薄面板的夹层材料，冲击会引起目视可见的芯子损伤，已经证实这种损伤会降低压缩和剪切强度。引起夹层结构面板断裂的冲击损伤（连同孔隙率这种制造缺陷）使水分能侵入芯子内，也是个长期耐久性问题。

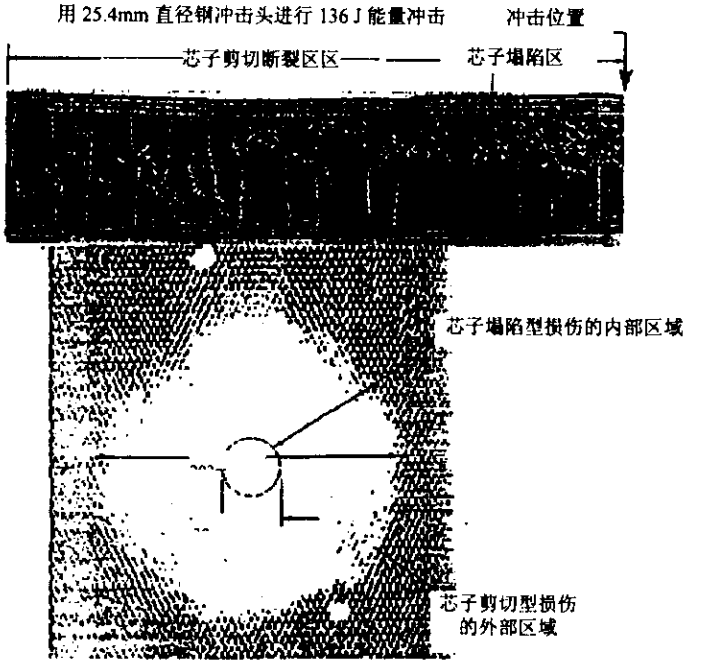


图7.5.1.7 不希望的芯子破坏模式，显微照片和透波C扫描数据（文献7.5.1.7）

7.5.2 设计问题和指南

在正常使用中飞机会受到各种来源的潜在损伤，包括维护人员和工具、跑道碎石、维护设备、冰雹和雷击。即使在最初制造和装配时，零件也会遇到工具掉落、运输到装配位置过程中遭到的颠簸碰撞等。飞机结构必须能忍受这种合理水平的意外事故，而不需要翻修或停飞。提供必需的损伤阻抗是重要的设计内容，可惜，对设计师来说，提供适当的损伤阻抗可能并不总是最受欢迎的工作。对损伤的阻抗要求结构很坚固，常常还要额外增加超出承受结构载荷所需的材料，这也会影响材料、铺层、设计细节等的选择。因此，为兼顾最小重量和成本的竞争目标还有很大的压力。

为了确定最低损伤阻抗，过去已经对飞机结构确定了很多要求。例如在空军的飞机结构通用规范AFGS-87221A（文献7.5.2）中就规定了空军的要求。一般来说，规范规定了冲击的类型和必须承受而不会伤害结构、不会出现水分侵入、不需修理时的低能量水平。它提出意外事故的条款，例如工具掉落、冰雹、和跑道碎石的冲击。还可以按其对损伤敏感性高低，对飞机进行分区。在有些情况下，民用航空公司的用户还提出特殊的损伤阻抗要求，或要求对高冲击威胁区的部件选择特殊的材料。

7.5.2.1 用对冲击的研究来确定关键损伤

为了对具体设计和检测方法确定其适用于外场维护的关键损伤细节，需要用具有构型的结构进行冲击研究，这些研究有助于确定对结构完整性最关键的设计特性。对冲击威胁的研究包括各种冲击情况和结构部位。根据以下的冲击后评估，识别出关键的损伤：(1)损伤目视可见性；(2)分层和纤维破坏的程度；(3)局部刚度的降低（即载荷路径的损坏）；(4)剩余强度。由于有大量影响损伤的材料、结构和外部变量，发现在具体的组合结构中，冲击研究提供了最有用的结果，因此，推荐采用包含典型设计细节和边界条件的大型结构构

型来进行对冲击的研究。由于能把众多的冲击施加在单个的试验件上，这种研究是实际可行的。通常还需要用包含典型冲击损伤的较小的“积木式”壁板（即3根和5根桁条的加筋板）来定量研究剩余强度。

7.5.2.2 结构布置和设计细节

对冲击的研究，包括在结构不同位置以不同能量施加的一系列冲击；冲击研究的目的是要确定冲击能量、损伤可检性和损伤特性之间的关系。一般用研究的结果来得到准备施加在用于确定冲击后剩余强度的结构试验件上的冲击变量（能量、位置等）。

对设计细节的冲击。复合材料结构的损伤阻抗受到设计细节（例如材料形式、组分、铺层、厚度和结构构型）的极大影响，为了满足损伤阻抗的目标，关键是要从结构元件和组合件试验中得到早期设计研制数据。例如，在胶接或螺接结构中的冲击损伤累积的数据就与平板不同。设计研制数据应该考虑一系列的损伤情况，从已知使用中会引起耐久性或维护性问题的情况，到对极限和限制载荷的剩余强度要求有重要影响的损伤情况。

损伤阻抗要求的确定与结构类型有关。例如，对于要求不需修理或不容许水分侵入的蜂窝夹层操纵面，通常必须承受的冲击能量水平相当低，例如0.5-0.7J（4-6in-lb）。保持这些零件很轻的理由，是要尽量减少质量和重量平衡问题，因此，其损伤阻抗相当低。由于这些零件容易用备件更换，同时是在车间进行修理，这种修理一般易于实现。但因为它们是轻结构，操作时必须仔细，以防在处置和运输过程中产生进一步的损伤。相反，对于一般很难从飞机上拆卸下的层压板主结构，其损伤阻抗要求通常必须比较高，例如5.4 J（48 in-lb）。

损伤敏感区和细节。要特别当心飞机上的某些损伤敏感区，其例子是下机身和相邻的整流罩、内襟翼的下表面和舱门周围的区域，这些区域需要用较厚的结构增强，很可能是用玻璃纤维而不是碳纤维。此外，由于容易受到轮胎爆裂的损伤，轮舱区的结构也需要特别注意。类似地，推力反向装置附近的结构容易受到跑道上弹射的冰或其他碎片的损伤。

最小重量的结构，如整流罩结构，如果设计得太轻会有过多的维护问题，采用低密度蜂窝芯的夹层结构是一个例子。同样，面板必须有最小厚度以防止水分进入芯子。设计时不应依赖面漆来阻碍水分进入。经验证实，漆常会被腐蚀或磨蚀，从而造成水分进入。

支持接头附近的薄蒙皮蜂窝夹层区在部件安装和拆卸时特别容易受到损伤，因此，在接头的合理工作范围内要使用实心的层压板结构。

操纵面的后缘对损伤非常敏感。后部102 mm处特别容易受到地面碰撞、操作的撞击以及雷击。由于涉及蒙皮与后缘的增强，对该区域的修理会很难。希望的设计方法是增加一个承载元件来承受后缘前方的载荷，而后缘本身的材料将是容易修理的，该材料的损伤不会危及该部件的结构完整性。终结的零件要避免使用充填剂，因为有开裂的趋势并会产生密封的问题。

7.5.2.3 地面冰雹

希望将复合材料飞机结构设计得能承受一般的冰雹撞击能量，以使在遭受冰雹后需要的修理为最小。除了前缘会遭遇飞行中的冰雹损伤外，通常只在飞机地面停放时才会出现这种损伤。

7.5.2.4 雷击

高能量的雷击能使复合材料表面结构产生严重的损伤。对民用飞机和旋翼飞机，FAA

的防雷击条款是FAR25.581，23.867，27.601和29.610，燃油系统防雷击的要求是25.954和23.954。系统的防雷击要求是25.1316。咨询通报AC 20-53和AC 20-136给出了对这些条款的符合性措施。在MIL-STD-1795“航宇飞行器的防雷击”、MIL-STD-1757“防雷击的鉴定试验技术”和MIL-B-5087“航宇系统的连接、接地和防雷击”中规定了军用要求。

飞机上存在一些高雷击出现概率区，称之为雷击区。需要用导电材料来保护雷击区及其外部的复合材料结构，并将感应电流从附着区导出。对全复合材料机翼，即使附着区在机翼翼尖附近，也必须用导电层将其全部覆盖。

在紧固件和连接处，对闪电所引起电流的电阻会产生热量，引起燃烧和分层。较小的闪电附着也会产生严重的分层，特别是翼尖和后缘。下面是减少修理要求的指南：

- 提供易于更换并具有适当导电性能的材料；
- 在翼尖和沿后缘处提供防护；
- 易于接近所有导电路径的附加装置。

7.5.2.5 操作和踩踏载荷

除了冲击引起的载荷，还需要提出对（制造和使用环境下遇到的）正常操作和踩踏载荷的阻抗要求。下面是建议的考虑内容：

操作载荷：

- 很难接近——指只能用手指接近。
- 头顶容易接近——能用一只手抓住和悬挂。

踩踏载荷：

- 很难接近——指在结构上难于用一只脚立足。
- 从上面容易接近——指能以2g踏到或跳到结构上。

注意，必须要定义其中每一个条件相应的接触区域、位置和重量。

7.5.2.6 外露的边缘

不应该将层压板的边缘直接曝露在气流下，因为它们会出现分层。可选措施包括：

- 提供不会侵蚀的边缘防护，如共固化的金属边缘元件。
- 提供易于更换的牺牲材料来包裹边缘。
- 使板的前面边缘低于其前面相邻壁板的后缘。

7.5.3 试验问题

此节留待以后补充。

7.5.4 分析方法——描述和评定

此节留待以后补充。

7.6 耐久性（损伤起始）

7.6.1 引言

与金属相比，复合材料一般呈现优良的疲劳性能，其腐蚀阻抗也为飞机结构提供了较好的耐久性。复合材料结构设计师通常能利用观测到的常用材料高疲劳门槛值，来简化疲

劳设计过程。

由于复合材料由多种组分组成，其强度与疲劳寿命的分散性增加，在疲劳/耐久性设计时必须予以特殊考虑。在图7.6.1（文献7.6.1）中用Weibull形状参数（α）比较了复合材料与金属的疲劳寿命分散性。可能已注意到，较高的Weibull形状参数意味着数据分散性比较低。如图中所示，常用复合材料的Weibull形状参数近似为1.25，而金属近似为7.0。

除了分散性大以外，还有其他两个因素对复合材料的损伤起始和损伤扩展有重要影响：(1)多种损伤模式；(2)无起控制作用的应变能释放机理。

因为复合材料由多种组分材料构成，疲劳损伤能在任何一种材料中、和/或沿任何一个材料的界面起始和扩展。可能的损伤模式包括纤维断裂、基体裂纹、纤维拉脱和多个分层。在损伤起始的过程中，不同模式的疲劳损伤可能随机地出现在复合材料任何位置，这取决于结构载荷形式和层压板的构型。一旦损伤起始，通过应变能释放来驱动它的扩展形成新的表面。然而，由于有很多损伤模式，且没有起控制作用的能量释放机理，所以没有明确的损伤扩展路径。已经发现，复合材料中的损伤扩展常常以（包括多种损伤类型的）渐进损伤区的形式推进。

不同于金属结构以单一模式损伤按自相似方式的扩展，对复合材料中复杂的损伤起始和扩展很难建立分析模型，因此，复合材料结构的耐久性大多通过进行适当的疲劳试验来保证。已经提出了几种疲劳试验方案，以克服分散性问题并利用复合材料的优越疲劳行为。下面将讨论这些试验方案。

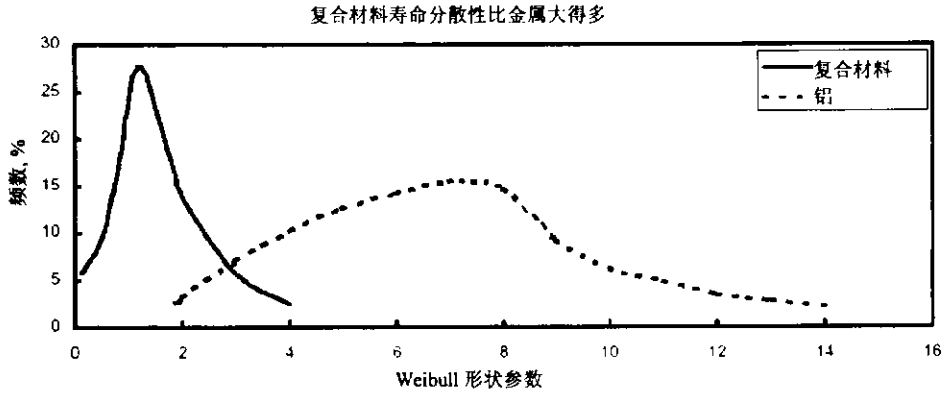


图7.6.1　疲劳寿命分散性的比较，复合材料-金属

7.6.2　寿命因子方法

已经成功地把寿命因子方法用于金属结构来保证结构耐久性，这种方法是对结构进行额外的疲劳寿命试验来达到所希望的可靠性水平。试验的持续时间根据材料的疲劳寿命分散性、试验件数量和要求的可靠性来确定。例如，图7.6.2(a)给出了典型复合材料和铝合金为满足B基准可靠性（即结构寿命超过设计寿命的概率为90%，置信度为95%）时所要求的试验寿命。如图所示，对铝合金结构，常规的2倍寿命试验就足以保证B基准可靠性，而对复合材料则要求14倍寿命才能保证同样的可靠性。图7.6.2(b)和(c)对典型复合材料Weibull形状参数范围，给出了所需的试验寿命。

如文献7.6.1中所示，常用复合材料疲劳寿命分布Weibull形状参数的众位值是1.25，也就是说，其疲劳寿命变异性系数大约是0.805。对样本尺寸在5-15之间时所需试验寿命为

9.2-7.6。对单个试验件，如全尺寸部件试验，所需的寿命因子是13.6。在工程计划中，这样的试验会耗费大量的金钱和时间。此外，延长的疲劳试验会使金属-复合材料混合结构中金属零件产生疲劳破坏，从而无法证实复合材料的可靠性。

	$n=1$	$n=5$	$n=15$
复合材料，$\alpha=1.25$	13.558	9.143	7.625
金属，$\alpha=4.0$	2.093	1.851	1.749

图7.6.2(a)　复合材料与金属的B基准寿命因子比较

α	平均值/B 基准值		
	$n=15$	$n=5$	$n=1$
0.50	383.569	603.823	1616.895
0.75	39.596	53.584	103.327
1.00	13.849	17.376	28.433
1.25	7.625	9.143	13.558
1.50	5.206	6.056	8.410
1.75	3.999	4.552	6.032
2.00	3.298	3.694	4.726
2.25	2.848	3.151	3.921
2.50	2.539	2.780	3.385
2.75	2.314	2.513	3.006
3.00	2.144	2.313	2.726
3.50	1.906	2.034	2.342
4.00	1.749	1.851	2.093
5.00	1.553	1.625	1.793

图7.6.2(b)　B基准寿命因子值与Weibull形状参数的关系

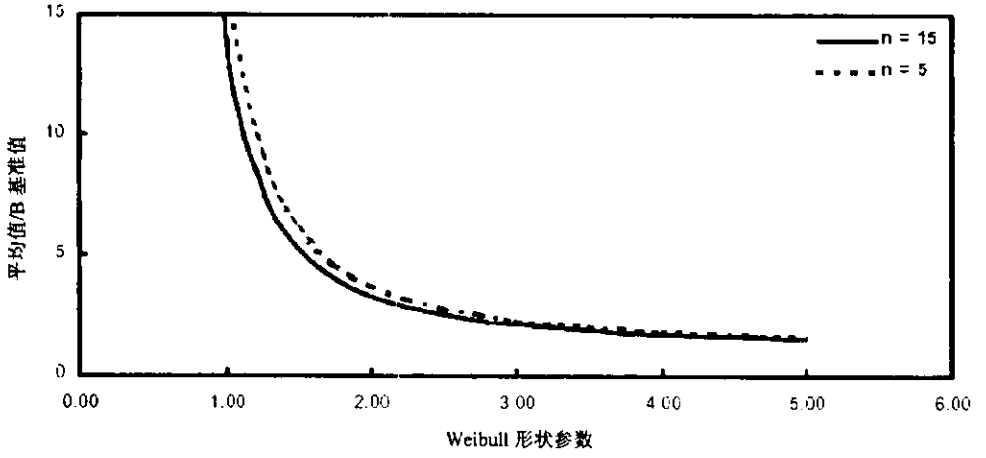


图7.6.2(c)　常用复合材料的寿命系数

7.6.3　载荷放大系数方法

为了降低复合材料结构疲劳试验的成本和时间，文献7.6.1和7.6.3发展了一种载荷系数

和寿命系数的复合方法。这种方法的目的是增大疲劳试验时施加的载荷，以便用较短的试验周期获得同样的可靠性水平。所需的载荷放大倍数和试验寿命，取决于基准疲劳寿命和剩余强度二者的统计分布。

假设能用双参数Weibull分布来描述疲劳寿命和剩余强度，则用试验持续时间N表示的载荷放大系数（LEF）为（文献7.6.1）：

$$\mathrm{LEF}=\left[\Gamma\left(1+1/\alpha_{\mathrm{L}}\right)\right]^{\alpha_{\mathrm{L}}/\alpha_{\mathrm{R}}}\Bigg/\left[\frac{-\ln(l)N^{\alpha_{\mathrm{L}}}}{\chi_{\gamma}^{2}(2n)/(2n)}\right]^{1/\alpha_{\mathrm{R}}} \tag{7.6.3}$$

式中：α_{R} ——剩余强度分布的Weibull形状参数；

α_{L} ——疲劳寿命分布的Weibull形状参数；

l ——可靠性，对B基准为0.9，对A基准为0.99；

γ ——置信度水平；

N ——试验持续时间；

n ——样本尺寸；

Γ ——伽马函数；

χ^2 ——χ^2分布值。

式(7.6.3)指出LEF也取决于样本尺寸和所需的可靠性。对α_{L}=1.25和α_{R}=20.0，图7.6.3(a)给出了试验持续时间N表示的A基准和B基准LEF。图7.6.3(b)给出了1倍寿命和2倍寿命所需的LEF。图7.6.3(b)表明，对于B基准可靠性，所需的放大系数小于18%，这取决于试验的试件数量。

这种LEF方法提供了一种有效的途径来保证结构寿命的可靠性。然而，还有其他的影响也可能需要增大载荷，从而导致不希望出现的高载荷系数。例如，通常需要采用环境补偿因子以考虑服役中的环境影响，同时，通常对军用飞机采用一个谱严重因子。这样，1.18的LEF系数，1.06的环境补偿因子，再加上1.20的谱严重因子，使得总的疲劳试验系数达到1.50。这样，或者会改变疲劳破坏的模式，或者将达到结构的静力强度。因此，在应用LEF方法时非常重要的问题就是要保证其疲劳破坏的模式不变。

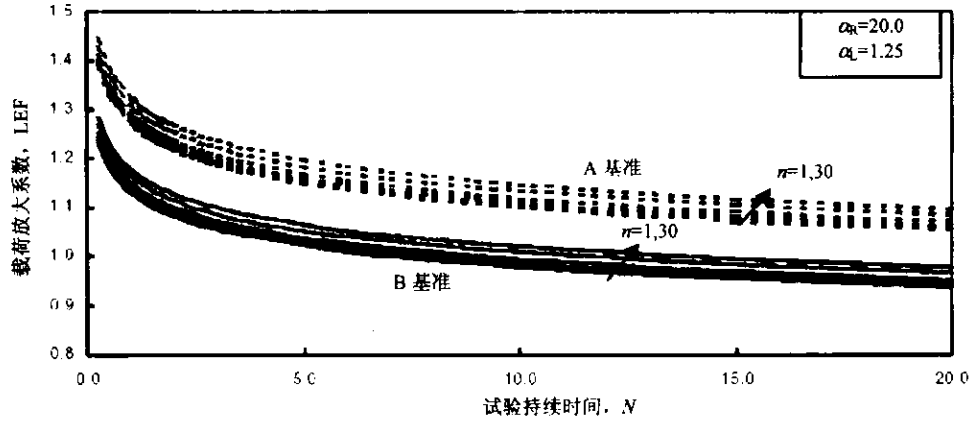


图7.6.3(a) 常用复合材料的LEF

样本规模	1倍寿命试验		2倍寿命试验	
	A基准	B基准	A基准	B基准
1	1.324	1.177	1.268	1.127
2	1.308	1.163	1.253	1.114
5	1.291	1.148	1.237	1.100
10	1.282	1.140	1.227	1.091
15	1.277	1.135	1.223	1.087
30	1.270	1.130	1.217	1.082

图7.6.3(b) 典型的1倍和2倍寿命试验的LEF

7.6.4 极限强度方法

极限强度方法采用增加静强度的裕度并与疲劳门槛相结合的办法，来证实适当的疲劳寿命，文献7.6.1和7.6.4详细讨论了这种方法。这是一种保守的方法，但如果满足的话，就不再需要做结构疲劳试验。这种方法假设疲劳门槛相对静强度的比例比较高，为了采用极限强度方法，在设计结构时，要求其最大谱设计载荷不大于B基准疲劳门槛值。

极限强度方法已经在旋转翼飞机设计中得到有限的应用，因为旋转翼飞机疲劳谱中的疲劳载荷循环数约比固定翼飞机高两个量级。这样高载荷循环数下的疲劳门槛值还没有完全确定，为了应用这种方法，需要进一步的研究以建立数据库。

7.6.5 谱截除

除了载荷放大法和极限强度法以外，谱截除也利用了高疲劳门槛行为来降低复合材料的疲劳试验时间。这是因为与金属不一样，复合材料对低应力（应变）循环不太敏感，其疲劳寿命主要受高应力（应变）循环制约。还发现，复合材料行为不受疲劳载荷顺序的影响，这也许是由于材料的脆性所致。事实上，文献7.6.5(a)和(b)的结果表明，在某些类型的疲劳载荷谱作用下，大多数的疲劳破坏是“准静态破坏”，这就是说，破坏的起始和扩展只发生在有限数量的高应力（应变）载荷循环下。文献7.6.5(c)建立了一个广泛的数据库，来证实谱截除技术的正确性。文献7.6.5(d)和(e)也成功地应用了这个技术来修正疲劳载荷谱。

虽然对于复合材料试验的谱截除还没有一般的指导原则，通常把材料的疲劳门槛值用于确定准备截除的载荷循环。认为低于疲劳门槛值的应力（应变）水平不会引起疲劳损伤（起始或扩展），因而，从理论上可将其从谱中去除而不致改变试验的结果。然而，在实践中，这个截除的水平通常为A或B基准疲劳门槛值的某个百分比（例如，60%-70%）。

7.6.6 耐久性验证

由于复合材料独特的疲劳行为（门槛值高、数据分散性大和多种疲劳损伤机理），复合材料结构的耐久性验证应不同于金属结构。同样，由于其特殊的疲劳行为，复合材料结构的耐久性主要通过试验，而不是分析来保证。对复合材料结构的耐久性验证，推荐用积木式方法。制订积木式试验计划的重点是设计研制试验，它包括试样、元件、元件组合和组合件。应该在这些较低级别的试验上证实耐久性和疲劳寿命。在试验计划中还要考虑对结构耐久性的环境影响。全尺寸级别的疲劳试验应只用于证实金属件的寿命。适当组合应用载荷放大系数方法和谱载荷截除技术，能够极大降低耐久性试验的时间和成本。极限载荷方法是保守的，为了用于像旋翼机部件这样的高周疲劳结构，通常必须开发扩充的数据

库。

7.6.7 影响因素

此节留待以后补充。

7.6.8 设计内容和指南

此节留待以后补充。

7.6.9 试验内容

此节留待以后补充。

7.6.10 分析方法——描述和评定

此节留待以后补充。

7.7 循环载荷下的损伤扩展

7.7.1 影响因素

在上世纪70年代后期刚刚认识到低速冲击引起压缩强度降以后，就有很多复合材料研究组对CFRP复合材料试验件受冲击后的疲劳行为进行了研究。在得到的所有结果中，本节给出的内容是由法-德合作计划中得到的(文献7.7.1(a))，涉及的机构包括CEAT, Aerospatiale, DASA的Munich与WIM（在Erding）。

这个计划用不同能量水平对代表真实结构铺层顺序的试样进行冲击，但其能量不高于产生目视可见冲击损伤所需的能量值。对疲劳（安全寿命）研究所假设的冲击损伤通常低于易检目视可见水平；对那些更严重、易检的冲击损伤，不必证明承受使用中大量疲劳循环的能力。

然后对这些试样进行压-压疲劳（R=10）试验，以便：

- 画出几种能量水平的Wöhler曲线；
- 监控损伤扩展和剩余静强度与时间的关系。

图7.7.1(a)给出了不同能量水平冲击后IM7/977-2和T800H/F655-2材料的Wöhler曲线。在10^6循环时的持久极限与初始静强度的比值为0.50-0.75；这意味着用极限载荷来确定（用这些材料制造的）结构尺寸时，应使疲劳载荷压低到某个水平，使得很有可能限制由低能量冲击损伤出现的疲劳问题。

图7.7.1(b)画出了（用C扫描测出的）T800H/F655-2材料的损伤扩展与疲劳循环数的关系，只有实际不会出现的疲劳应力（高于静强度的75%）需要进行这样的测量。该图表明，尽管是用对数轴，损伤扩展的开始也很接近试样寿命终结的时间（对该计划研究的所有情况，在85%和95%之间）才开始，且斜率很高。

根据这些结果明显可见，对所考虑的低速冲击损伤问题，假设把稳定（或缓慢）扩展方法用于验证目的也许是不可能的。这个结论也得到了其他实验室研究结果的支持，例如文献7.7.1(b)中介绍的结果，表明da/dN-ΔG曲线有很高斜率。这些数据是用由两种复合材料——IM7/8552和HTA/6376制造的双悬臂梁试样得出的，代表了I型分层扩展现象。

除了这一材料固有的行为以外，在验证时避免采用缓慢扩展概念的另一理由是，复合材料界仍还缺乏分析工具来预计冲击损伤的疲劳扩展。单个分层情况（已经开发了这种情况的分析工具）不能代表由冲击产生的复杂损伤状态。

综上所述，除了下列情况，不应采用疲劳下的冲击损伤扩展作为飞机验证的方法：

- 易检损伤
- 结构设计中提供了抑制损伤能力的情况

因此，为了飞机验证的目的，推荐使用无扩展方法。由于受冲击复合材料对疲劳的不敏感，这一无扩展方法应能覆盖大多数情况。

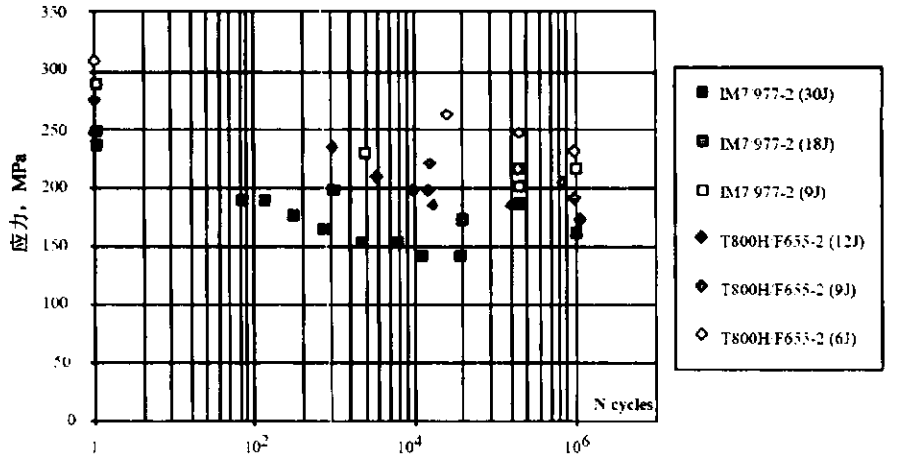


图7.7.1(a)　受冲击层压板的破坏应力-循环数

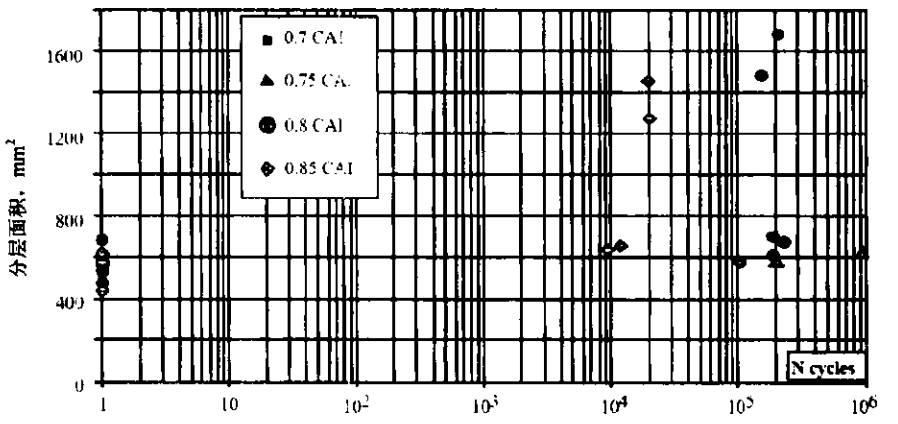


图7.7.1(b)　冲击后分层尺寸-载荷循环数

7.7.2　设计问题和指南

此节留待以后补充。

7.7.3　试验问题

此节留待以后补充。

7.7.4　分析方法——描述和评定

7.7.4.1 大的穿透损伤

此节留待以后补充。

7.7.4.2 单一分层和脱胶

此节留待以后补充。

7.7.4.2.1 分层扩展

在一定的条件下，受有面外位移或载荷的分层会扩展和达到临界尺寸。其分层扩展能利用断裂能准则的断裂力学原理来处理，这种一般方法与文献7.7.4.2.1所发展的一样。

- 计算分层区周围的应力场（多数情况采用数值方法）；
- 假设一个扩展方法，这需要经验，否则必须要检查几个方向；
- 用da描述裂纹扩展，要尽可能小；
- 计算两个阶段之间消耗的能量G，并与实验得到的G_C进行比较，若$G>G_C$，则分层扩展。

应该注意，分层扩展是与7.8.3.2.1节中描述的面内应力集中相匹敌的破坏机理，因此，可能在应力集中增加和纤维弯折破坏以前，出现某些稳定的分层扩展。

7.7.4.3 冲击损伤

此节留待以后补充。

7.7.4.4 切口和沟槽

此节留待以后补充。

7.8 剩余强度

损伤容限设计方法的重要概念之一是在损伤可以被定期的维修检测及修理中检测出来之前，或在达到寿命极限之前，保证含损伤结构在服役期内具有足够的剩余强度和刚度以满足其安全性。对于所承受的规定载荷水平，潜在的损伤征兆、需考虑的损伤程度、结构构型和所用的检测方法对损伤的检测能力决定着将要评估的损伤尺寸。本节讨论含损伤复合材料结构剩余强度特性的影响因子、含损伤结构的试验指南以及预测剩余强度的分析方法。

7.8.1 影响因子

本节讨论影响含损伤复合材料结构剩余强度的不同因素，包括材料性能、结构构型、载荷条件和结构内部损伤状态特性。为了建立剩余强度与损伤曲线的对应关系，必须构造分析方法和试验程序以阐明用于设计的这些变量。

7.8.1.1 损伤阻抗与剩余强度的关系

材料/结构对冲击事件的响应特性（损伤阻抗）与含给定损伤状态结构的强度（剩余强度）常常混淆，虽然这两者有时是相互关联的，但应该了解下面这些内容。损伤容限设计方法是用一种选定的检测方法能力来确定对剩余强度分析要考虑的损伤尺寸。这就意味着所需的损伤尺寸依赖于所选检测方法的损伤检测能力，而且通常与具体的能量水平无关。实际上这意味着对给定的损伤事件（冲击能量水平）下阻抗较大的”韧性”结构会需要更大的冲击能量才能达到与“脆性”结构相同的损伤可检性。在给定的相同损伤可检性水平

下，韧性结构的剩余强度不一定会比脆性结构的大。

一些提高损伤阻抗的材料和结构特性会引起剩余强度下降，特别是对大的损伤尺寸，而另一些特性却对损伤阻抗和剩余强度都有好处。这些特性对损伤阻抗的影响已在7.5节讨论过，下面讨论对剩余强度的影响，与其他材料和结构特性比较研究的情况一样，必须考虑一些技术与经济问题来对给定复合材料设计的损伤阻抗和剩余强度进行平衡。应该牢记高损伤阻抗结构不一定具有高的损伤容限，反之亦然。

7.8.1.2 带冲击损伤的结构

7.8.1.2.1 材料的影响

材料参数，包括基体韧性、形式（单向带或织物）和铺层顺序，对损伤模式从而对损伤阻抗有重要影响。然而，材料性能还影响重复载荷下的损伤扩展和剩余强度。给定损伤的响应受诸多材料结构参数的联合影响，如子层压板的强度和刚度、或者缺口尖端的纤维断裂和基体开裂。

已完成了一些混杂纤维构造的复合材料（即在复合材料铺层中有两种或两种以上纤维混合）的研究工作，例如，将部分碳纤维用具有更高伸长率的纤维，如玻璃纤维或芳纶替代。这两种情况的结果（文献7.8.1.2.1(a)-(d)）显示了在损伤阻抗和冲击后压缩强度方面的提高，然而，无损的基本性能通常降低。

在薄板结构中，例如两层或三层织物面板的夹层结构，材料对损伤阻抗和剩余强度有着显著的影响。研究表明，对于一类特定的材料，（冲击前和冲击后）压缩强度通常随着纤维断裂应变能力的增加而增加。具有较高应变能力的芳纶或玻璃纤维结构要比高强度碳纤维结构具有更大的冲击阻抗，然而，无损和含损伤芳纶或玻璃纤维结构的压缩强度却比碳纤维结构的要低。具有较高断裂应变的高模中强碳纤维组成的结构呈现出优越的冲击阻抗，同时保持较高的强度。

7.8.1.2.2 层间韧性的影响

在热固性材料中，名义基体韧性的变化影响着薄板结构的冲击阻抗，但通常对较厚结构的影响较小。然而，对于热塑性材料体系，通常，树脂断裂韧性（G_{IC}，G_{IIC}等）的较大增加会显著提高冲击阻抗与剩余强度。

虽然层间韧性对在冲击事件中所产生的损伤程度至关重要，但是，具有相同损伤状态（尺寸和类型）层压板的CAI却与材料的韧性无关（文献7.8.1.2.2(a)-(c)）。文献7.8.1.2.2(b)的模型（见7.8.4.3.1节）考虑了因子层屈曲引起的面内应力重新分配问题，对所研究的韧性和脆性树脂体系都有效。由于在一些材料和层压板铺层顺序（LSS）中可能出现分层扩展，更通用的模型要考虑面外应力。

图7.5.1.3和图7.8.1.2.2的比较表明，韧性材料具有较大的冲击损伤阻抗，但是对于直径大于20 mm（0.8 in）的损伤，CAI强度基本相同。虽然在图7.8.1.2.2中的曲线均与数据有良好的拟合，对于在7.8.4.3.1节所述的用于工程分析的这些材料和铺层顺序也已经达到了类似的精度（文献7.8.1.2.2(a)-(d)）。

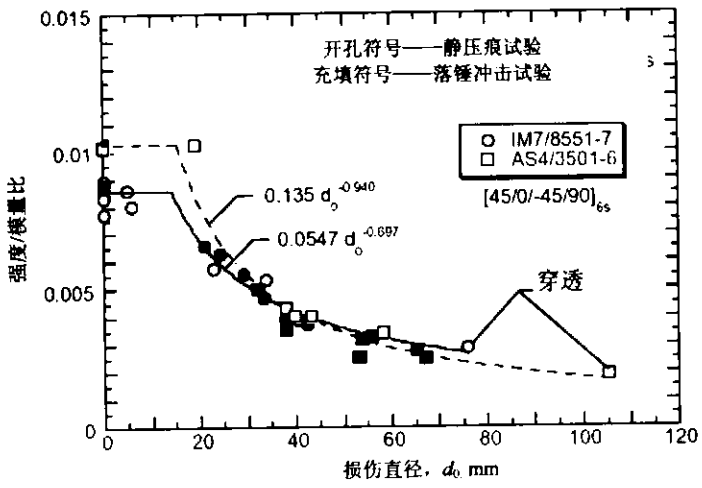


图7.8.1.2.2 由预浸带制作的无增韧、增韧和夹胶膜碳/环氧层压板CAI实验结果（曲线为拟合数据）

7.8.1.2.3 铺层顺序的影响

层压板铺层顺序（LSS）能够以几种方式影响冲击后压缩强度（CAI）。首先，层压板的弯曲刚度，出现在冲击过程中的破坏机理，都极其依赖于LSS。冲击区域附近的载荷重新分配依赖于沿层压板厚度的损伤分布（例如，子层的LSS影响它们的稳定性）。最后，导致最终失效的损伤扩展也取决于LSS。LSS影响问题将在7.8.4.3.1节继续讨论。

以往所研究的许多冲击损伤状态取决于基体失效。基体裂纹的产生与形成子层压板的分层严重依赖于LSS（文献7.8.1.2.2(a)-(d)）。已经发现相同的铺层顺序具有沿层压板厚度方向重复出现的特征损伤状态。从而,铺层能够被铺设成某一顺序，使损伤在层压板内集中在特定区域，图7.8.1.2.3显示的实验数据表明LSS对CAI强度有重要影响。

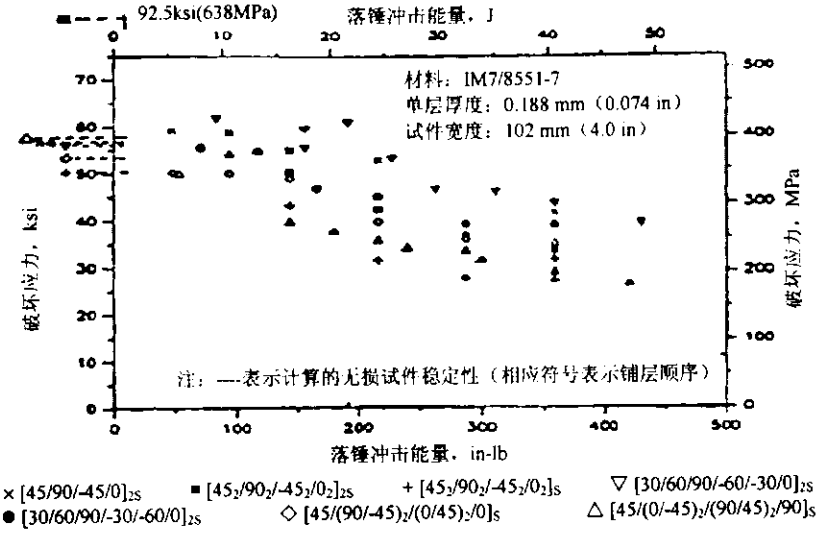


图7.8.1.2.3 CAI性能与LSS关系的实验结果（取自文献7.8.1.2.3）

7.8.1.2.4 层压板厚度的影响

有一些数据表明，对于给定的损伤尺寸，较厚的层压板具有较高的剩余强度，层压板

和夹层板都观察到了这样的结论（文献7.8.1.2.4(a)和(b)）。多数强度数据来自开孔和大的穿透缺口。然而，基于因紧邻屈曲子层压板的局部压缩应力集中而引起的破坏，对于该性能的理解对精确预测CAI也是至关重要的。

7.8.1.2.5 厚度方向缝合

厚度方向缝合这样方法已被用于提高损伤阻抗和剩余强度，缝合的效应降低了因冲击引起的内部分层尺寸，抑制了损伤扩展。常规碳纤维/环氧试验表明对于可比冲击能量水平，剩余强度增加高达15%（然而，在相同损伤“可检性”准则比较时，剩余强度的增加会低一些）。然而，缝合工艺十分昂贵，该方法也许只考虑用在所选择的关键区域。另外，缝合会导致应力集中，垂直于缝合方向的拉伸强度通常会降低。

7.8.1.2.6 夹层结构

已经发现，芯材密度和材料类型对夹层板的损伤阻抗有着显著的影响。轻质、弱芯材料要考虑面板在冲击物下的穿透损伤，该情况下，损伤通常与冲击头尺寸大致相当。而且，即使能量很低而且面板也许未损伤，面板弹回后对芯材未留下可见损伤，甚至在很小的冲击能量下，轻质芯材料也会趋于断裂。相反，密质、高强芯材料在冲击载荷下很少断裂，而且导致的损伤通常是比冲击物稍大的压痕区域。

如果失效模式主要是由面内应力集中所控制，那么含冲击损伤夹层面板的剩余强度与芯材密度关系不大。然而，如果失效模式是失稳型的（例如，面板皱折），那么芯材密度对夹层结构的剩余强度有着显著的影响。

虽然夹层结构设计固有的弯曲刚度会减小冲击位置的影响，但是特征损伤状态（CDS）还是与内部的刚性元件（例如，框、肋、edge closeouts和隔板）有一定关系。对于远离刚性元件的冲击情况，CDS类似于冲击夹层试验壁板的情况。正如7.4节所讨论的，已经发现，对于材料和面板厚度在2.03 mm（0.08 in）范围内的多种组合情况，芯材和受冲击面板的面内冲击损伤程度几乎是相同的（文献7.8.1.2.4(a)）。图7.8.1.2.6表明测量的芯材和面板损伤程度的对应关系。图中所示的关系也许与冲头下方的芯材初始失效机理相关，随后面板的损伤直接在平面区域内扩展，该区域的芯材损伤极大地降低了夹层壁板的局部剪切刚度。

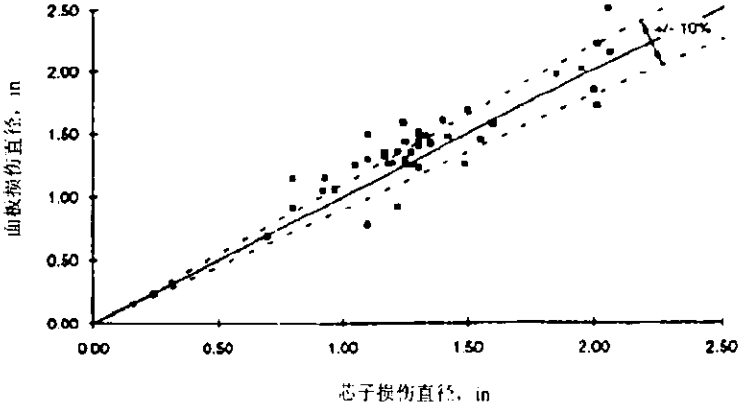


图7.8.1.2.6 夹层面板和芯材的冲击损伤面内程度的比较（文献7.8.1.2.4）

7.8.1.2.7 冲击特征损伤状态

低速冲击，如坠落工具的冲击与子弹冲击不同，表现为一种特殊问题。层压板表面的

冲击，特别是钝器所造成的冲击，会导致严重的内部损伤而表面没有可见损伤。如横向剪切裂纹和分层所表明的，树脂的损伤特别严重，因此，树脂丧失了在压缩中对纤维的支持能力，同时局部的失效会导致总体结构的破坏。同样地，冲击会损伤纤维从而导致局部应力集中，这会大大降低拉伸、剪切或压缩强度。传统的碳/环氧体系，是相当脆的材料，对于不可检损伤，其拉伸和压缩强度会分别损失大约50%和60%。文献7.8.1.2.7中的图7.8.1.2.7(a)展示了冲击后破坏应变与凹痕深度的关系曲线。AS4/3501-6板，它由无纬布用树脂膜渗透工艺方法制成，有16层、24层、32层和48层厚。对于压缩，其冲击后破坏应变要比拉伸的低。拉伸的破坏应变比压缩的大是因为受损纤维区域的尺寸要比受损基体区域的尺寸小得多。

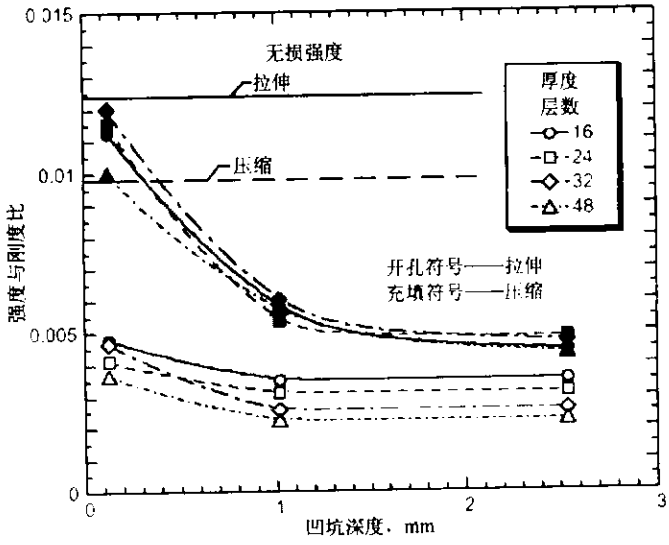


图7.8.1.2.7(a) $[45/0/-45/90]_{ns}$ AS4/3501-6/RFI无纬布（12.7 mm（0.5 in）直径的冲头）的冲击后拉伸和压缩强度（文献7.8.1.2.7）

许多论述冲击损伤特性的工作关注垂直于平板表面的冲击。图7.8.1.2.7(b)展示了受球型物体低速冲击的平层压板的面内和横剖面损伤特性的图解过程。有三种主要的损伤，即纤维失效、基体损伤和纤维基体联合损伤。如图7.8.1.2.7(b)下端所示，对称或非对称剖面进一步区分了各类损伤。正如7.4节所述，许多材料、结构和外部变量都影响着损伤尺寸和类型。

冲击损伤最普通的分类包括纤维和基体破坏。每类损伤对结构完整性的重要程度取决于载荷、部件功能和今后的使用情况。纤维损伤，如图所示，集中于冲击点附近。典型的基体损伤包括基体开裂和分层。基体损伤也集中于冲击点，但从冲击点向四周辐射，其尺寸依赖于冲击过程和分层阻抗。被冲击的层压板形成特征损伤状态（CDS），或厚度方向的纤维和基体破坏方式。已经发现这种CDS取决于层压板的铺层顺序。（文献7.8.1.2.2(a)，(b)和(d)）。

许多因素影响着CDS的对称性。试验观察表明薄的层压板，特别是那些非均匀铺层顺序板，具有反对称的CDS，其损伤产生于受冲击面的背面（如图7.8.1.2.7(b)的底部所示）。非常厚的层压板也具有反对称的损伤，但是其损伤产生于靠近受冲击面一侧。由高分层阻抗材料组成的层压板，在相同冲击参数下，也具有比脆性材料更大的反对称CDS趋势。这可能与具体的损伤起始和扩展机理相关。

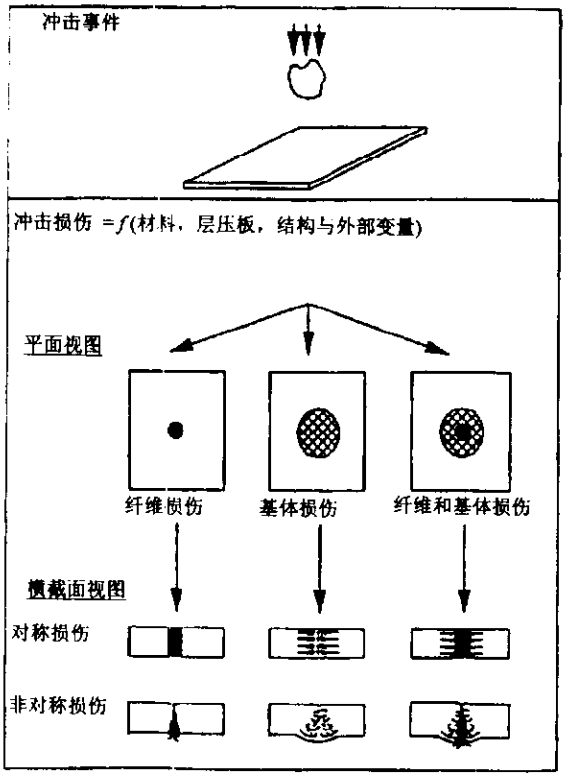


图7.8.1.2.7(b) 层压复合材料潜在的冲击损伤状态（文献7.8.1.2.2(a)）

CDS在受冲击影响的复合材料中的扩展趋势，对后续的检测与剩余强度预估至关重要。冲击损伤的范围随给定冲击事件的量级而变化，但是，基本的CDS趋于保持不变。使用前，在支持细节设计的冲击测量过程中，可以定义出具体构型的CDS。在这样的研究过程中，破坏性的CDS实验室测量与采用适合实际使用的NDE方法获得的结果的相互关系，有助于建立与剩余强度的联系。例如，可以采用显微观测与超声穿透法（TTU）方式来定义CDS中所有的基体和纤维失效范围，同时，也可以采用凹痕深度和敲击来定义损伤的周界，随后能够利用该联合信息来预测剩余强度。特别是使用中得到的NDE数据可以定量地给出损伤尺寸，同时，定义了CDS的已有数据库可与剩余强度建立联系。

受压缩和剪切载荷的结构对存在于CDS中的纤维和基体损伤是敏感的。基体裂纹和分层能够局部破坏基本层压板，使其分成多个“子层压板”，在压缩和剪切载荷下，“子层压板”会失稳。图7.8.1.2.7(c)显示了一个具有重复铺层顺序的准各向同性层压板的CDS图例（文献7.8.1.2.2(a)，(b)和(d)）。这与通常用于材料筛选冲击试验的标准试样的铺层顺序相同（文献7.8.1.2.2(c)）。

图7.8.1.2.7(c)显示了CDS中相邻层之间由横向裂纹桥接的楔形分层。这种方式在层压板的厚度方向连续出现，以内联分层螺旋形的方式朝着中心，反向向背面扩展。在特定CDS中的子层压板可能是变的，这取决于具体的铺层顺序。为鉴别子层压板的内部结构，给出用于微观评估的圆形横截面方法也许是最好的方式（见文献7.5.1.1(l)）。对圆截面的边界用染色渗透有助于使子层压板结构更明显。

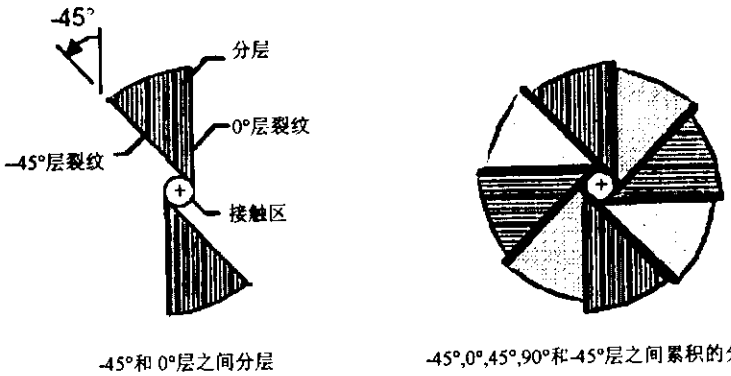


图7.8.1.2.7(c) 准各向同性的铺层顺序且形成明显的子层压板的基体裂纹和分层（文献7.8.1.2.2(a)、7.8.1.2.2(b)和7.8.1.2.2(d)）

7.8.1.2.8 剩余强度——压缩/剪切载荷

使用带有圆形端头，直径为25.4 mm（1.0 in）的冲头得到的试验数据表明，压缩强度随损伤尺寸而降低，见图7.3.2(a)。但是，在所谓的“损伤容限应变”（对于脆性碳/环氧体系为3 000-3 500με（文献7.3.2(a)）时，就变得平坦了。对极限载荷考虑，这是虽保守，但有效且常用的初步设计强度值。

压缩破坏预测依赖于带屈曲子层层压板观察到的破坏特性。对于有限的材料种类和层压板铺层顺序所得到的结果表明，起控制作用的失效模式伴随有局部面内压缩应力集中。对于增韧或非增韧基体的层压板，可以得到类似的压缩剩余强度曲线。图7.8.1.2.2给出了用于7.3.1节中范例的层间增韧（IM7/8551-7）和非增韧（AS4/3501-6）材料的归一化CAI曲线（注意，图7.5.1.3给出了相同试样的横向冲击试验结果）。

对于冲击后压缩（CAI）强度，分层扩展也许是一种关键的失效机理，它取决于具体的损伤尺寸、铺层方式和材料的分层扩展阻抗（文献7.8.1.2.8(a)和(b)）。对这种失效模式的分析表明损伤扩展是趋于稳定的，需要更大的压缩应变使更大的损伤扩展。因此，由于面内应力重新分配引起的局部压缩破坏是起控制作用的模式，特别是对于较大的损伤尺寸。这能用考虑大直径子层压板能承受多大载荷来做物理解释，而它在非常低的压缩应变下就会屈曲。当达到引起子层屈曲所需的小载荷时，它对相邻结构的影响就如同大的开孔。在足够大的结构中，在屈曲子层压板出现足够的面外变形并有明显扩展之前，与已屈曲的冲击损伤相邻的材料就会在压缩下破坏。这是由于大的屈曲变形需要在相邻的未损伤材料中有足够的压缩应变。然而，应该把屈曲子层的分层扩展作为一种潜在的失效模式来评定，因为这已在一些很脆的材料中观察到了。要注意，具有更高面内压缩强度材料（例如，更高的纤维微屈曲强度）的进一步的发展，也许会有可能出现这种失效模式。

当CDS受纤维断裂控制时，拉伸和压缩剩余强度都会受到影响。虽然子层屈曲不是问题的焦点，伴随有局部纤维失效的复合材料剩余强度的预测仍然需要对有效刚度降的预测。由有效刚度降已经得知，可以采用预测应力集中的软化夹杂方法（文献7.8.1.2.8(c)和(d)，7.8.1.2.2(b)）和缺口剩余强度失效准则（文献7.8.1.2.8(e)-(g)和7.8.1.2.2(b)）。最近的研究表明，应变软化分析为后者提供了一种替代传统应用的半经验准则（文献7.8.1.2.8(h)和(i)，7.8.1.2.4(a)）。

当CDS既包括纤维失效又包括基体损伤（例如子层压板）时，也许需要多种方法的组

合来预测压缩强度。在损伤中心的纤维损伤只对损伤尺寸较小时的强度有影响，此时子层压板屈曲时的应变比较高。当损伤较大时，在很低的应变下子层压板就屈曲，有效地掩盖了在CDS的中心局部纤维失效的影响。可以看到图7.8.1.2.2中带小损伤韧性材料的CAI结果受局部纤维失效的影响（文献7.8.1.2.2(a)）。

图7.8.1.2.2显示了冲击后的压缩强度结果，类似于带孔或穿透裂纹试样的结果。由剩余强度曲线的形状可以得知，一开始，曲线随损伤尺寸的增加而急剧下降，随后在大损伤时曲线变得平缓。基于上述对子层压板剩余强度的分析，直径大于50 mm（2 in）的冲击损伤会趋于与开孔试样的压缩剩余强度曲线重合在一起。对于受压缩或剪切载荷的所有层压板和其他复合材料形式，是否有这种同样的趋势仍有待证明。

为支持细节设计，应确定给定材料形式和层压板的压缩剩余强度性能。如前所提及的，层压复合材料的厚度会有效地增加压缩剩余强度。已经发现缝合或纺织复合材料有非常平坦的剩余强度曲线，表明对缺口不敏感。这些例证强调了研究特殊设计细节（层压板、厚度、铺层和材料形式）的重要性。目前，还没有不用含缺口复合材料的强度数据，就能可靠预计复合材料压缩剩余强度的理论。有限的试验数据表明压缩剩余强度与缺口形状的相关性，高形状比的椭圆形损伤，得到的强度最低。

7.8.1.2.9 剩余强度——拉伸载荷

承受拉伸载荷结构的剩余强度的降低对纤维失效最敏感。如前面所讨论的，纤维失效局限于冲头的冲击区域，因此，冲头的尺寸和形状决定着纤维失效的程度。虽然由大直径物体的冲击产生最严重的威胁，但是罕见的严重冲击事件（例如维修车辆的碰撞）会在飞机结构的表面产生大面积的纤维损伤。分层和基体开裂通常不会降低受拉结构的完整性，然而，环绕纤维失效周围的基体损伤的联合影响却不应被忽略，因为前者实际上通过软化应力集中会增加拉伸剩余强度。

对承受拉伸载荷的结构，分层扩展通常不是可能出现的失效模式（文献7.8.1.2.9(a)）。预期带有穿透裂纹结构的拉伸剩余强度要低于带有相同尺寸冲击损伤的结构（即软化的冲击损伤区域承受一些载荷）似乎是合理的。由冲击导致的穿透裂纹也许或多或少地比机械加工相同尺寸的缺口要严重。在一些材料中，穿透裂纹会包括超过可见损伤的纤维失效扩展区域，这进一步降低了剩余强度。另一些材料具有很大的环绕穿透裂纹的基体失效区域，这有助于软化应力集中且提供了更高的剩余强度。已经发现许多因素影响着复合材料的拉伸剩余强度，包括纤维、基体、制造工艺、混杂作用和铺层（文献7.8.1.2.9(b)，7.8.1.2.8(e)-(g)和7.8.1.2.8(i)）。与压缩情况一样，需要一些含缺口的剩余强度试验来建立可靠的失效准则。

7.8.1.2.10 加筋壁板

冲击部位对结构构型中的冲击损伤特性有重要影响，离散元件加筋壁板的CDS还取决于该元件是胶接还是机械紧固。离加强元件足够远的蒙皮的冲击与平板试验有类似的CDS。出现在加强元件附近的冲击会产生刚硬得多的结构响应，并可能在加强元件内及其与蒙皮连接处出现破坏。脱胶和/或分层失效是胶接元件与蒙皮间常见的形式。这种失效的范围依赖于冲击事件和设计变量（例如，使用胶层，加强层以及材料分层阻抗）。分层会产生于蒙皮和加强件之间的界面，然后穿透到韧性低于粘接剂的基本层压板的层间。当冲击出现在直接位于加强筋的上方的外蒙皮表面时，纤维失效通常出现在刀型、I型或J型加强筋中。图7.8.1.2.10(a)显示了这种局部失效的例子。对于这种损伤类型，纤维失效的分布是CDS的

重要组分，因为它影响着横截面的弯曲性能（见文献7.5.1.1(l)）。

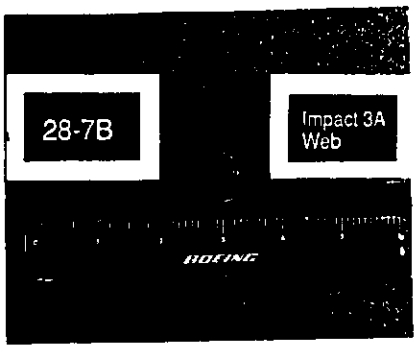


图7.8.1.2.10(a) 在刀型筋条蒙皮壁板的加筋腹板损伤（文献7.5.1.1(l)）

图7.8.1.2.10(b)显示了试样与三梁加筋壁板冲击响应之间的差异。图中绘出了对于“硬”机翼蒙皮的冲击后压缩破坏应变与动能的曲线。试样和壁板的蒙皮名义厚度是6.35 mm（1/4 in），分别由[38/50/12]和[42/50/8]铺层制成（符号[38/50/12]表明0°层、±45°层和90°层所占的百分比）。螺接钛合金加强筋的间距是139.7mm（5.5 in）。对于试样，采用直径为12.7 mm（0.5 in）的落锤和5 kg（10-lbm）的冲头，对壁板，采用直径为25.4 mm（1 in）落锤和11 kg（25 lb）的冲头。两个用54 J和81 J（40 ft-lbf和60 ft-lbf）能量冲击的壁板在横向中心线上被冲击了两次（仅在蒙皮上），一次在中心梁和左梁间的中跨，一次在中心梁和右梁间的中跨。用27 J（20 ft-lbf）能量冲击的壁板仅在中跨处冲击一次。三个用136 J（100 ft-lbf）能量冲击的壁板每一个被冲击三次：一次在中跨处（在加强筋之间——仅在蒙皮上），一次在接近加强筋边缘的蒙皮上，一次在加强筋上。对试样结果拟合成曲线。对于试样和带有中跨冲击的壁板，破坏是灾难性的，而且，破坏应变基本上相等。带有多次136 J（100 ft-lbf）冲击的壁板的破坏却不是灾难性的。在被加强筋止裂后，载荷增加了36%-61%才最终破坏。对于带有多次136 J（100 ft-lbf）冲击的壁板，其最终破坏应变与试样数据的推论相一致。这样，加强筋通过增加弯曲刚度而降低了壁板的有效尺寸，通过止裂而增加了强度。

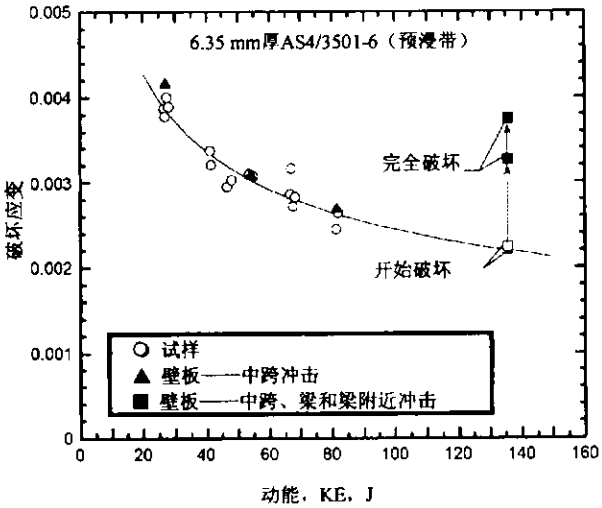


图7.8.1.2.10(b) 试样和三螺接梁壁板的冲击响应（文献7.8.1.2.3）

结构壁板级的剩余强度预测包含比复合材料平板更多的分析步骤，因此，需要附加的积木式结构试验。该分析仍以定量的度量开始，它对关注的载荷提供CDS的有效性能。利用这个量来评估局部的应力或者应变集中，必须分析给定的结构构型对该应力集中的影响，来预测损伤扩展的开始。在冗余结构构型中，可能需要模拟扩展和载荷再分布来预测最终破坏。在复合材料结构中，并非经常能观测到损伤扩展，因为通常只进行较小损伤的试验。例如，在总的损伤扩展出现之前，加强筋处严重的冲击损伤需要有足够的壁板载荷（例如，壁板应变在0.004 in/in量级）。由于损伤开始时很小，可观测到动态扩展现象，从而相邻的加强元件不能阻止损伤扩展。当初始损伤足够大（例如，加强筋和相邻的蒙皮材料完全被切断的一个穿透切口）时，可以观察到损伤稳定扩展到相邻的加强元件，并且被阻止（文献7.8.1.2.10）。

7.8.1.3 带有穿透损伤的结构

在上世纪90年代初期，按照NASA/Boeing的合同，建立了一个处理穿透厚度的缺口的重要数据库。该项研究处理不同材料、缺口尺寸以及结构复杂性的响应。除了已有注释的，下面的讨论都是基于这些发现（文献7.8.1.3(a)-(e)，7.8.1.2.4(a)，7.8.1.2.8(g)，7.8.1.2.8(i)和7.8.1.2.10）。

研究的主要部分是对蒙皮材料的铺贴采用丝束铺放（也称为纤维铺放），丝束铺放工艺采用预浸润的丝束作为原材料形式，多股丝束通过丝束铺放头以单股的形式铺设，如图7.8.1.3(a)所示。这种工艺允许低成本地使用层内混杂材料，即有多种纤维的丝束以可重复的模式组合在每一个单层中的材料（例如，S2-玻璃），如图7.8.1.3(b)所示。在这个过程中使用了这样的层内混杂，主要是出现在所有层中的混杂。



图7.8.1.3(a) 自动丝束铺放

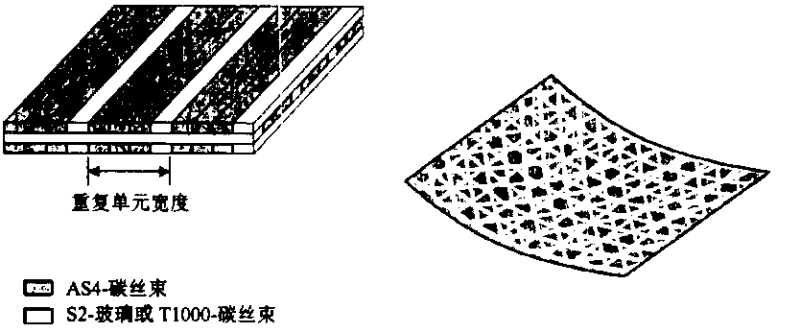


图7.8.1.3(b) 层内混杂材料

拉伸

对含穿透厚度缺口的情况，许多变量对拉伸剩余强度响应有显著影响。通常，在小缺口强度（即“强度”）和大缺口强度（即“韧性”）之间存在一种折衷；高强度通常伴随着低韧性，反之亦然。低强度、高韧性性能可用对缺口长度变化的敏感性较低来表征，导致剩余强度曲线比较平坦。

图7.8.1.3(c)显示了对单一层压板的材料影响。基体增韧的材料（IM7/8551-7）表现高强度和低韧性，而脆性基体的材料（AS4/938）显示低强度但较高的韧性。一种75%AS4/938和25%S2/938的层内混杂表现出最高的韧性，体现为对缺口长度变化的敏感性非常低。要注意，尽管刚度比较低（即较高刚度的碳纤维被较低刚度的玻璃纤维替代）仍出现强度的增加，表明破坏应变有很大幅度的增加。如图所示，对损伤容限评估所关注的大缺口长度（例如，大于250 mm（10 in）），不同材料的强度变化可达30%-50%。

文献7.8.1.3(c)报道了对于缺口长度小于63 mm（2.5 in）时混杂变量对拉伸断裂强度的影响。采用高应变玻璃纤维（S2）和碳纤维（T1000）混杂于基本的碳纤维（AS4）层压板。图7.8.1.3(d)显示了63 mm（2.5 in）缺口的结果。该混杂显示了缺口敏感性的降低和破坏以前有大量基体劈裂以及分层，如图7.8.1.3(e)所示。AS4/S2玻璃混杂还有显著的失效后的承载能力。

已经发现铺层对拉伸断裂强度具有与材料类似的影响，相对于较低模量的层压板，较高模量的层压板表现出较高的强度和较低的韧性。高模量的韧性树脂材料层压板具有类似于由线弹性断裂力学（LEFM）预测的缺口长度敏感性，而其他材料/层压板组合的敏感性就较低。图7.8.1.3(f)显示了这种效应的典型值。

对于多数铺层形式，每个面板的每个表面都有一层平面机织织物层（由于制造的原因），使得它的拉伸断裂比仅有丝束的层压板有显著提高，如图7.8.1.3(g)所示。虽然还没有相同层压板的试验结果可供直接比较，但趋势是令人信服的。这种改进似乎是由于在破坏过程中织物层的附加能量吸收，和/或是因增加了织物产生的可重复的非均匀性而导致应力集中下降。

图7.8.1.3(h)所示为AS4/8552夹层壁板与AS4/938，AS4/S2/938混杂和IM7/8551-7试验结果的比较，所有试验件的缺口尺寸均为200-300 mm（8-12 in）。铺层的差异表现在材料内与材料之间，使比较混淆不清。AS4/8552的结果最接近于刚度较小的AS4/938层压板，这表明通过加入表面织物层，可在不丧失脆性树脂材料拉伸-断裂优势的同时得到韧性树脂材料的冲击损伤阻抗的优势。

还发现材料形式和工艺变量对拉伸断裂性能有显著影响。对AS4/3501-6单向带层压板的试验与AS4/938丝束和AS4/938单向带的结果比较见图7.8.1.3(i)。这些数据表明，与丝束相比，单向带的拉伸断裂性能显著降低（即对于230 mm（9 in）缺口大约44%）。对这种差异最主要的贡献因素是在纤维铺放层压板中大范围可重复的非均匀性，它来源于单向带横截面上的几何非均匀性，这种特征能在超声扫描中获得，如图7.8.1.3(j)所示。在单向带中，厚度更均匀和类似方向层与层拼接接头的偏置均使得非均匀性小得多，并且不可重复。应该注意到AS4/3501-6单向带壁板的树脂含量明显低于工艺规范。

然而，相对工艺参数，改进的丝束性能影响似乎没有那么大。图7.8.1.3(k)比较了一系列壁板的结果。在所试验的所有缺口尺寸范围内，两种32-丝束带壁板的拉伸断裂强度均比12-丝束带壁板低，丝束相对单向带的大部分性能优势都消失了。然而，32-丝束带壁板对缺口尺寸稍低的敏感性，对超过760-1 000 mm（30-40 in）的缺口会得到较高的性能。对低于该范围的缺口尺寸，它们的强度较低是由于以下因素的联合作用：

- 不同的丝束铺放头以及产生的带横截面几何尺寸的变化，
- 壁板厚度和相应的树脂含量的降低和/或纤维面积重量的下降（似乎由不同装袋方法所致），以及
- 预浸带无捻纱的单向强度的降低。

对于32-丝束带壁板，一个附加因素是材料的老化（大约2年），它会影响自动纤维铺放（AFP）的工艺特性。

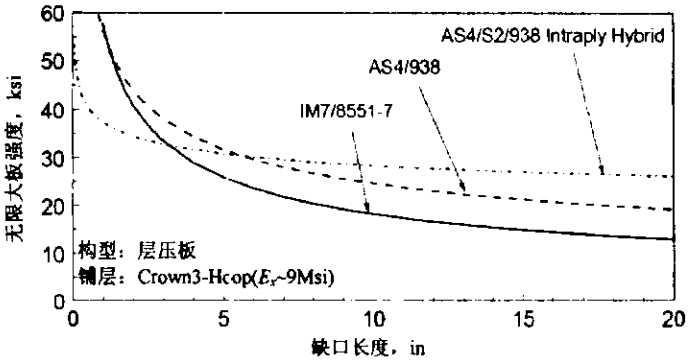


图7.8.1.3(c)　材料对拉伸断裂强度的影响

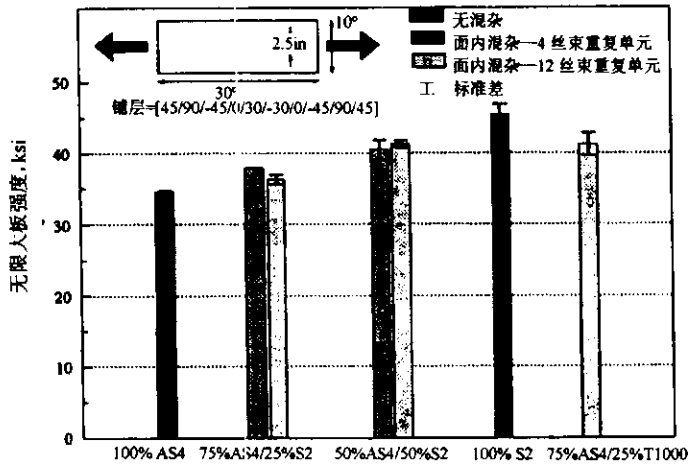


图7.8.1.3(d)　对于63 mm (2.5 in)裂纹的层内混杂的拉伸断裂强度

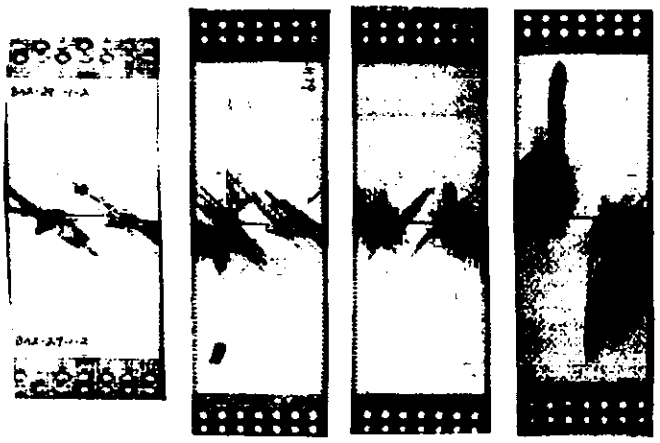


图7.8.1.3(e)　已破坏断裂试件的超声扫描

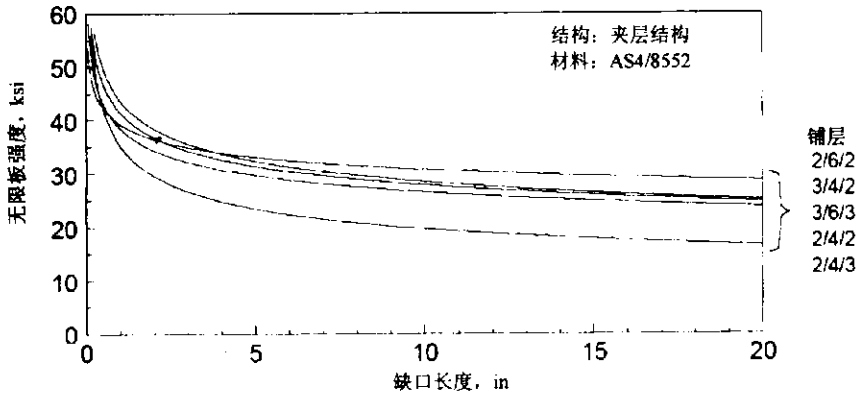


图7.8.1.3(f)　铺层对拉伸断裂强度的影响

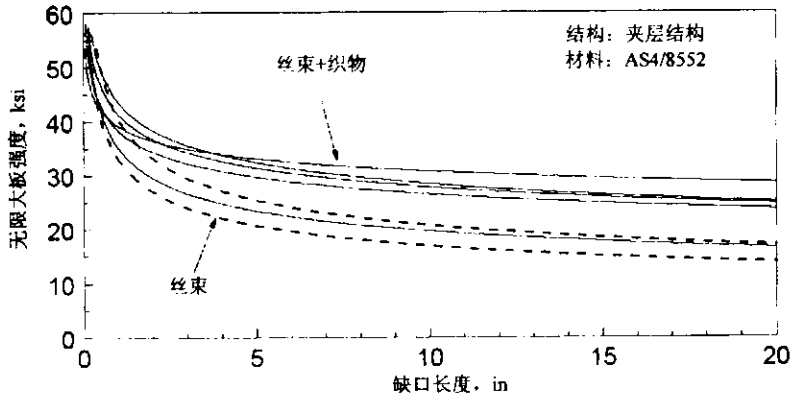


图7.8.1.3(g)　织物表面层对AS4/8552拉伸断裂强度的影响

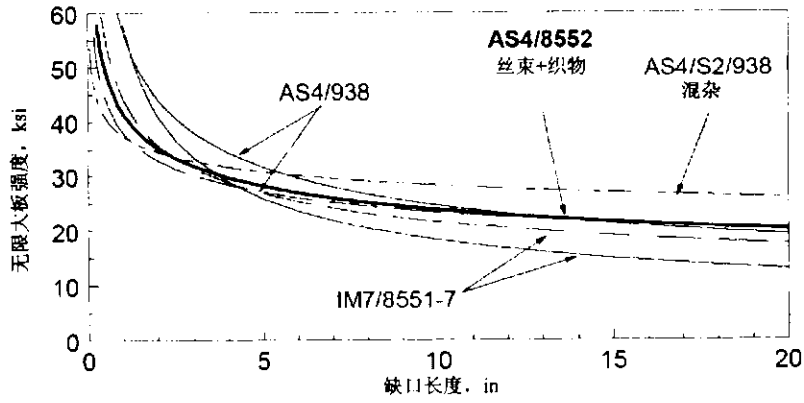


图7.8.1.3(h)　AS4/8552（丝束/织物）夹层结构与AS4/938（丝束），AS4/S2/938层内混杂（丝束）和IM7/8551-7（单向带）层压板拉伸断裂结果的比较

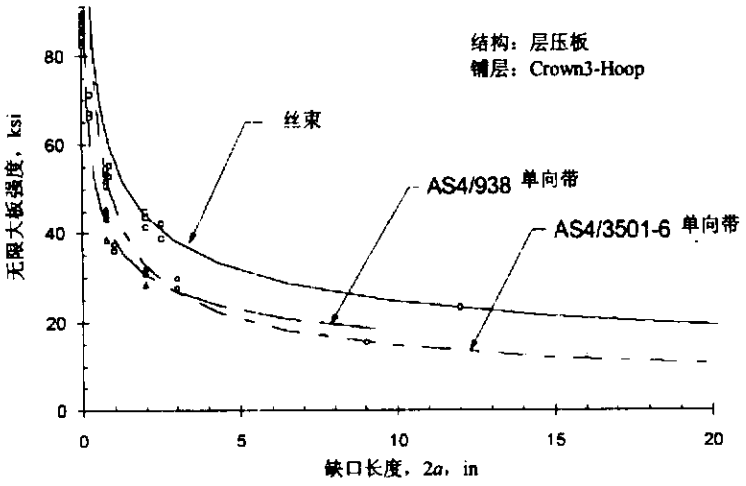


图7.8.1.3(i)　丝束和单向带拉伸断裂强度的比较

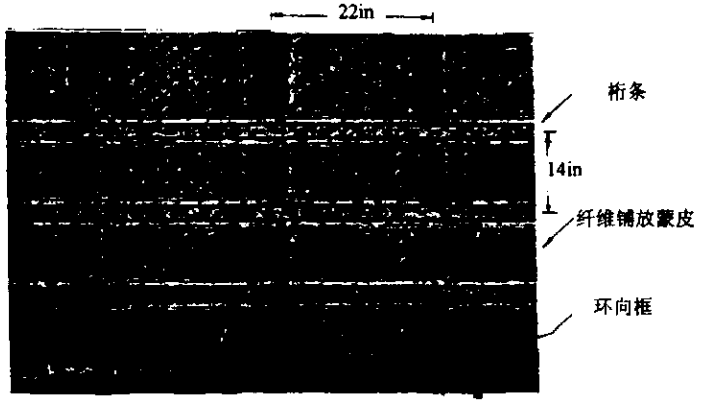


图7.8.1.3(j)　超声扫描显示的可重复的非均匀性

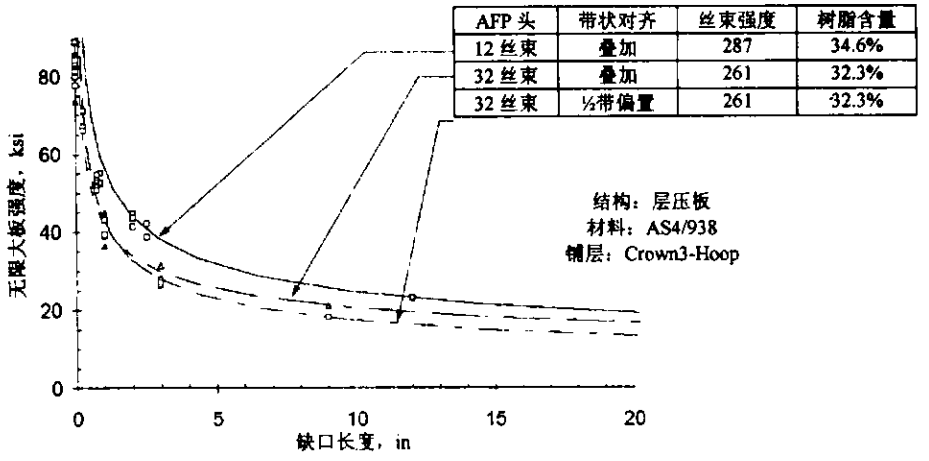


图7.8.1.3(k)　AFP工艺参数对拉伸断裂强度的影响

该强度-韧性的权衡与金属结构不同。图7.8.1.3(l)对比了脆性树脂（AS4/938）和韧性树脂（IM7/8551-7）复合材料与脆性（7075-T651）和韧性（2024-T3）铝的响应。

图7.8.1.3(m)概括了对复合材料拉伸断裂的强度-韧性权衡的影响因子。韧性树脂材料和硬（0°控制的）层压板导致较高的强度但较低的韧性，脆性树脂材料、软层压板和用S2-玻璃的层内混杂导致较低的强度和较高的韧性。大量的可重复的材料非均匀性看来提高了韧性，但对强度没有太大影响。与层压板种类相比基体韧性看来对性能的影响更大。

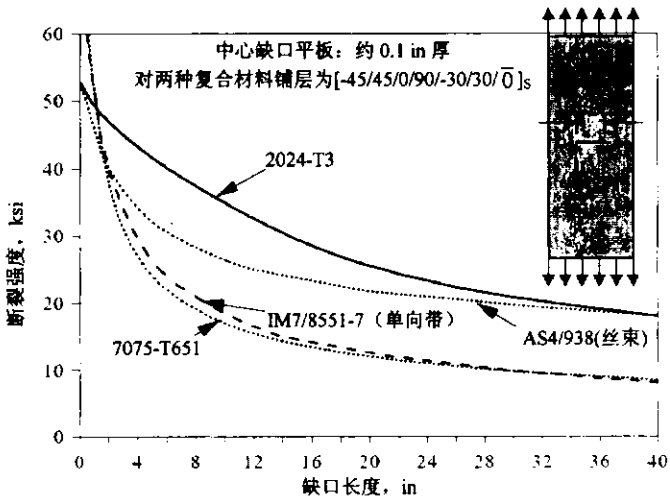


图7.8.1.3(l)　复合材料和金属拉伸响应的比较

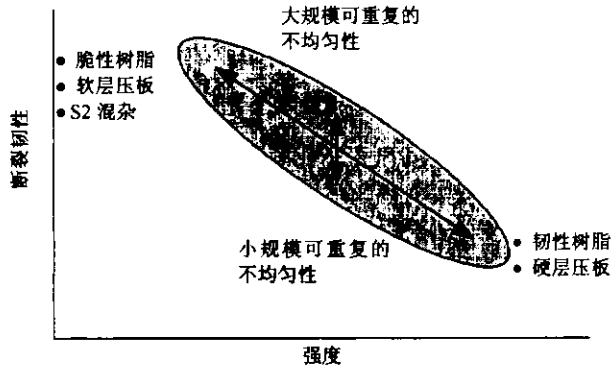


图7.8.1.3(m)　在拉伸下的强度-韧性折衷

除了明显的强度-韧性折衷以外，还观察到了非经典的材料响应。可以看到，在损伤形成之前，缺口尖端应变分布是不太严重的，比经典理论预测的更平缓，如图7.8.1.3(n)所示。类似的分布用非局部材料模型预测，表明这样的性能也许是有效的。还发现出现了大的试件有限宽度的影响，特别是对那些显示出缺口长度敏感性有所降低的层压板/材料组合。如图7.8.1.3(o)所示，各向同性有限宽度修正因子（与相似的正交各向异性因子只有很少的差异）不能解释这两种缺口/试件宽度比的数据差异的原因，这是由破坏前产生的明显的损伤区和与试件边界的相互作用引起的。

多数处理穿透损伤的研究采用机械加工的缺口代表由穿透事件产生的损伤状态。文献7.8.1.3(c)对有限的22.2 mm（0.875 in）穿透裂纹和机械加工裂纹的拉伸断裂进行了比较。

穿透裂纹的制造和导致的损伤在7.5.1.2节讨论，强度结果在图7.8.1.3(p)中给出。对于较薄的试件（t=1.50-1.80 mm（0.059-0.074 in）），穿透试件的强度在机械加工裂纹强度的10%以内。一个值得注意的例外是韧性树脂材料（IM7/8551-7），它的冲击后拉伸断裂强度比带机械加工裂纹的试件低20%，有证据认为这些层压板的冲击穿透会导致由纤维断裂造成的有效裂纹的延长。在所试验的最厚的层压板中（t=3.00 mm（0.118 in）），带穿透冲击损伤试件的拉伸断裂强度要比带有机械加工裂纹的试件高20%。较薄层压板中响应的差异是因为在裂纹尖端附近有较大的分层，它降低了应力集中。

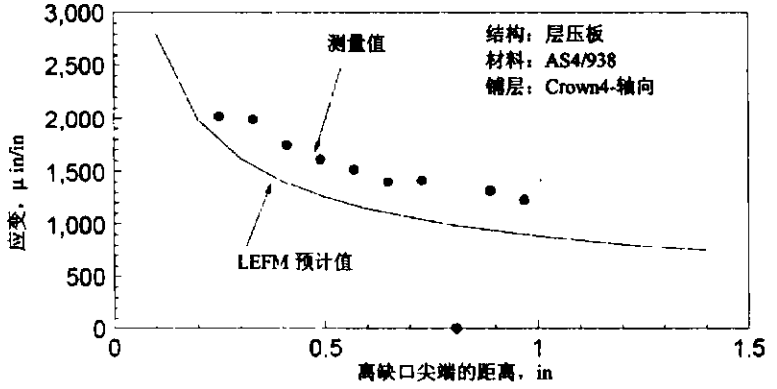


图7.8.1.3(n)　在大缺口拉伸断裂试验观察到的非经典缺口尖端应变

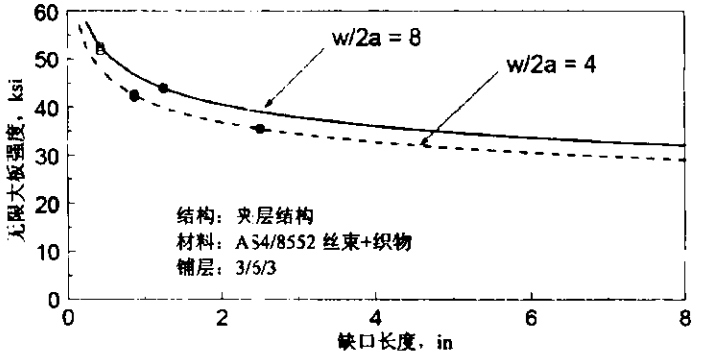


图7.8.1.3(o)　准各向同性AS4/8552夹层结构的试件有限宽影响

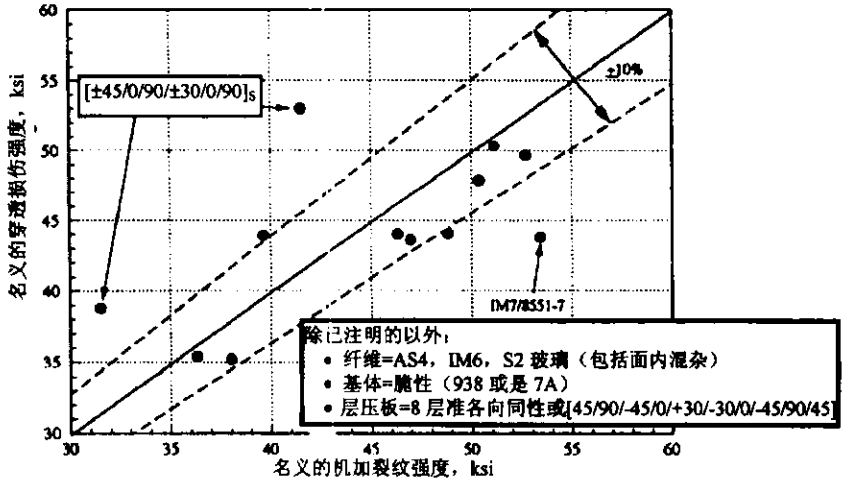


图7.8.1.3(p)　穿透和机加裂纹强度的比较

压缩

压缩断裂结果显示，压缩强度明显低于拉伸强度，如图7.8.1.3(q)所示。铺层的影响似乎要比拉伸情况小一些。压缩结果也表现出其缺口长度敏感性比线弹性断裂力学（LEFM）低。

与拉伸断裂的情况不同，拉伸断裂时有显著的试件有限宽度效应，同时缺口长度敏感性下降，而在压缩断裂时有限宽度效应与用各向同性修正因子预测的没有明显差异，如图7.8.1.3(r)所示。这表明在试件破坏前不存在大的损伤区，这与实验观察的结果相一致。

在压缩试验中观察到的最严重的影响是厚度的影响。如图7.8.1.3(s)所示，各种材料、铺层、芯以及所有层压板/面板厚度在2.80-5.1 mm（0.11-0.20 in）之间结构的缺口强度均在平均曲线附近大约10%的范围以内。几种总面板厚度为11 mm（0.44 in）的夹层层压板的试验得到的强度比薄层压板高大约25%。该性能在后续的研究中也可看到，结果如图7.8.1.3(t)所示（文献7.8.1.2.4(b)）。对材料和铺层变量的不敏感性以及对厚度强烈的敏感性表明，也许是局部失稳决定着破坏。

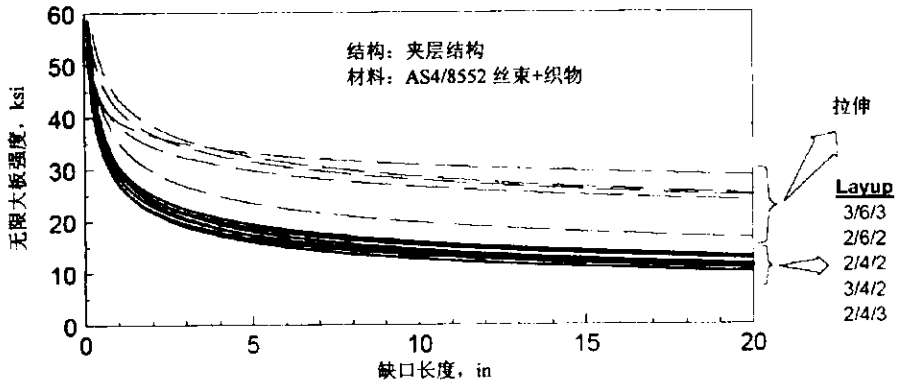


图7.8.1.3(q)　压缩和拉伸断裂结果的比较

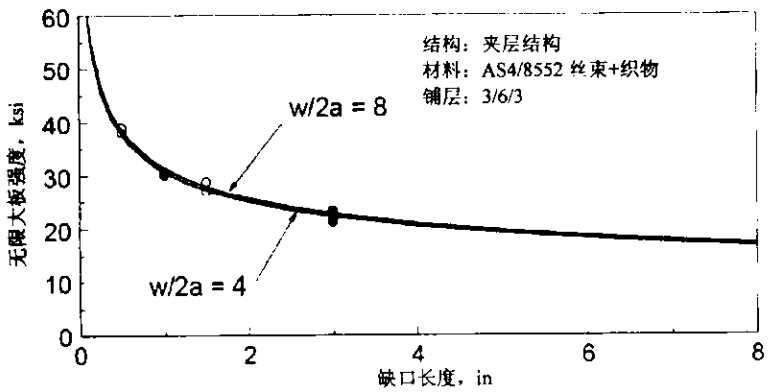


图7.8.1.3(r)　在压缩中试件有限宽度效应

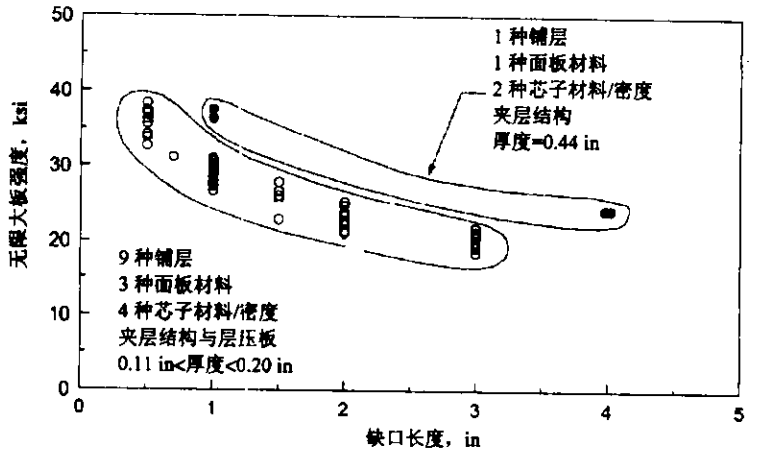


图7.8.1.3(s) 厚度对压缩断裂强度的影响

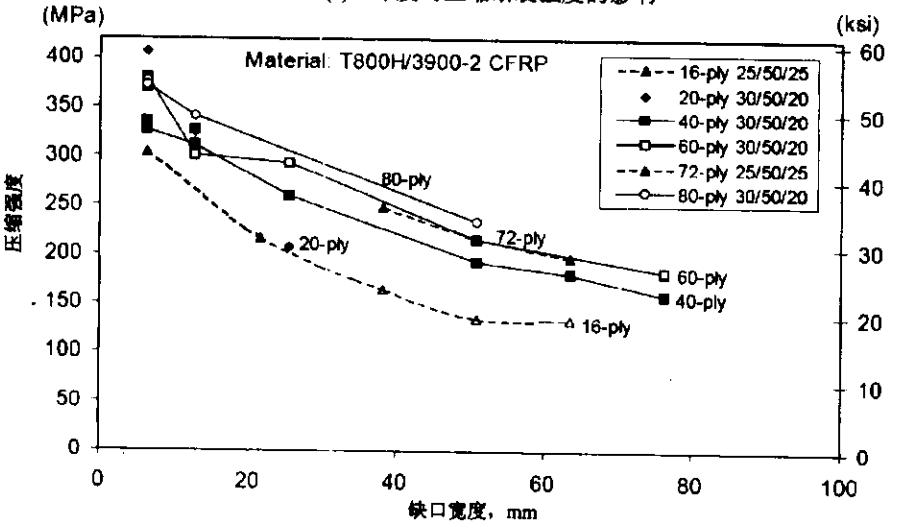


图7.8.1.3(t) 厚度对压缩断裂强度的影响

7.8.1.3.1 蒙皮/筋条缝合壁板

对含有20.3 cm（8.0 in）长切口（中间筋条也被切断）的带有刀型筋条的大型平面机翼壁板进行了拉伸试验（文献7.8.1.3.1(a)和(b)），蒙皮材料是由54层干态无纬布通过Kevlar 29纤维缝合而成。蒙皮的铺层为$[0/45/0/-45/90/-45/0/45/0]_{3S}$。加强筋材料由36层干态无纬布制成，铺层为$[0/45/0/-45/90/-45/0/45/0]_{2S}$。T型截面加强筋由干态蒙皮织物制成的角型截面加强筋缝合而成，T型截面加强筋的突缘与蒙皮缝合在一起，而且壁板用3501-6树脂渗透。在应变为0.0023 in/in时，蒙皮断裂，断裂扩展到加强筋的边缘，且被阻止。随着载荷增加，断裂转向且沿平行于加强筋的方向扩展。在应变为0.0034 in/in时，加载夹持处发生破坏。因此，缝合的加强筋使破坏应变增加。

7.8.2 设计内容和指南

7.8.2.1 铺层顺序

当冲击损伤由纤维失效控制时（例如，文献7.8.1.2.8(c)），希望通过把主要承载层铺放

在纤维失效最少的位置。因为纤维失效通常首先出现在外表面附近，因此，主要承载层应该集中于层压板铺层顺序（LSS）的中心。试验数据表明均匀的LSS对于整体由基体损伤控制的CAI性能也许是最好的（文献7.8.2.1）。

7.8.2.2 夹层结构

当采用夹层材料组合时应格外注意，这种结构的主要冲击损伤出现在芯材内，而在面板上没有可见的表面损伤（对于某些蜂窝（文献7.8.1.2.2(d)）和泡沫芯，已经鉴别出了这种冲击临界损伤状态（CDS））。对于承受压缩或者剪切载荷的结构，这样的损伤会不可检地扩展到临界尺寸。可以利用简单的冲击筛选试验来鉴别这种失效机理以及相应的剩余强度降。

7.8.3 试验内容

通常要进行结构剩余强度试验来支持冲击观察、细节设计研发和提供结构验证数据。图7.8.3给出了带有加筋的蒙皮壁板设计进行的这种试验结果。在这样的研究中可以采用多个冲击来鉴别关键的冲击位置，冲击点要相距足够远以避免相互作用。较小的试验壁板和元件中，多种冲击损伤尺寸能有助于建立剩余强度曲线的形状。这应该提供必需的积木式验证来分析确定与结构载荷路径有关的ADL和CDT。支持结构构型分析的试验应该足够大，以允许载荷重新分配和有关的损伤累积/止裂。尤其要注意的是，应避免使用非常宽但很短的壁板来做剩余强度试验，因为损伤的影响会因长度不够而无法正确引入载荷所掩盖，这样的试验结果也许是非保守的。而且，试验壁板的蒙皮屈曲模式应与全尺寸结构相符合，否则在冲击损伤附近的局部应力不具有代表性，从而导致无效的破坏结果。

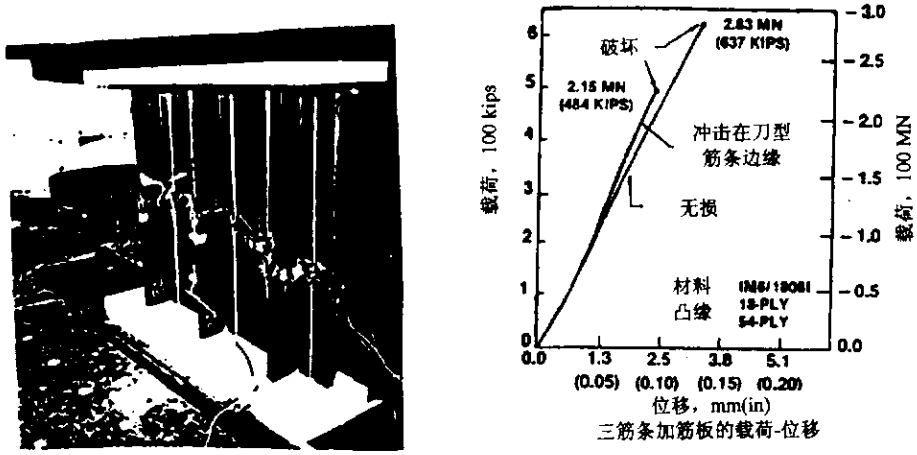


图7.8.3 对于加筋结构构形的后冲击压缩强度试验结果（文献7.8.1.2.9(b)）

7.8.3.1 试样的冲击试验

此节留待以后补充。

7.8.3.2 加筋壁板的冲击试验

此节留待以后补充。

7.8.3.3 夹层壁板的冲击试验

此节留待以后补充。

7.8.3.4 大型穿透损伤加筋壁板试验

此节留待以后补充。

7.8.3.5 大型穿透损伤夹层壁板试验

此节留待以后补充。

7.8.4 分析方法——描述与评定

7.8.4.1 大型穿透损伤

在许多情况下，损伤容限评定需要考虑存在大缺口（即大于150 mm（6 in））时的剩余强度。最希望得到由相对小的试验确定、并能够从小缺口强度外推到大缺口尺寸的分析方法。

本节关注含大穿透损伤未加筋和加筋壁板的分析方法，这种损伤是由严重的意外或离散源损伤导致的。对于商用运输机结构的金属蒙皮，离散源损伤通常由切口代表，切口的长度通常是两跨蒙皮，包括一个割断的加强筋或者框（见图7.8.4.1(a)）。MIL-A-83444中对“破损安全止裂结构”引用了类似的构型。对于复合材料层压板，切口对拉伸强度也给出了一个下界，见图7.8.4.1(b)中的切口、冲击损伤以及开孔结果（文献7.8.4.1(a)，7.8.1.2.8(c)和7.8.2.1）。

对于带有类似裂纹的切口和受拉伸载荷的复合材料断裂问题，已经开发了许多模型和方法，下面列出了将在下节中讨论的方法。所有的这些方法将复合材料结构描述成遵从经典层压板理论的各向异性连续介质。

- Mar-Lin模型
- 应变软化方法
- 线弹性断裂力学（LEFM）
- *R*-曲线方法

断裂分析方法的主要目的是提供超出材料表征时试验所用缺口尺寸和结构几何形状范围的破坏预计。要确保这种外推法的能力，合适的模型必须依赖以物理现象为基础的理论，还需要将模型中自由度的数量减到最少，以降低对材料试验的要求。下面对不同的分析方法进行讨论，并简要评估它们预计试验数据的好坏程度。

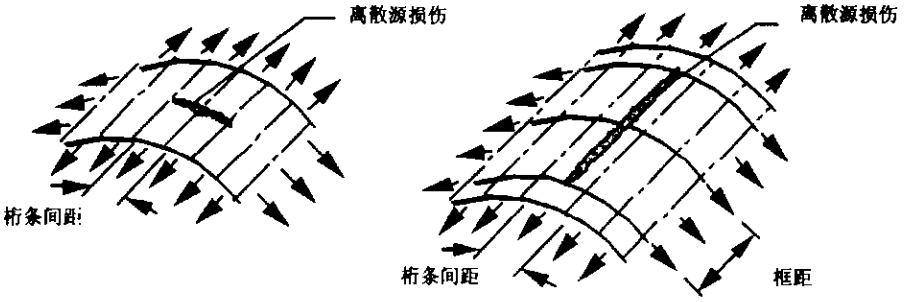


图7.8.4.1(a) 离散源损伤简图

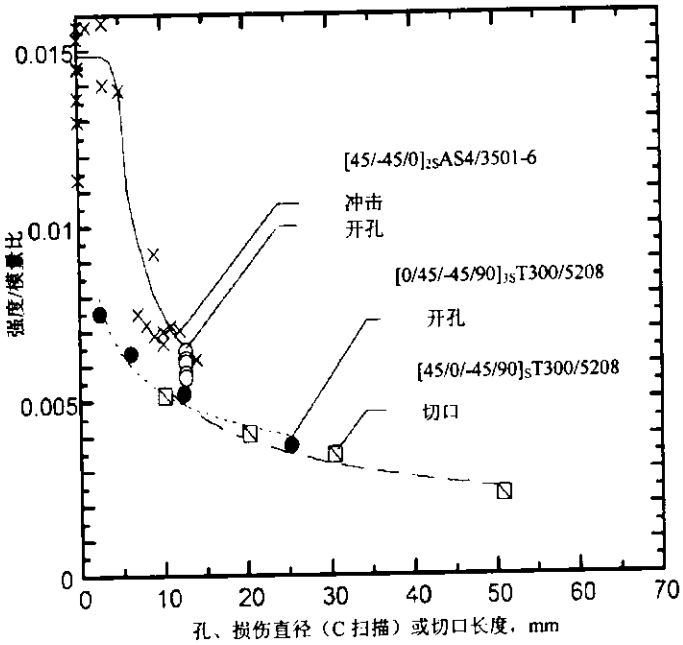


图7.8.4.1(b) 含冲击损伤，开孔和切口层压板（预浸带）的拉伸强度

（文献7.8.4.1(a)，7.8.1.2.8(c)和7.8.2.1）

拉伸失效准则概述。对于拉伸断裂已经提出了几种失效准则。在下面对准则的讨论中，σ_n^∞和σ_0分别表示无限大平板的含缺口强度和无缺口强度，a是半裂纹长度（文献7.8.1.2.8(e)）。

对于经典连续介质理论，裂纹尖端的应力分布是奇异的，对于均匀材料的线弹性断裂力学（LEFM），存在平方根的奇异性，可由下式预计破坏

$$\sigma_n^\infty = K_{IC}/\sqrt{\pi a} \qquad 7.8.4.1(a)$$

式中K_{IC}是临界应力强度因子。该方法存在物理上不可接受的状态，即在裂纹尖端的无限大应力，结果，σ_n^∞随着a的下降而快速增加，在极限情况下，当a达到0时，σ_0变为无限大。

在复合材料中，这一点已经被几种理论通过采用特征尺寸、固有缺陷尺寸或者临界损伤区长度来处理。例如，Whitney-Nuismer（WN）点应力准则预计（文献7.8.4.1(b)和(c)），在裂纹尖端前缘的特征尺寸d_1处的应力等于或者大于σ_0时破坏，那么，缺口强度由下式给出：

$$\sigma_n^\infty = \sigma_0\sqrt{1-\left(\frac{a}{a+d_1}\right)^2} \qquad 7.8.4.1(b)$$

本模型中必须确定的两个参数是σ_0和d_1。

Pipes-Wetherhold-Gillespie（PWG）模型（文献7.8.4.1(d)和(e)）把WN点应力模型推广到包含一个与裂纹长度相关的指数变量d_1，它提供了在预计小裂纹数据时额外的灵活性，但需一个要确定的附加参数。

由Tan提出的（文献7.8.4.1(f)）另一个多参数模型，采用特征尺寸来预计含椭圆开孔受单轴载荷平板的破坏。在该模型中，用高长短轴比的椭圆来模拟裂纹。缺口强度通过对实际无缺口层压板强度乘以预计的含缺口强度与预计的无缺口强度之比来得到，采用二次失效准则连同首层破坏技术来获得这两种预计的强度。用远离裂纹处特征尺寸的失效准则来

确定预计的缺口强度，准则中的系数是必须确定的附加参数。

Poe-Sova（PS）模型（文献7.8.4.1(g)和(h)）也可以是带有特征尺寸d_2的方程，但当裂纹尖端的前缘某一距离处应变等于或者大于纤维破坏应变时预计破坏，含缺口的破坏应力可由下式给出

$$\sigma_n^{**} = \sigma_0 \Big/ \sqrt{1+\frac{a\xi^2}{2d_2}} \qquad 7.8.4.1(c)$$

式中ξ是依赖于弹性常数和主承载层方向的函数。特征尺寸与材料韧性参数有关，而与铺层无关。对于这种模型，必须确定的两个参数是纤维破坏应变和d_2。

另外两个常用的模型，Waddoups-Eisenmann-Kaminski（WEK）模型和WN平均应力模型用无损强度作为第一个参数。对于WEK模型和WN平均应力模型，第二个参数分别是临界损伤尺寸和平均应力特征尺寸。WEK模型（文献7.8.4.1(i)）将LEFM应用于有效裂纹，有效裂纹是用固有缺陷尺寸来延长实际裂纹。WN平均应力模型（文献7.8.4.1(b)和(c)）假设当特征尺寸内的平均应力等于或者大于σ_0时发生破坏。如果假设线性应变破坏，这两种模型，WEK和WN平均应力模型，与PS模型功能相同。

对于复合材料，上述使用长度参数（如特征尺寸）的方法均被公式化以考虑观察到的实验趋势。实际上，这些长度参数由含缺口强度数据确定，并给出与材料细观结构尺寸相关的有限的物理意义。它们通常被认为是经典的分析修正因子，这能使用户考虑裂纹尺寸增加时应力分布或断裂韧性的表观变化。值得注意的是，在WN点应力、WN平均应力、PS、WEK和Tan模型中所计算的长度参数，对于同样一组数据通常采用不同的值。

实际上一种更易接受的预计复合材料断裂的方法会涉及裂纹尖端应力分布的变化，它与确定非均匀性水平的材料长度参数相关。用于在纤维/基体量级评估非均匀性影响的简化分析表明，为证明经典连续介质均匀性假设是合理的，裂纹尺寸应该比纤维直径至少大三个量级（文献7.8.4.1(j)）。文献7.8.4.1(j)的结果表明，对于与非均匀性水平相关的裂纹长度范围，非均匀性趋于降低应力强度因子。对于碳/环氧复合材料，考虑到纤维/基体的尺度，受非均匀性影响的裂纹长度范围小于需要修正经典断裂分析的特征长度。然而，由于制造工艺，单向带和丝束铺放层压板中更高的非均匀性水平，复合材料的这些特性也许是造成比通常从小裂纹发现的应力集中低的原因。

不用半经验公式，而用广义连续介质理论得到的断裂问题解，也已经得出与复合材料实验趋势相一致的结果。广义连续介质理论方程增加了自由度，以表征细观结构的影响。对于这样的理论，应力集中随着缺口几何形状和材料特征长度之间的关系而改变（如文献7.8.4.1(k)-(m)）。要注意，因为主要基于理论模量，广义连续介质模型的特征长度不同于早期描述模型的特征长度，因此，模量与其他材料性能相关（如波的扩展），而且它们的数值能从许多独立的实验测量获得。对于木制复合材料，已采用超声波散射测量技术预计模量和缺口的应力集中（文献7.8.4.1(l)）。遗憾的是，需要大量更多的研究来发展广义连续介质理论以便应用于层压复合材料板。

对于非均匀材料，裂纹尖端的应力分布也不限于平方根奇异性。Mar-Lin（ML）模型（文献7.8.4.1(e)和(n)）允许奇异性n是其他值而不是平方根，缺口的破坏应力由下式给出

$$\sigma_n^{**} = \frac{H_c}{(2a)^n} \qquad 7.8.4.1(d)$$

这里H_c是复合材料的断裂韧性。通常，H_c和指数n是两个必须被确定的参数。文献7.8.4.1(e)和7.8.4.1(n)的研究中，指数n与基体中裂纹的理论奇异性相关，尖端在纤维/基体界面上。对于这种情况，奇异性是纤维/基体剪切模量比和泊松比的函数。采用这种方法，对通常的纤维/基体组合确定其奇异性在0.25和0.35之间。

Tsai-Arocho（TA）模型（文献7.8.4.1(o)）把ML模型的非平方根奇异性与WEK方法的固有缺陷概念结合在一起。用另一个参数为代价，得到了预计小裂纹强度的额外的灵活性，虽然这种影响随奇异性量级降低而减弱。

另外已应用于预计复合材料拉伸断裂的理论方法包括损伤区模型——DZM（如文献7.8.4.1(p)和(q)），以及渐进损伤分析——PDA（如文献7.8.4.1(r)和(s)）。两种方法用有限元考虑当损伤扩展时缺口尖端应力重新分配。DZM模型用Dugdale/Barenblatt类型分析了作用于损伤区长度的有效裂纹延伸面上的内聚应力。与上述基于特征长度的失效准则情况一样，Barenblatt分析方法（文献7.8.4.1(t)）用降低局部的层压板刚度解决了与裂纹有关的应力奇异性问题。PDA方法考虑了与缺口尖端损伤扩展机理有关的应力集中降低现象。实际上，DZM和PDA两种方法更适用于确定有限宽度效应和预计最终设计概念的性能。

失效准则功能。本节评论了已被广泛用于预计复合材料层压板拉伸断裂的双参数模型所得曲线的自由度（文献7.8.1.3(c)）。这种情况有助于说明理论与实验数据库的对比结果。将比较小裂纹（$2a$约为30.5 mm（1.2 in））和大裂纹（$2a$长达510 mm（20 in））尺寸的预计结果，前一裂纹尺寸是迄今所收集到的多数复合材料数据的特征值。详细讨论4种理论：经典LEFM、WN（点应力）、PS（点应变）以及Mar-Lin模型。作为比较这4种理论所预计的裂纹长度变化的基准，对$W/2a$=4和铺层为[+45/90/-45/0/+30/-30/0/-45/90/+45]的IM6/937A单向带材料，将在（用有限宽修正过的）实验结果平均值的基础上绘制曲线。这将保证所有的理论至少对一种裂纹长度是一致的。

图7.8.4.1(c)显示了对小裂纹尺寸4种理论的比较结果。PS和WN准则之间只有很小的差异，对LEFM和ML曲线的进一步的观察表明奇异性对曲线形状有显著的影响。对小于基准点的裂纹长度，ML预计值小于LEFM的预计值。对大于基准点的裂纹长度，ML预计值大于LEFM的预计值，而基于奇异性的理论趋于分离（即WN、PS和LEFM得到几乎相同的预计）。

图7.8.4.1(d)显示在大裂纹长度范围奇异性显著地影响预计值的差异。对于相同量级奇异性的理论，其缺口强度预计值之比变成一个常数。例如，WN和LEFM函数变成等价的，而且关系式

$$K_{IC}=\sigma_0\sqrt{2\pi d_1} \tag{7.8.4.1(e)}$$

对大裂纹将得到使这两种理论完全一样的K_{IC}值。

为了比较奇异性对缺口强度预计值的影响，图7.8.4.1(e)和(f)中的曲线n值从0.1变化到0.5。图7.8.4.1(e)中的所有曲线均通过用以确定相应断裂韧性值的基准点。通过改变断裂韧性和奇异性的量级，ML准则对于小裂纹尺寸能够满意地拟合出大范围缺口强度数据的趋势。然而，如图7.8.4.1(f)所示，由于对大裂纹尺寸的预计强烈地依赖于假定的奇异性，这样的方法在被采用时要格外注意。

图7.8.4.1(g)和(h)显示了在WN点应力准则中的两个参数σ_0和d_1如何影响缺口强度曲线的形状和相对位置。还用穿过公共点的经典LEFM方程进行了比较，下面一组曲线对应于基准数据点。与随裂纹长度减小而急剧增加的LEFM曲线不同，当a=0时，点应力理论有有

限的强度σ_0。对于给定的σ_0值，增加d_1使预计的缺口强度增加，因此它有类似于LEFM中增加K_{IC}的效应（见图7.8.4.1(g)和(h)中上部的曲线）。

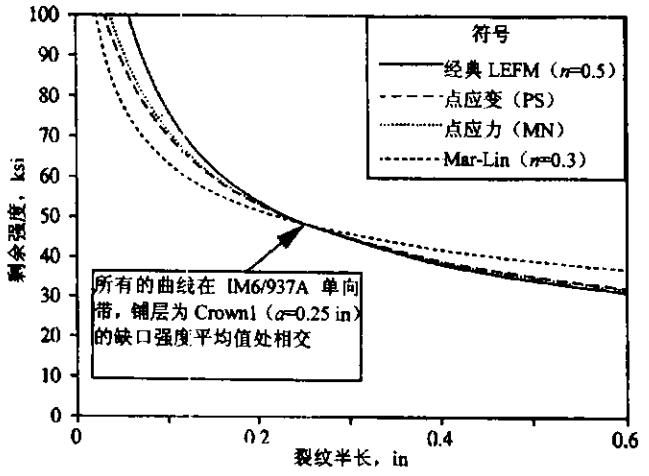


图7.8.4.1(c) 在小裂纹范围内缺口强度预计理论曲线形状的比较

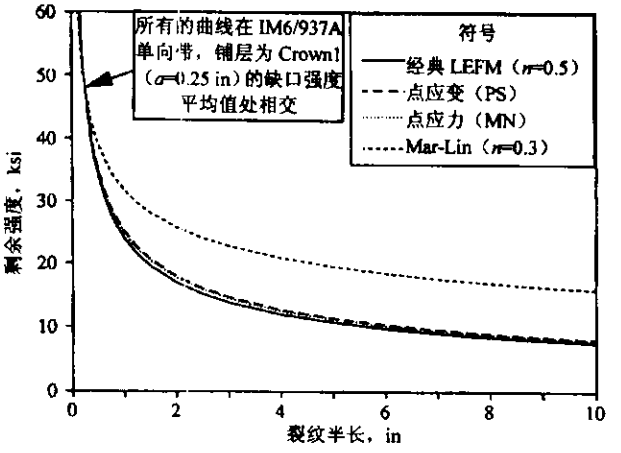


图7.8.4.1(d) 在大裂纹范围的对缺口强度预计理论的曲线形状的比较

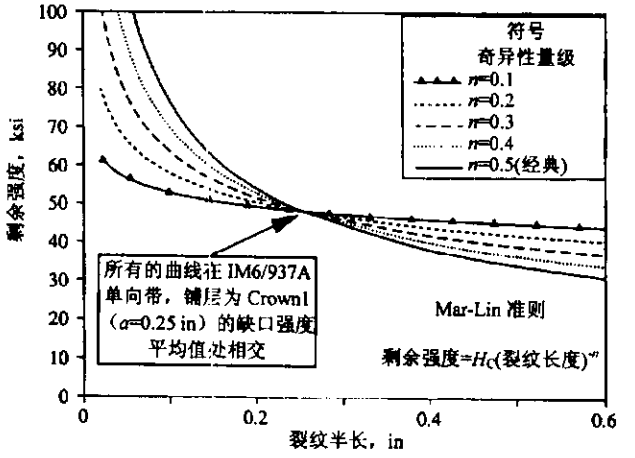


图7.8.4.1(e) 在小裂纹范围奇异性对缺口强度预计理论曲线形状的影响

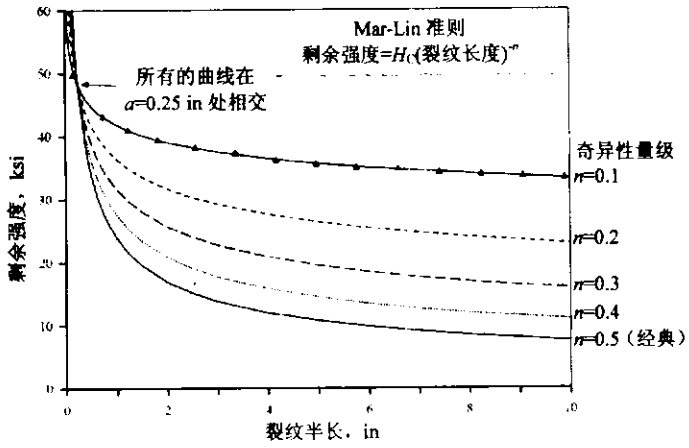


图7.8.4.1(f)　在大裂纹范围奇异性对缺口强度预计理论曲线形状的影响

在小裂纹长度范围，降低σ_0值显然能够降低奇异性。在图7.8.4.1(g)中下部曲线的形状表明可以选择不同组合的d_1和σ_0来体现遵循图7.8.4.1(e)所示的任何奇异性（特别是$a \leq 0.25$）的数据趋势。对于以往数据库的小裂纹尺寸特征，WN和ML理论的曲线拟合几乎是难以区分的（文献7.8.1.2.8(e)）。在以往复合材料数据中，无法区分较低量级的奇异性也许与σ_0的测量值有关，由于有限宽试件中的边缘分层现象，使测量值太低。对于大裂纹长度，图7.8.4.1(h)显示σ_0和d_1的量级决定了剩余强度，但是曲线形状是受奇异性量级控制的。正如参照图7.8.4.1(f)所讨论的，最好在大裂纹长度判断合适的奇异性量级。

包含“特征尺寸”的修正分析方法在预计小裂纹试验的趋势方面比奇异性为0.5的经典LEFM要好，这说明经典裂纹应力强度对复合材料是不精确的，实际的分布具有类似于点应力和点应变方程的影响这样的特性（即应力强度通常较低而且与缺口尺寸相关）。基于分析和试验现象提出了一种假设，即材料非均匀性对小裂纹应力分布有强烈影响。对长度在材料非均匀性尺度几个量级内的裂纹，出现应力集中的降低。因此，对于给定的裂纹尺寸，缺口强度随着非均匀性尺度的增加而增加。可能的非均匀性尺度包括纤维直径，丝束宽度和混杂重复单元宽度。

在大裂纹尺寸时，每种断裂理论都汇聚于一条受奇异性量级控制的曲线。对于几种材料和层压板铺层，较大的裂纹数据（即长达63 mm（2.5 in））趋于汇聚于奇异性为0.3的失效准则。一个值得注意的例外是韧性材料，IM7/8551-7，它趋于汇聚于奇异性为0.5的经典曲线。这种现象以及其他的现象表明，有效的奇异性依赖于基体劈裂。这种劈裂和减弱缺口应力集中的能力与材料和层压板铺层特性有关。

有限元方法为飞机结构遇到的众多构型提供了灵活性和精确性。在有限元模型中，有两种方法处理损伤扩展对载荷重新分配的影响。在满足规定的失效准则时削减单元内不同刚度项的渐进损伤方法（如文献7.8.4.1(s)），在试件构型的损伤扩展建模方面已经获得了一定的成功，然而，计算量是把它们用于加筋结构所需的复杂模型时的巨大障碍。

然而，应变-软化模型（例如，文献7.8.4.1(d)和(u)）似乎具有所需的简化性。这样的模型已成功地应用于增强混凝土行业，同时，提供了在裂纹尖端区由于损伤形成而被软化时，处理总体载荷重新分配的能力，而无需进行详细的渐进损伤模型的计算工作。这些应变-软化模型采用非线性应力-应变法则，考虑了当应变增加超过临界值时，材料承载能力的下

降。已经提出了一系列软化法则，在有限元模型中，能够采用非线性弹簧模拟这种性能。该模型可以利用小缺口试验结果校准，然后再扩展到大缺口构型。与建模和校准弯曲刚度降有关的内容正在被评估，对于许多结构构型都关注刚度降，在这些构型中面外加载，载荷偏心以及弯曲载荷都是常见的。应变软化方法更详细的讨论在7.8.4.1.2节给出。

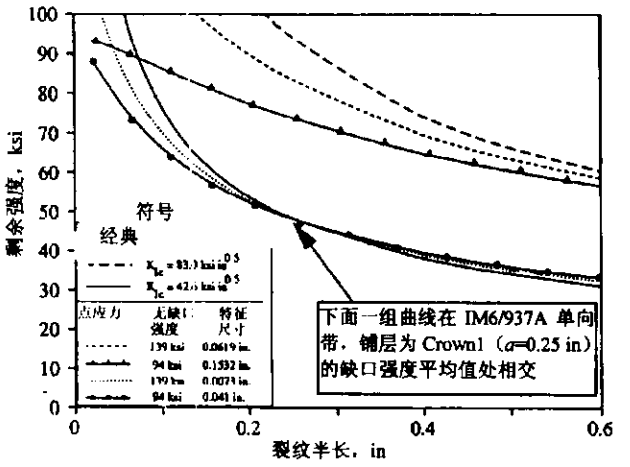


图7.8.4.1(g)　在小裂纹范围特征尺寸和无缺口强度对缺口强度预计理论曲线形状的影响

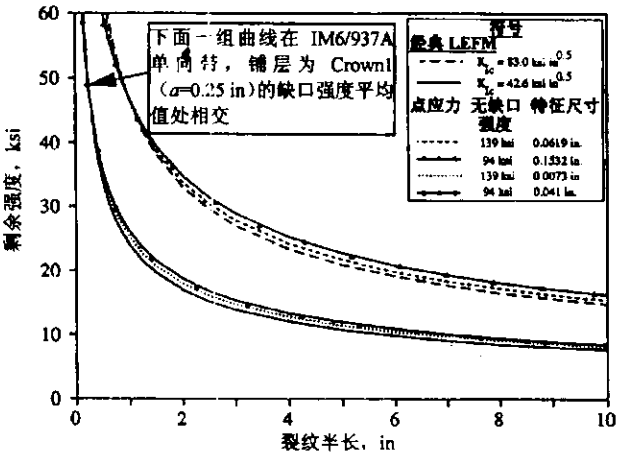


图 7.8.4.1(h)　在大裂纹范围特征尺寸和无缺口强度对缺口强度预计理论曲线形状的影响

7.8.4.1.1　降低奇异性（Mar-Lin）模型

文献7.8.1.3(c)和(d)证实了，许多材料/层压板组合对缺口尺寸大幅变化的敏感性比由经典断裂力学所预计的低得多。Mar-Lin模型（文献7.8.4.1(e)和(n)）考虑了非平方根奇异性，以通过具有可变指数n，处理这些降低的敏感性。明确地，缺口破坏应力由下式给出：

$$\sigma_N^{\infty}=\frac{H_c}{(2a)^n} \qquad 7.8.4.1.1(a)$$

式中σ_N^{∞}是无限大平板的缺口强度，H_c是复合材料的断裂韧性。文献7.8.4.1(e)和(n)的研究中，指数n与基体中裂纹的理论奇异性相关，尖端在纤维/基体界面上。对于这种情况，奇异性是纤维/基体剪切模量比和泊松比的函数。采用这种方法，对通常的纤维/基体组合确定其奇异性在0.25和0.35之间。

然而，这种理想化对于含穿透缺口的多向复合材料层压板是过分简化了。换句话说，能够采用该函数形式，但是可以简单地认为H_c和指数n是该模型中的两个自由度。该方法保持函数形式的优点，而不需要过分依赖理想简化模型的指数。图7.8.4.1(f)显示了当n从0.5（经典）变化到0.1时，指数n对剩余强度的影响。对于6.3 mm（0.25 in）的缺口，图中的每条曲线通过相同的点。降低指数n，导致大缺口强度的大幅度增加。

利用较小缺口的数据（例如，小于等于63 mm（2.5 in）），这种函数形式已被成功地用于（例如，文献7.8.1.2.4(a)和7.8.1.3(d)）预计无构型的大缺口强度（例如，200-300 mm（8-12 in）），采用下列过程确定H_c和n的数值。

1. 利用各向同性的有限宽度修正因子（FWFC）对每个试验数据点确定无限宽强度。

$$\sigma_N^{\infty} = FWFC * \sigma_N \qquad 7.8.4.1.1(b)$$

式中：$FWCF = \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)}$，$a$=缺口半长，$W$=试件宽度。

注意，试验的所有数据采用相同的宽度与缺口长度之比（$W/2a$），避免不同比值数据带来的问题（见文献7.8.1.3(c)）。

2. 要求该曲线通过小缺口数据中最大（通常为63 mm（2.5 in））的强度平均值。这种要求决定了对于任何所选n值的H_c。
3. 在缺乏大缺口数据的情况下，还没有推导出一种精确的校准方法以确定合适量级的奇异性。在文献7.8.1.2.4(a)和7.8.1.3(e)的研究中所推导和应用的方法，通常选取n为最小值，这导致：(1)实际的小缺口数据小于或者等于所得到的Mar-Lin曲线；(2)当缺口尺寸下降时，这两者之间的差异增大。如图7.8.4.1.1(a)所示的方法，已被证明是合理的，由于小缺口响应通常用随缺口尺寸增加的断裂韧性表征，直至达到“母体”断裂韧性曲线。

   在选择外推法的指数时应该格外注意，因为很可能所选择的值过高地预计了大缺口的能力（即是不保守的）。通常，验证试验应该进行足够尺寸的缺口长度，以使外推的程度最小。在缺乏相关大缺口数据情况下，对指数稍微保守的选择是谨慎的，以避免潜在的设计缺陷。

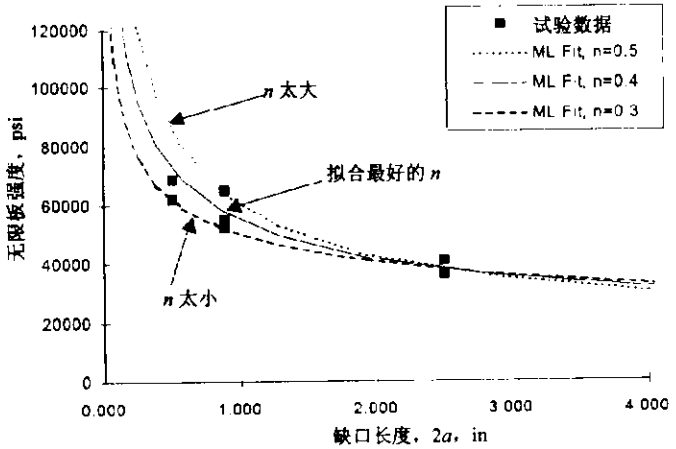


图7.8.4.1.1(a) 由小缺口数据选择的奇异性.

在本节所描述的这种降低奇异性的方法也已经成功地用于评估带构型结构的剩余强度（文献7.8.1.2.10和7.8.1.3(e)），这种方法模仿经常用于金属分析的方法，它应用经验或者半经验弹/塑性因子，来考虑构型对无构型缺口强度的影响（如文献7.8.4.1.1）。对方向性的和零件对零件的模量差异修正后，采用了对金属构型得到的因子。

半经验的Mar-Lin实例

强度预计模型，包括平方根和降低奇异性方法，已在文献7.8.1.3(c)中进行了讨论和比较。功能性评估中包括的4种主要模型是：线弹性断裂力学（LEFM）、Whitney-Nuismer点应力（WN，文献7.8.4.1(b)和(c)）、Poe-Sova（PS，文献7.8.4.1(g)和(h)）和Mar-Lin（ML，文献7.8.4.1(e)和(n)）。当用单一缺口长度/破坏强度点校准时，发现WN和PS方法在功能上是等效的。在这些方法中使用的特征尺寸的影响降低了用母体LEFM曲线预计的小缺口强度值。随裂纹长度增加，这些特征尺寸方法和LEFM之间的差异收敛于一个常值，它与预计值相比很小。

LEFM、PS和ML方法在较宽的缺口尺寸范围下预计剩余拉伸强度的能力已在文献7.8.1.3(d)中进行了评估。这里对这些发现进行了综述。对夹层结构的拉伸和压缩的附加研究在文献7.8.1.2.4(a)和7.8.1.3(e)中进行了报道，有着相似的结果。

本项评估包括三种材料体系和三种铺层形式，分别如图7.8.4.1.1(b)和(c)所述。在每种情况下，用含63 mm（2.5 in）缺口的平均强度校准LEFM、PS和ML方法。改变ML指数n，以确定奇异性，提供最大缺口强度的最佳预计。

图7.8.4.1.1(d)包含被评估的五种材料/铺层组合，以及每种情况对63 mm（2.5 in）和大缺口（200-300 mm（8-12 in））数据最佳拟合的奇异性。对每种构型，图7.8.4.1.1(e)-(i)对LEFM、PS和ML曲线与所有的试验数据进行了比较。除第一种情况外，平方根-奇异性方法提供了测得的大缺口能力的保守估算。从绝对值看这种保守性也许是不大的，但与实际的能力相比的百分数就很大了。后者的关系决定所需的材料，因为假设大缺口强度控制着设计。注意到Mar-Lin函数能够避免过分的保守。

该方法也应用于采用更高韧性树脂（AS4/8552）面板的夹层结构。针对几种小缺口（22.2 mm和63.5 mm（0.875 in和2.5 in））试件和单一大缺口（230 mm（9 in））壁板进行了试验。如图7.8.4.1.1(j)所示，对于22.2 mm和63 mm（0.875 in和2.5 in）的缺口数据，Mar-Lin外推法明显比LEFM预计更准确，但是它高估了大缺口强度大约10%。“最好”的Mar-Lin曲线反映在两个最大的缺口尺寸之间的拟合。该例显示了在相关的大缺口数据不存在时，保守选择指数的好处。

在文献7.8.1.2.10中，把基于降低奇异性方法的无构型缺口强度预计技术，并结合构型因子推广到结构构型，如图7.8.4.1.1(k)所示，预计了5筋条壁板的响应，并与试验测量值进行了比较。该壁板由AS4/938丝束铺放制造，含一条贯穿蒙皮全跨和中心筋条的360 mm（14 in）缺口。

材　料	描　述
IM7/8551-7	中等模量碳纤维在粒子增韧的树脂中
AS4/938	标准模量碳纤维在未增韧的树脂中
S2/AS4/938	层内混杂，每层由一股S-玻璃纤维的丝束和3股标准模量碳纤维丝束交替的单向带组成，两者均在未增韧的树脂中

图7.8.4.1.1(b)　用于拉伸试验的材料描述

层压板	铺层方向	在载荷方向的相对刚度
Crown3-轴向	[45/-45/90/0/60/-60/90/-60/60/0/90/-45/45]	软
Crown3-环向	[-45/45/0/90/-30/30/0/30/-30/90/0/45/-45]	硬
Crown4-轴向	[45/-45/90/0/60/-60/15/90/-15/-60/60/0/90/-45/45]	硬

图7.8.4.1.1(c) 用于拉伸试验的铺层定义

材 料	铺 层	相对刚度	"最佳"奇异性
IM7/8551-7	Crown3-环向	硬	0.5
	Crown3-轴向	软	0.3
AS4/938	Crown3-环向	硬	0.3
	Crown4-轴向	软	0.2
S2/AS4/938	Crown4-轴向	软	0.1

图7.8.4.1.1(d) 在拉伸中材料/铺层联合作用的降低奇异性比较

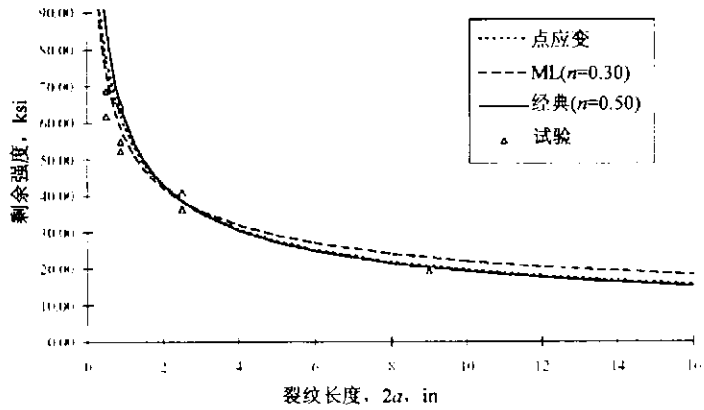


图7.8.4.1.1(e) IM7/8551-7，Crown3-环向拉伸试验的结果与不同失效准则的比较

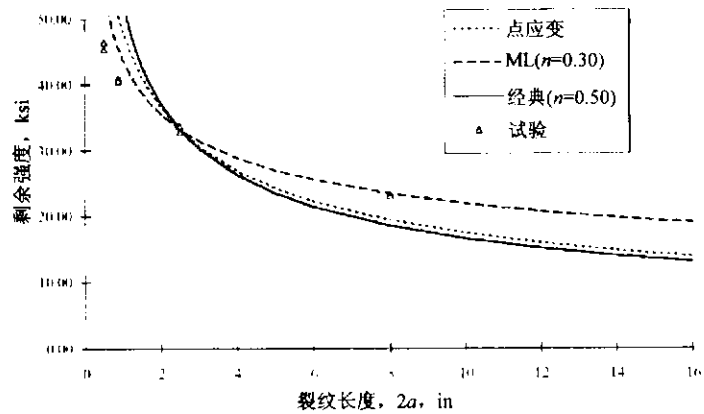


图7.8.4.1.1(f) IM7/8551-7，Crown3-轴向拉伸试验的结果与不同失效准则的比较

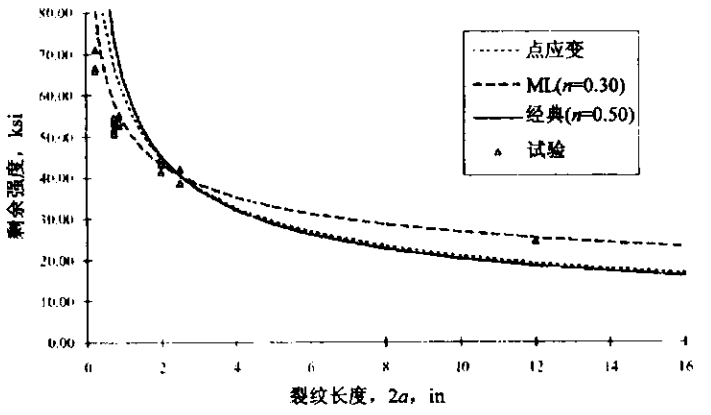


图7.8.4.1.1(g)　AS4/938，Crown3-环向拉伸试验结果与不同失效准则的比较

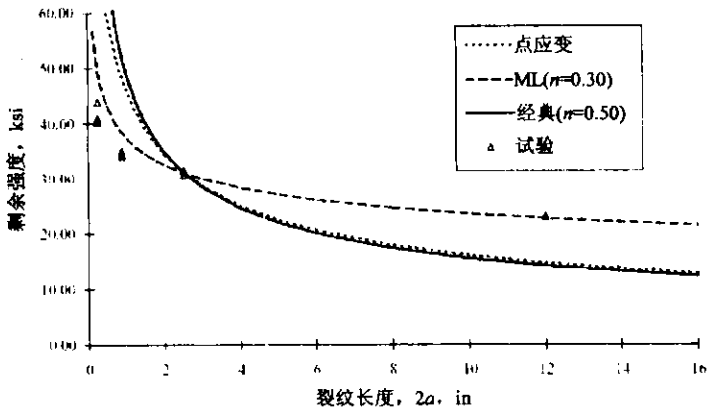


图7.8.4.1.1(h)　AS4/938，Crown4-轴向拉伸试验的结果与不同失效准则的比较

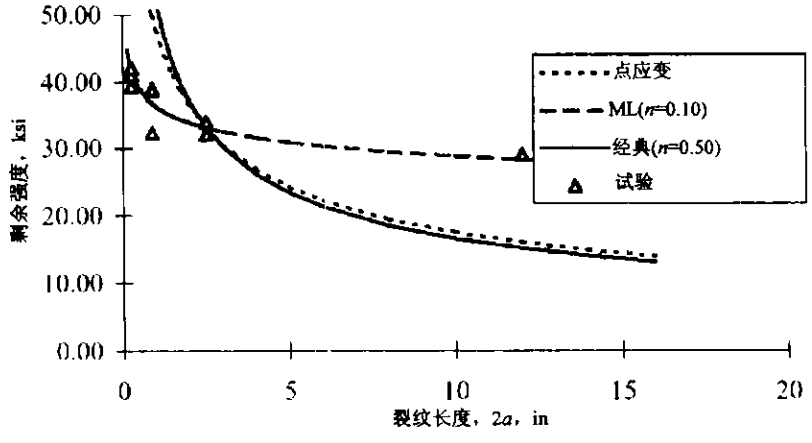


图7.8.4.1.1(i)　25%-玻璃混杂，Crown4-轴向拉伸试验的结果与不同失效准则的比较

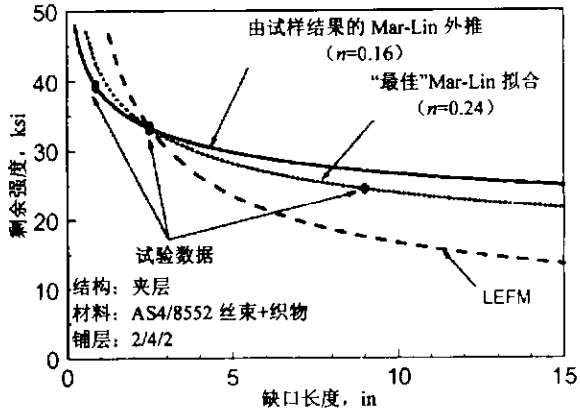


图7.8.4.1.1(j)　对AS4/8552夹层结构小缺口结果的外推法用于大缺口尺寸

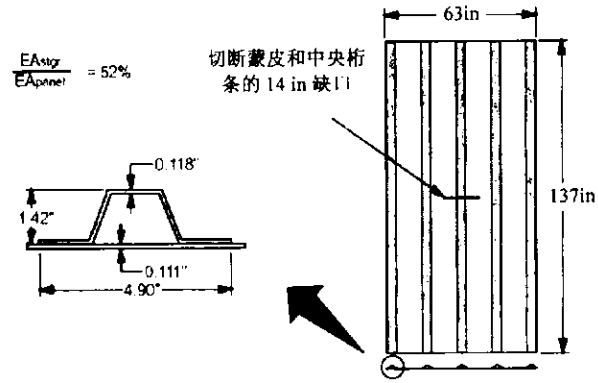


图7.8.4.1.1(k)　5筋条平壁板构型

在该试验壁板中，损伤从缺口尖端以稳定的方式在蒙皮内反对称扩展，直至相邻的筋条，在筋条处损伤扩展被阻止，最终破坏顺序是由相邻筋条外纤维破坏的发展导致的。由于分层扩展，并伴随有筋条外纤维破坏的扩展，蒙皮对筋条的载荷传递减少，在破坏过程中提供了附加的驱动力。

通过破坏前不同载荷水平下拍摄X-射线照片的方法构造了剩余强度曲线，如图7.8.4.1.1(l)所示。弹性预计曲线明显过高预计了相邻未切断刚性元件在降低蒙皮缺口尖端应力方面的有效性。类似于文献7.8.4.1.1所示的结果，基于弹塑性分析和金属构型试验的预计方法提供了与观察到的性能非常好的一致性。这可能是一致的，然而，由于金属的构型包括倒置的、机械固定帽形材，而所试验的构型具有不倒置的、共固化帽形材。然而，重要的因素是非弹性性能的考虑降低了未切断的刚性元件的有效性，减少了蒙皮-强度预计值。

一种相似的方法应用于在受内压盒段试验夹具上、双轴加载下试验的两个曲面壁板。该壁板的总体布局如图7.8.4.1.1(m)所示。这些壁板，称作壁板11b和TCAPS-5，每种包含一条切断蒙皮和中心框的560 mm（22 in）的纵向缺口。设计细节中的差异标明在图7.8.4.1.1(n)和(o)中。壁板11b包括了具有较高环向模量的全碳蒙皮，和含有能穿过全宽度筋条的开口的螺接框。TCAPS-5是具有较低环向模量碳-玻璃层内混杂蒙皮和较高刚度的螺接框。框下面的玻璃-织物垫使框和筋条凸缘直接螺接，同时开口的构型要窄得多。

两块壁板只承受内压，图7.8.4.1.1(p)和(q)显示了每个壁板试验完成后的损伤状态。壁

板11b的最大压力是0.007 MPa（10.0 psi），当时发生爆破而减压，损伤表现为大范围的分层和纤维破坏的集中区域，从缺口尖端到相邻的框扩展了大约280 mm（11 in）。当由于气源限制无法进一步加载时，TCAPS-5达到的最大压力是0.011 MPa（15.5 psi），尽管承受高出55%的压力，它的由分层和纤维破坏区域表征的最终损伤状态量级也只有大约80-100 mm（3-4 in）。

采用从未加筋平板得到的缺口强度数据的Mar-Lin外推法，结合金属的弹塑性构型的修正因子来修正模量差异，预计了这些壁板的剩余强度响应。图7.8.4.1.1(r)中将这些预计值与实际的损伤扩展进行了比较。对壁板11b蒙皮中的损伤扩展的预计十分准确，但是过高预计了载荷向未损伤的相邻框的传递，从而过高预计了有益的影响。在试验中获得的这种降低的载荷传递再次与蒙皮分层有关，它会使框有效地脱离蒙皮。TCAPS-5的响应预计不十分准确，然而，该响应远超过它预计的能力。

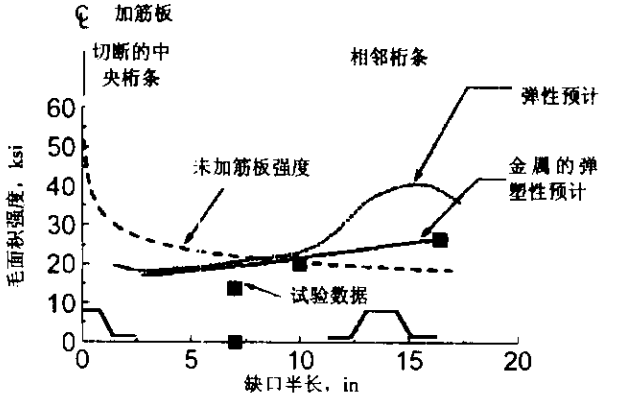


图7.8.4.1.1(l) crown5-筋条拉伸损伤容限结果与预计的比较

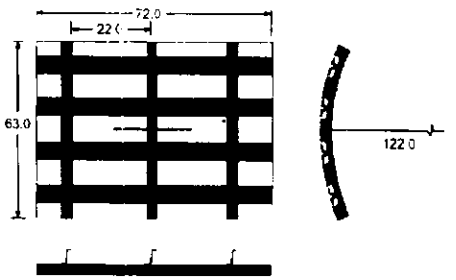


图7.8.4.1.1(m) 受内压盒段试验壁板几何形状

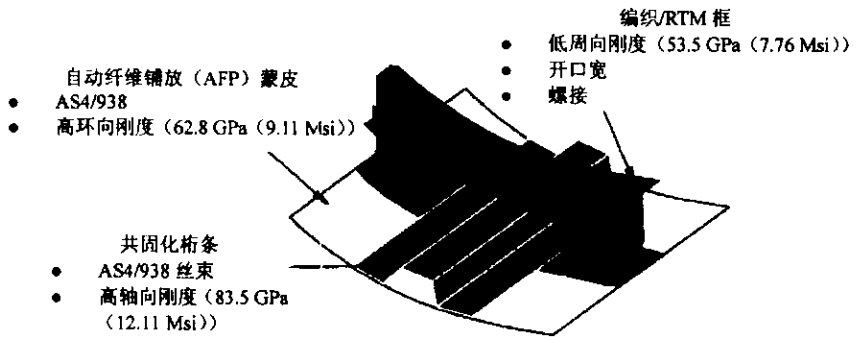


图7.8.4.1.1(n) 壁板11b结构构造

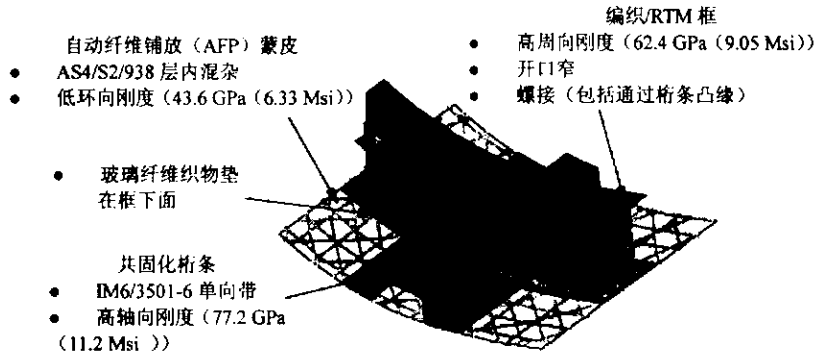


图7.8.4.11(o)　TCAPS-5结构构造

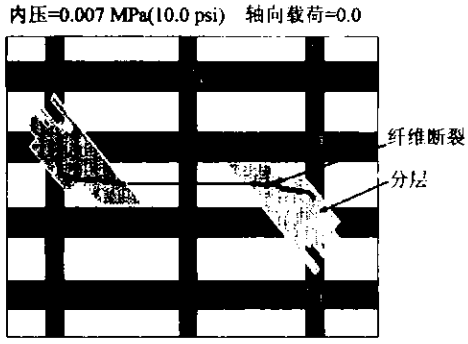


图7.8.4.1.1(p)　壁板11b最终损伤状态

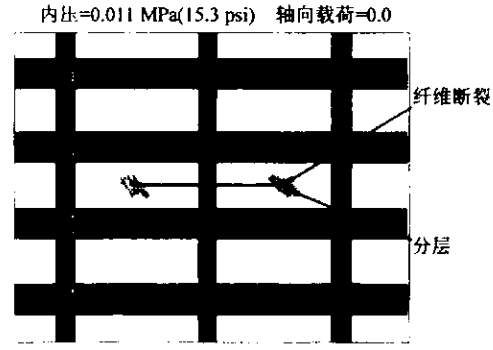


图7.8.4.1.1(q)　TCAPS-5最终损伤状态

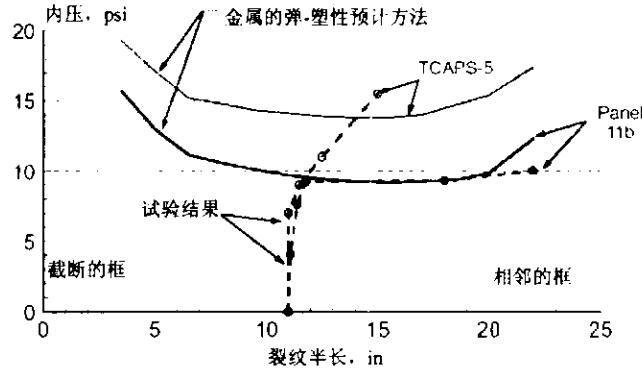


图7.8.4.1.1(r)　在crown内压盒段试验壁板上预计和测量的损伤扩展的比较

7.8.4.1.2　应变软化法则

实验证据已经证实了复合材料显示了重要的应变能力，它超过了相关的最大承载能力（文献7.8.1.2.8(i)）。如图7.8.4.1.2(a)所示，这种应变软化特性，在无缺口的或者小试样试验中不是十分明显，这是由于局部破坏后载荷重新分配很有限，破坏呈现脆性。然而，在缺口试件或者载荷能够重新分配的结构中，更容易观察到应变-软化响应。

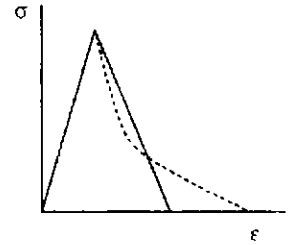


图 8.4.1.2(a)　应变软化法则

迄今，在分析用于建筑业的非均匀材料（如水泥）中，已有许多工程应用采用应变-软化方法。文献7.8.4.1.2(a)和(b)

大量记录了应变-软化方法在分析工程结构的断裂和破坏中的应用。已经将应变-软化方法应用于一些层压的复合材料问题（如文献7.8.4.1.2(c)、7.8.4.1(d)和7.8.4.1(p)）。这些方法对大缺口复合材料结构剩余强度的最重要应用是在文献7.8.4.2.1(d)和(e)、7.8.1.2(g)、7.8.1.2.4(a)、7.8.1.2.8(h)和(i)以及7.8.1.3(e)中报道的一系列NASA/Boeing合同中所完成的。下列讨论基于该项研究的发现。

采用应变软化法则来模拟损伤扩展具有一些引人注意的特点。首先，它是广义连续介质方法，因此，比严格的渐进损伤模型（即用逐层评估和跟踪多种失效机理的方式）更适应于复杂有限元模型，后者是对结构构型恰当近似所要求的。该方法也能够处理由局部的损伤形成和扩展导致的载荷重新分配，以及对变形和其他潜在的失效模式产生的影响。

应变-软化法则通常用于几何非线性有限元分析中，作为非线性、非单调材料应力-应变曲线。总体分析成为结构破坏问题，如图7.8.4.1.2(b)所示；损伤扩展驱使载荷重新分配向试件边缘扩展，直至没有足够的材料承受施加的载荷。

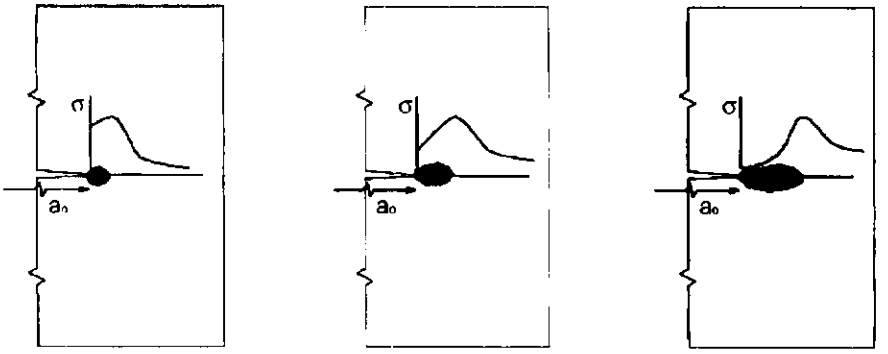


图7.8.4.1.2(b)　由损伤扩展引起结构破坏的模型

应变-软化法则强烈地依赖于许多变量，包括材料、铺层、铺层顺序、制造工艺、环境以及加载。如图7.8.4.1.2(c)所示，应变-软化曲线的形状对被预计的缺口强度响应有重要的影响。需用有较高最大应力但总断裂能量较低的材料法则来预计高强度、低韧性响应。这些法则也能预计在试验中观察到的较小的缺口尖端损伤区和小试件尺寸效应。相反，需要用具有低的最大应力但高的总断裂能量的法则来预计低强度、高韧性性能。它们也预计在试验中观察到的大缺口尖端损伤区和显著的试件尺寸效应。

对于复合材料，尚未完全研发出确定这些变量具体组合应变-软化法则的有效方法，可以发现这些方法要么间接地把分析方法用小试样试验数据修正（例如，文献7.8.4.1.2(e)）要么直接来自试验测量（例如，文献7.8.4.1.2(f)）。这些法则一旦确定，就可用于有限元模型来预计其他几何构型的响应。

在试图完成这种方法中遇到大量的巨大困难，不是所有的问题都能得到满意的解决。下列各小节试图概述目前的进展状况。

应变-软化模型的复杂性。能够以多种方式应用应变-软化法则，对于具体问题所选择的方法依赖于加载和损伤扩展假设。对于单轴面内加载，自相似裂纹扩展的假设合理时，能够使用单轴方式。在这种情况下，能够把直接与应变-软化材料法则有关的刚度非线性的单轴弹簧放置于裂纹面之间，如图7.8.4.1.2(d)所示。

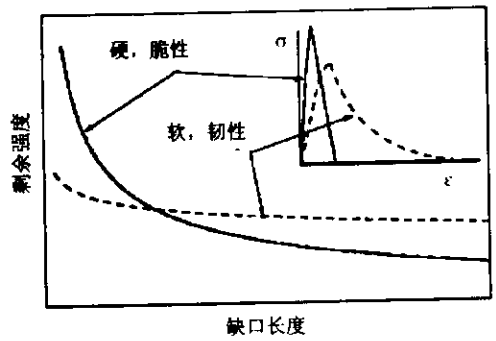


图7.8.4.1.2(c) 应变软化材料法则对缺口长度敏感性的影响

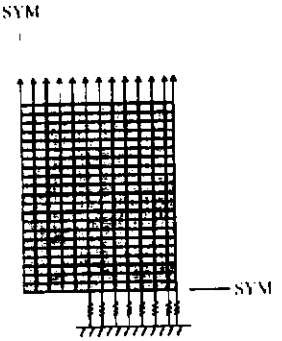


图7.8.4.1.2(d) 应变软化的弹簧方式

对于多向面内加载，由于不能假设损伤扩展的方向，必须定义多向应变-软化法则。在文献7.8.4.1.2(d)和(e)、7.8.1.2.4(a)、7.8.1.2.8(g)-(i)和7.8.1.3(e)中，对层压板的两个正交各向异性方向定义应变-软化法则，采用Hill屈服函数处理交互作用。

对于载荷、几何形状或沿零件厚度方向的损伤（如弯矩，后屈曲结构，面外加载，非对称损伤）有重要变化的情况，建模方法也必须允许沿厚度方向软化是可变的。在文献7.8.4.1.2(d)中，通过在代表层压板的有限元厚度方向定义几种积分点，对每个点单独应用应变-软化关系来实现。然而，还要注意，由于应力-应变关系是对假设均匀层铺层顺序的整个层压板推导得出的，如果层压板性能沿厚度变化很大，需要更通用的方程。

数值解问题。涉及应变-软化材料法则问题的有限元解会有一些在静态结构分析中不常遇到的复杂性，特别是，当在足够大的面积上出现材料失效，和/或结构屈曲时，会遇到奇异刚度矩阵。在文献7.8.4.1.2(d)研究中，选用了ABAQUS，由于它具有多种完善的、非线性解算法，并能对正交各向异性材料的应变-软化响应建模。已经证明弧线长度方法，如Riks（文献7.8.4.1.2(g)），在处理跳跃（snap-through）式稳定性问题中是有效的，而且对承受拉伸载荷的应变-软化问题初始建模也是有用的。然而，经常会遇到数值稳定性问题和非常漫长的求解时间，特别是当应变-软化曲线的卸载段变化非常急剧或者非常陡时。

有效地解决问题就是把一些数值困难减少到最小。类似于实际结构，在求解过程中，阻尼和惯性力使系统响应减弱，并大大降低数值噪声。当达到最大载荷时，出现局部失效，因而对系统的部件加速。当已经达到与系统失效有关的最小加速时，数值积分能够及时停止。已证明对于承受压缩载荷的结构系统这是非常准确的失效准则（文献7.8.4.1.2(d)）。

单元尺寸和方程。由于单元尺寸对缺口尖端应变分布的影响，应变-软化法则和有限单元尺寸是相关的。较大的单元得到的应力集中不太严重，但范围大一些。这类似于存在应力集中时（如文献7.8.4.1.2(h)和7.8.4.1(m)）非经典材料模型的响应（即Cosserat，非局部），而且也类似于由经典理论预计的实际应变分布的偏差。较大的单元尺寸导致应变-软化曲线具有更陡的卸载段（文献7.8.4.1.2(d)）。

因此，有限元尺寸是在应变-软化方法中必须被确定的另一个自由度。幸运地是，复合材料中的损伤通常范围比较大（例如，与金属中裂纹尖端的塑性屈服相比），因此，发现比较大的单元（例如，大于等于5.0 mm（0.20 in））可以提供好的结果。为了精确地预计压缩时缺口长度和有限宽度的影响，所需的单元尺寸通常地比拉伸的大。

基于非局部方程（即在某一点的应力依赖于该点的应变和该点附近的应变）的有限元

分析能够克服这种对单元尺寸的依赖性。这种将应变-软化法则与非局部材料模型相结合的需求也已经在与土木工程结构相关的研究中见到（如文献7.8.4.1.2(a)，7.8.4.1.2(i)和7.8.4.1(u)）。已经采用几种方法（不是单元尺寸）来考虑非局部响应。体现非局部分析的最广泛使用的方法建立在一种积分方法的基础上，它将加权平均应变确定为材料特性并称为材料的特征尺寸。另一个方法基于二阶差分法，应力计算中采用的应变基于该点应变值及其二阶导数。实际上，这两种方法是相关的，对于所选择的加权函数，有一一对应的关系。提出的第三个方法包含一个重叠单元方程（文献7.8.4.1.2(i)）。试图寻求这种方法的近似法（即搭接和偏置8节点元），如图7.8.4.1.2(e)所示，但由于在试件和裂纹边界建模中的诸多困难而放弃。

单元方程和应变软化法则也是相互关联的。4节点、8节点和9节点壳元的有限研究表明，高阶元得到较高的断裂强度和大的损伤区（文献7.8.1.2.8(h)）。

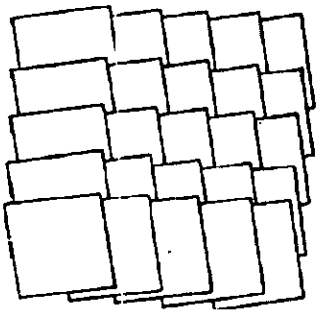


图7.8.4.1.2(e) 用于模拟应力集中非局部效应的交错排列8-节点壳元

应变-软化法则的确定。用间接方法确定应变-软化法则，需要理解应变-软化曲线的关键特性，以及它们对结构响应的影响。对该法则进行迭代直至满足小缺口数据。支持该方法的试验结果尚未很好地建立，但是目标是具有足够的数据以处理缺口尺寸影响和试件有限宽影响。例如，在NASA/Boeing研究中，为确定拉伸法则，典型的试验数据由三种或者四种试件构型组成，如图7.8.4.1.2(f)所示。用这种方式获得的法则通常用于预计缺口在200-500 mm（8-20 in）范围内的构型响应。

缺口尺寸，mm（in）	试件宽度，mm（in）	宽度/缺口尺寸比
22.4 （0.88）	89 （3.5）	4
44.5（1.75）	89 （3.5）	2
63.5 （2.50）	254 （10.0）	4
127 （5.00）	254 （10.0）	2

图7.8.4.1.2(f) 在NASA/Boeing研究计划中确定应变-软化法则的典型试验

通过反复试验确定拉伸和压缩下应变-软化材料法则需要大量的试验，而且要大量计算。已经介绍了一些方法，它们是压较少的试验，并借助能量法来确定这些法则（如文献7.8.4.1.2(f)）。这需要测量两个几何尺寸相同但缺口长度不同的试件的裂纹张开位移（COD），试图对中心缺口试件的测量是不成功的，两种试件的两个缺口长度均被测试。图7.8.4.1.2(g)给出了四个试件组合得到的应变软化法则以及平均响应，它们的分散性太大，不可接受，这可能是由于不同缺口长度试件响应差值与试验误差相比太小所致。

还研发了改进的试件几何形状(如英国哥伦比亚大学),特别是正在评估如图7.8.4.1.2(h)所示的超高紧凑拉伸试件。试件柔度对缺口长度更大的依赖性应该会解决与中心缺口试件有关的问题，正在进行试验测量和破坏性评估以提供对损伤扩展机理进一步的理解。与这种试件构型有关尚未解决的问题是弯曲应力分布对应变-软化法则的影响。

直接从试验测量来确定材料法则的任何方法，必须采用足够数量的试验以处理工艺产生的性能特性。

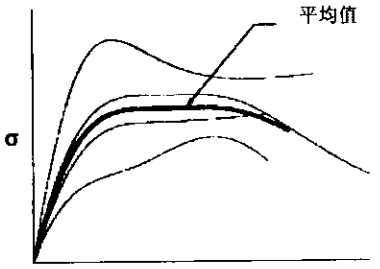


图7.8.4.1.2(g) 由中心缺口试件采用能量法确定的应变-软化法则

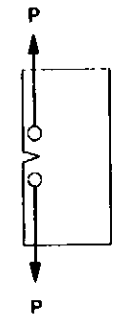


图7.8.4.1.2(h) 确定应变-软化法则的超高紧凑拉伸试件

对加强元件的载荷传递。在带有加强元件的结构构型中，对蒙皮和加强筋间的载荷传递能力退化的建模，对预计最终失效是至关重要的。实际上，当损伤接近加强筋时会出现这种退化，它能由蒙皮中分层损伤，或者由胶接或机械连接屈服所产生。应变-软化模型不分别处理层压板中的分层损伤，同时需预计胶接或螺接连接屈服的模型保真性与结构级模型并不协调，处理这种情况的实用方法尚未建立。

应变-软化实例。利用所述的方法预计了无构型的和有构型的缺口压缩强度。图7.8.4.1.2(i)归纳了无构型的结果。利用3个试验点来标定材料规律，同时预计另外两项试验。预计结果均在试验结果的3%以内。

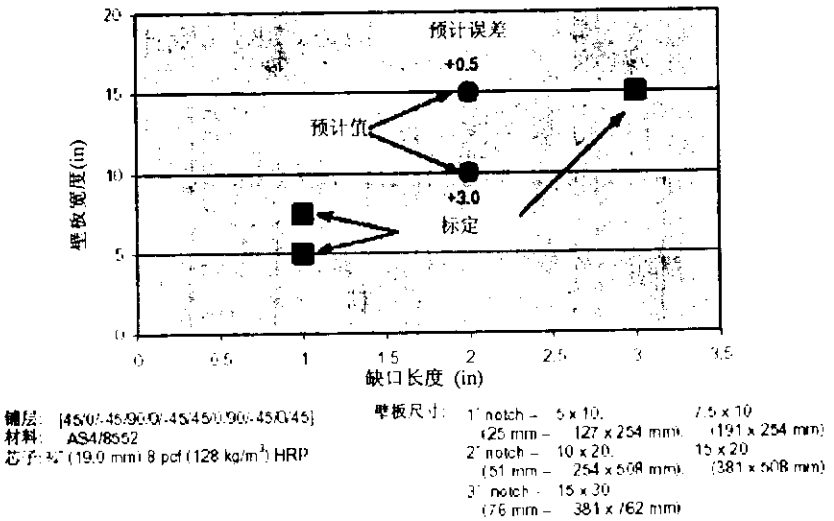


图7.8.4.1.2(i) 对非成形的缺口的压缩强度应变软化预计

还对带有100 mm（4 in）缺口的800 mm×1100 mm（30 in×44 in）曲面壁板（半径3100 mm（122 in））和带有223.5 mm（8.8 in）缺口的1.7m×2.2m（66 in×88 in）曲面壁板进行了预计。图7.8.4.1.2(j)比较了预计与试验结果。预计结果均在测量值的7%以内。

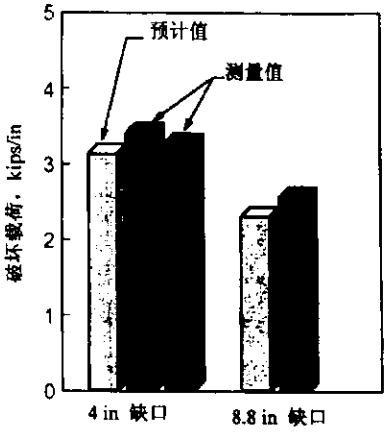


图 7.8.4.1.2(j) 测量的缺口压缩破坏载荷与应变软化预计值的比较

7.8.4.1.3 基于 LEFM 的方法

采用经典线性断裂力学，在距离裂纹尖端r处纤维方向的应变能够写成下列无限级数（文献7.8.4.1(h)）：

$$\varepsilon_1 = Q(2\pi r)^{-1/2} + \mathrm{O}(r^0) \qquad 7.8.4.1.3(a)$$

式中：

$$Q = K\xi / E_x \qquad 7.8.4.1.3(b)$$

$$\xi = \left[1-(\nu_{xy}\nu_{yx})^{1/2}\right]\left[(E_x/E_y)^{1/2}\sin^2\alpha + \cos^2\alpha\right] \qquad 7.8.4.1.3(c)$$

r是距裂纹尖端的距离，K是通常的应力强度因子，x和y是直角坐标系，x轴垂直于裂纹，E是弹性模量，ν是泊松比，α是纤维与x轴（垂直于裂纹）的夹角，同时$\mathrm{O}(r^0)$表明r^0阶和更大的项。对于小的r，$\mathrm{O}(r^0)$项可以忽略。

对于点应变失效准则，在$r = d_0$处$\varepsilon_1 = \varepsilon_{tuf}$，式中$\varepsilon_{tuf}$是纤维的极限拉伸断裂应变。因此，重新整理方程7.8.4.1.3(a)，

$$(2\pi d_0)^{1/2} = Q_c / \varepsilon_{tuf} \qquad 7.8.4.1.3(d)$$

和

$$K_Q = Q_c E_x / \xi = (2\pi d_0)^{1/2}\varepsilon_{tuf} E_x / \xi \qquad 7.8.4.1.3(e)$$

式中下标c表示临界值，K_Q是层压板断裂韧性。

能够采用方程7.8.4.1.3(e)预计断裂韧性，而不必进行断裂试验。弹性常数和纤维的断裂应变通常能够从材料供应商提供的数据和经典层压板理论获得。剩余强度能够通过使断裂韧性和应力强度因子相等计算出来，应力强度因子由弹性理论或者有限元分析确定。对于带有胶接加强筋的壁板，其近似的应力强度因子在文献7.8.1.3.1(a)中给出。

7.8.4.1.4 R-曲线

对于许多复合材料，归一化的特征尺寸$(2\pi d_0)^{1/2}$不是常数而随着裂纹长度增加，特别是由脆性树脂制成的薄层压板。对于由单向预浸带采用丝束铺放工艺（文献7.8.1.3.1(a)）制成的13层机身顶部层压板，其$(2\pi d_0)^{1/2}$的值与损伤扩展的关系见图7.8.4.1.4(a)。射线测量的损伤扩展和由裂纹张开位移（COD）测量值所计算的结果具有很好的一致性。（包括损伤扩展的裂纹长度与COD成正比，它由一个位于切口两端的中线处的“位移计”来测量）。

图7.8.4.1.4(a)中$(2\pi d_0)^{1/2}$的最大值比LEFM值大约大63%，而且最大损伤扩展是切口长度的三分之一。$(2\pi d_0)^{1/2}$的数值采用切口长度加扩展长度计算得到。图7.8.4.1.4(a)中的曲线能够用作裂纹-扩展阻抗曲线（R-曲线），其失效由R-曲线和裂纹驱动力曲线（F-曲线）的切点确定，后者由方程7.8.4.1.3(d)和由弹性理论或有限元分析确定的应力强度因子计算得到。在ASTM E561-86标准（文献7.8.4.1.4(a)）中，R和F-曲线用应力强度因子表示。然而，对于复合材料，方便的方式是用$(2\pi d_0)^{1/2}$代替应力强度因子对铺层和材料归一化。

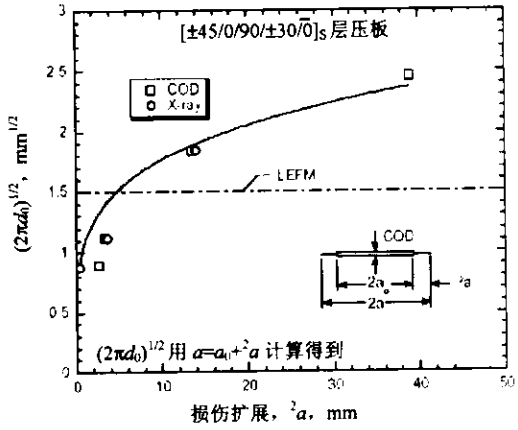


图7.8.4.1.4(a)　丝束铺设的AS4/938机身顶部层压板的R-曲线

（切口长度=23 cm（9 in）和宽度=91 cm（36 in））（文献7.8.1.3.1(a)）

***R*-曲线实例**

图7.8.4.1.4(b)和(c)所示为带搭接板和帽型截面加强筋的平机身大壁板的拉伸破坏应变与切口长度的关系（文献7.8.1.3.1(a)）。带有搭接板的壁板包含一条25.4 cm（10.0 in）切口，带有帽型截面加强筋的壁板包含一条35.6 cm（14.0 in）切口。两个壁板的中心加强筋均被切断，而且蒙皮是[-45/45/0/90/-30/30/0/30/-30/90/0/45/-45]AS4/938丝束铺放的机身顶部层压板，搭接板的刚度是帽型截面加强筋刚度的56%。试验中观察到的裂纹扩展的总量用指到“试验破坏”符号右侧的箭头线来表示。图7.8.4.1.4(b)中带搭接板的壁板在施加应变为0.00275时发生灾难性破坏，在切口的两端各有大约2.5 cm（1.0 in）的稳定撕裂。带帽型截面加强筋的壁板上的切口首先稳定扩展进入加强筋（在切口的两端各约18 cm（7 in）），然后在施加应变为0.00274时发生灾难性破坏。

采用LEFM和R-曲线计算的拉伸破坏应变与切口长度的关系也绘制于图7.8.4.1.4(b)和(c)。文献7.8.1.3.1(a)中用闭合形式的近似方程计算不同切口长度的*F*-曲线。在文献7.8.1.3.1(a)中类似于图7.8.4.1.4(a)中的曲线的*F*-曲线包线被用作*R*-曲线。当切口（LEFM）的端头或者切口加上稳定扩展（*R*-曲线）的端头与加强筋的边界重合时，出现破坏应变跳跃。水平的虚线表明止裂的切口长度区，同时给出后续加载的破坏应变。对到达虚线左侧的切口长度，破坏是灾难性的。对于搭接板和帽型截面加强筋，LEFM预计值分别比试验值低45%和58%，而*R*-曲线预计值分别比搭接板试验值低14%，比帽型截面加强筋试验值高16%。LEFM和*R*-曲线都准确地预计了破坏的性质，即灾难性与止裂的关系。

应该指出，平面壁板结果不能直接用于带有纵向裂纹和内部压力的壳体，因为受内压壳的应力强度因子能够远大于平板（强度和爆破压力随着应力强度因子反向变化）。见图7.8.4.1.4(d)，图中对各向同性的压力圆筒和球体给出了取自文献7.8.4.1.4(b)的应力强度修正因子与$a/(Rt)^{1/2}$的关系曲线。对于带有切口等于两倍框距的宽体机身，其$a/(Rt)^{1/2}$的值能够大到5。在那种情况下，未加筋圆筒的应力强度因子是平面未加筋平板的五倍多。文献7.8.4.1.4(c)和(d)中给出了特殊正交各向异性圆筒的分析结果。文献7.8.4.1.4(e)中用带有纵向切口、直径30 mm（12 in）的受内压复合材料圆筒试验验证了这些结果。框和止裂带不仅能降低应力强度因子（文献7.8.4.1.4(f)），也能使断裂转向和限制破坏（见文献7.8.4.1.4(g)）。

文献7.8.4.1.4(h)中，也已成功地将R-曲线用于预计带加强筋、受内压、含离散源损伤曲面壁板的剩余强度。*F*-曲线是由考虑了面外位移的非线性有限元分析计算得到的。

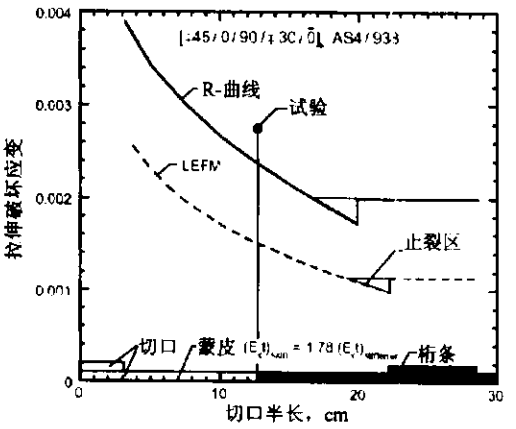


图7.8.4.1.4(b) 对3-筋条丝束铺放的机身顶部壁板76cm×213cm（30 in×83.9 in）的测量和预测的破坏应变（文献 7.8.1.3.1(a)）

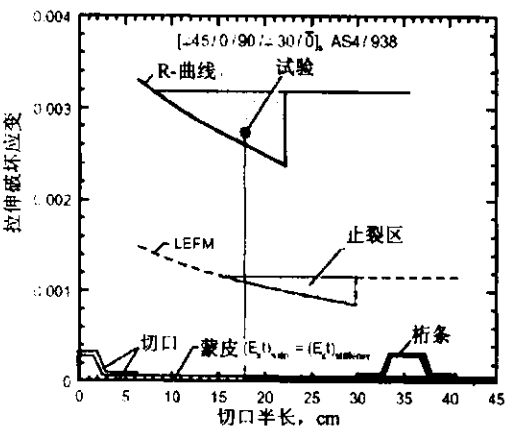


图7.8.4.1.4(c) 对5-筋条丝束铺放的AS4/938机身顶部壁板160 cm×348 cm（63 in×137 in）的测量和预测的破坏应变（文献7.8.1.3.1(a)）

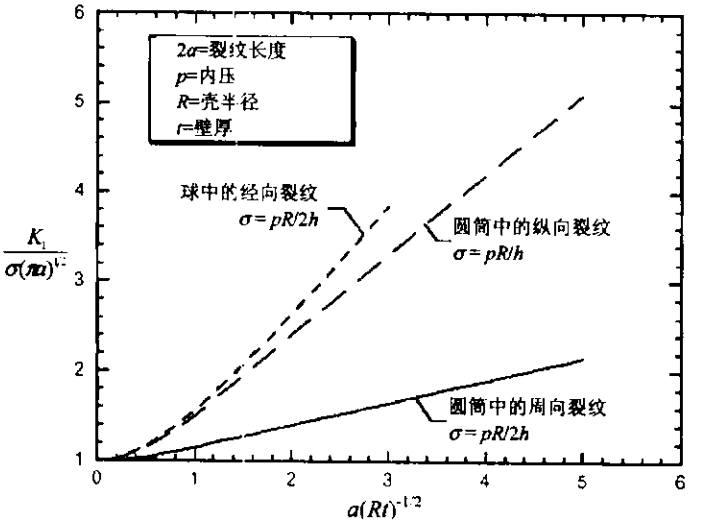


图7.8.4.1.4(d) 带切口受内压壳体的应力强度修正因子（文献7.8.4.1.4(b)）

7.8.4.2 单一分层与脱胶

前一节只讨论了用类似裂纹、穿透切口表示的严重的意外事件和离散源损伤，也能够进行包含单一平面分层或者脱胶的层压板分析。正如前面讨论的，分层对拉伸强度几乎没有影响，但分层对压缩或剪切加载却是危险的。由冲击产生损伤（包括分层）的分析方法包含在7.8.4.3节中。

7.8.4.2.1 断裂力学方法

此节留待以后补充。

7.8.4.2.2 子层压板屈曲方法

方法A：连续子层压板屈曲

本方法适用于实心层压板或者夹层结构的面板。受压缩或者剪切载荷时，邻近分层的子层压板可能会屈曲（文献7.8.4.2.2(a)）。在夹层结构中只有表面的子层压板，而不是与芯材胶接的子层压板能够屈曲。整体层压板两侧均能屈曲。当子层压板屈曲时，面外载荷在子层压板的边界增大，引起分层扩展。较大的分层会在较低的载荷时屈曲。一旦子层压板屈曲，就认为它已不能继续承受载荷，这是该分析方法保守的基本假设。这种分析方法（文献7.8.4.2.2(b)和(c)）是逐步应用层合理论连同纤维模式首先失效准则和各向异性平板的屈曲分析，要执行下列步骤：

1. 根据由NDE获得的沿厚度方向分层的位置，将层压板被划分为子层压板。
2. 根据子层压板的刚度，在它们之间分配外部载荷。
3. 根据层合理论，对静压缩、剪切或者联合载荷校核子层压板。
4. 校核子层压板屈曲。假设外部子层压板为简支边界条件。在有多层分层的情况下，假设内部子层压板为夹持边界条件。
5. 保守地假设屈曲的子层压板不能继续承受屈曲载荷。附加载荷传递给未屈曲的子层压板。

对于单一分层，分层的层压板强度会等于对屈曲有较大阻抗的子层压板的强度。对于多处分层，如冲击损伤的情况（见7.8.1节），重复2-5步直至破坏。

该简化的模型对夹层结构面板给出了保守的结果，对包含分层和冲击损伤的实心层压板给出了很好的结果。

方法B：相邻于屈曲的子层压板的面内应力集中

在方法B中，该屈曲的子层压板已经降低了刚度，承受屈曲载荷直至由于面内应力集中而导致层压板失效。

7.8.4.3 冲击损伤

已经表明，在拉伸、压缩、剪切和联合载荷情况下，冲击损伤降低了结构的剩余强度。对于损伤容限设计和维修，冲击后剩余强度是需要考虑的重要因素。几种不同的预计冲击后剩余强度方法已在文献中进行了阐述。依据在美国空军加筋机翼结构的合同期间所收集的大型数据库（文献7.5.1.1(j)），已研发了一种半经验分析方法。该分析预计了剩余强度，它与关键设计变量和冲击能量有关。虽然这样的方法支持了设计，但是，对很少或者没有冲击事件数据的使用问题，它存在局限性。基于CDS定量测量的剩余强度预计方法已随之产生。

7.8.4.3.1 子层压板屈曲方法

当冲击损伤由基体裂纹和分层控制时，子层压板稳定性对压缩或者剪切应力重新分配和剩余强度下降是至关重要的（文献7.8.1.2.2(a)-(d)）。为了预计子层压板的稳定性必须知道CDS，例如，图7.8.1.2.7(c)所示的CDS由4层厚、沿层压板厚度重复的非对称的子层压板决定，依赖于在铺层序列中重复层组的数量。

一旦屈曲，可以认为子层压板承担不变的载荷，而应力集中在相邻的未损伤材料中扩展。该应力集中与屈曲子层压板的有效刚度降有关，后者随初始屈曲应力和增加的载荷而

变化。破坏时的刚度降可以用屈曲应力与破坏时材料的局部压缩应变的对应关系确定。局部应变的试验测量表明，这些分析假设提供了确定在屈曲损伤边界上应力集中的合理精度（文献7.5.1.1(m)），CAI的预计也已经由剩余强度试验证实（文献7.8.1.2.2(a)-(d)）。预计CAI的工程方法已被成功地用于夹层壁板（文献7.8.4.3.1(a)）。更多的方法，包括子层压板屈曲和相邻应力集中的有限元模拟，也已经用于预计层压复合材料的失效（文献7.8.4.3.1(b)）。出现载荷重新分配的组合结构会需要这样的方法。

基本的子层压板稳定性分析（文献7.8.4.1(a)）包括四个步骤。首先，损伤状态借助于NDI来表征，损伤模拟为一系列子层压板；第二，用包含非对称层压板铺层顺序（LSS）影响的模型预计子层压板的稳定性；第三，用考虑结构几何形状的模型来计算面内载荷的重新分配（如有限宽度效应）；最后，采用最大应变失效准则计算CAI强度。图7.8.4.3.1(a)给出了该分析方法的典型结果。

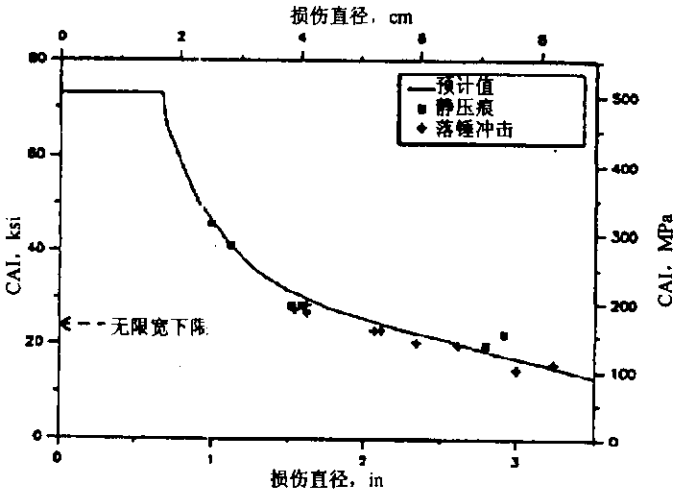


图7.8.4.3.1(a)　对AS6/3501-6，$[45/0/-45/90]_{5S}$，单层厚度=0.1880 mm（0.0074 in）和127 mm（5 in）宽试件的分析和试验结果

在文献7.8.4.3.1(c)-(e)中，一个假设稍微不同的相似模型已被研发。承受压缩和剪切载荷的受冲击层压板，其剩余强度能够由考虑子层压板的后续屈曲以及在未屈曲子层压板中的载荷重新分配来估算，直至剩余层压板出现纤维模式失效。该模型需要输入来自NDE的数据，以确定将层压板划分为子层压板的分层的位置、数量和几何尺寸。该损伤模型由NDE数据和保守的假设来创建。冲击区被简化为在分层边界胶接在一起的一连串子层压板，见图7.8.4.3.1(b)。图7.8.4.3.1(c)中图示了失效分析，施加的载荷在不同的子层压板之间根据它们的相对刚度进行分配，每个子层压板的失效用压缩强度和屈曲来校核。当一个子层压板屈曲时，假设它不能承受额外载荷，同时所有的载荷在剩余的子层压板之间重新分配，直到剩余层压板出现纤维模式失效。尽管在NDE结果的解释以及损伤和失效模型的构造中提出了许多假设，但结果与不同的材料和冲击能量下的冲击后压缩实验数据非常吻合（图7.8.4.3.1(d)和(e)），这种吻合是由于模型的顺序性。因为铺层是一层接一层失效的，所以子层压板失效的精确数值并不重要，只要失效顺序是正确的。计算的整个精度是最终失效的子层压板的纤维模式失效的精度。

相似的分析能够用于夹层结构的压缩面板（文献7.8.4.3.1(f)）。子层压板只能在远离芯材处屈曲，而且芯材具有稳定作用，所以预计值比对厚层压板更为保守。

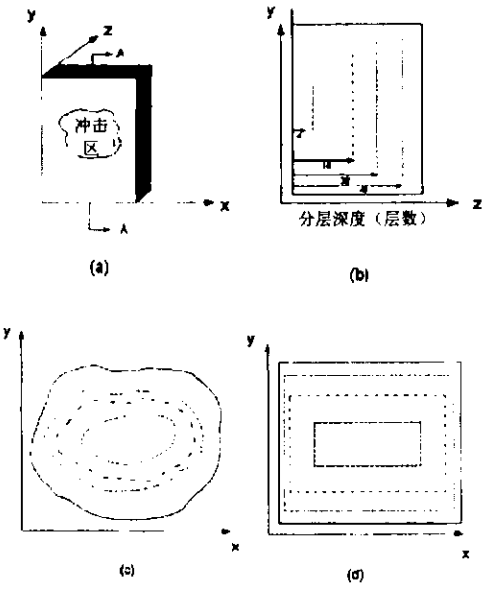


图7.8.4.3.1(b)　损伤模型的结构（AS4/3502，冲击能量为91.9 J（67.8 ft-lbs））
(a)含损伤试件；(b)穿过损伤区的横截面（AA）；(c)主要分层的形状；
(d)在模型中采用的矩形分层（文献 7.8.4.3.1(c)-(e)）

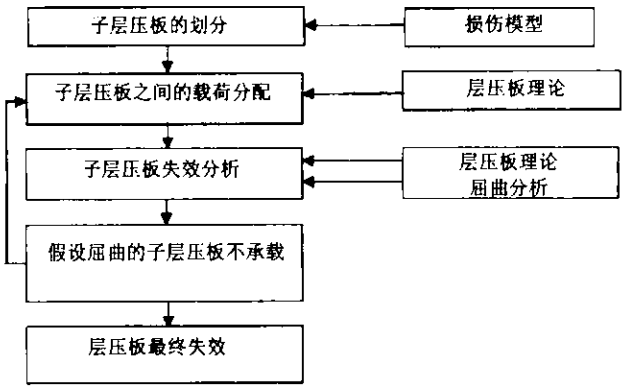


图7.8.4.3.1(c)　失效模型的图解描述（文献7.8.4.3.1(c)-(e)）

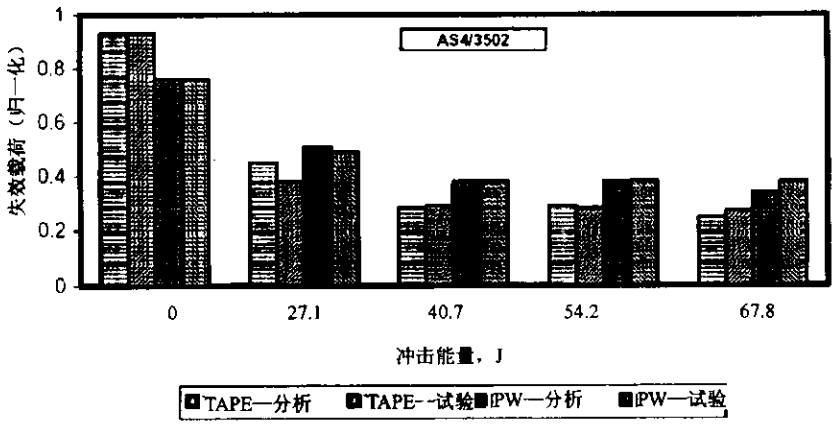


图7.8.4.3.1(d)　失效载荷与冲击能量的关系（文献7.8.4.3.1(c)-(e)）

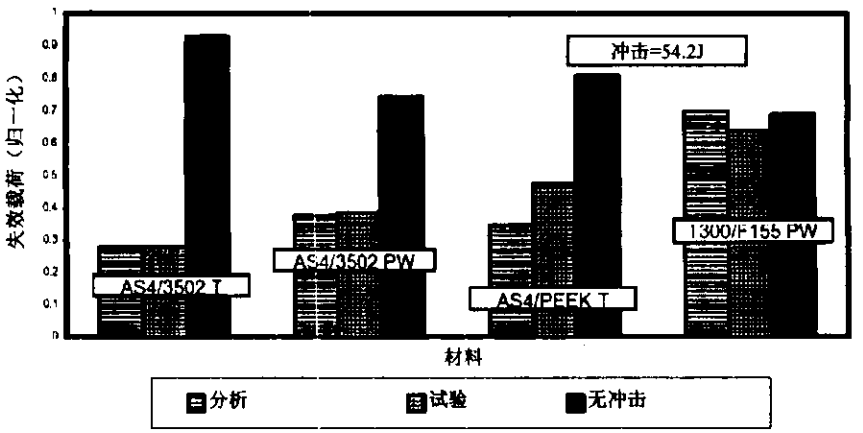


图7.8.4.3.1(e)　失效载荷与材料的关系（文献7.8.4.3.1(c)-(e)）.

7.8.4.3.2　应变软化方法

能用7.8.4.1.2节所讨论的对于大穿透损伤的应变-软化方法处理冲击损伤情况。在文献7.8.1.2.8(g)和7.8.1.3(e)中所报道的研究中，冲击区内含损伤面板材料的材料法则由未损伤的材料法则换算，如图7.8.4.3.2(a)所示，换算系数由含代表性冲击的较小试件的试验来确定。由冲击导致的凹痕通过降低节点处的芯材高度来近似，以最好地表示冲击试验的测量结果。值得注意的是，周界的近似受到需要补充应变-软化法则的固定网格尺寸很大的限制。

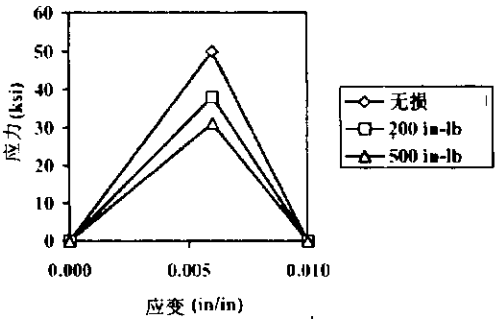


图 7.8.4.3.2(a)　用于冲击受损材料的应变-软化法则

已采用所述方法预计无构型的和有构型的受冲击压缩强度，无构型的结果汇总在图7.8.4.3.2(b)中。用两个试验点标定材料法则，同时预计另外两个试验，预计值在试验结果的10%以内。

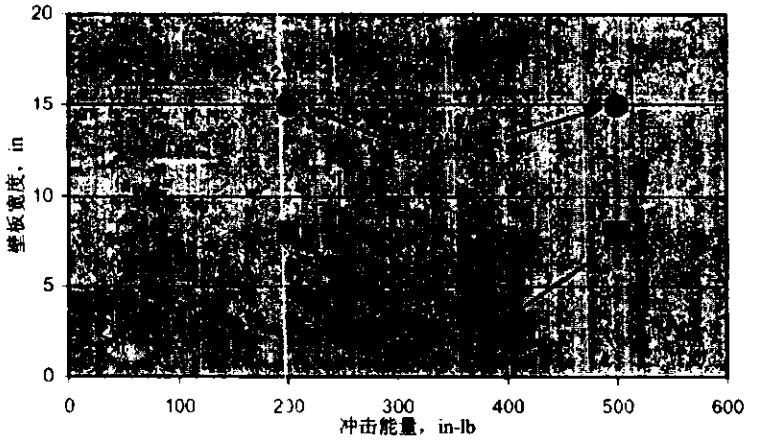


图7.8.4.3.2(b)　无构型冲击压缩强度的应变软化预计

还预计了两块带有周向框的762 mm×1 118 mm（30 in×44 in）曲面壁板（半径3.1 m（122in））。两壁板均受到22.6 J（200 in-lb）的冲击损伤，其中一块壁板的内部（IML）面板受冲击，同时另一块在外（OML）面板受冲击。图7.8.4.3.2(c)中，预计值与实验结果进行了比较，预计值在测量值的7%以内。

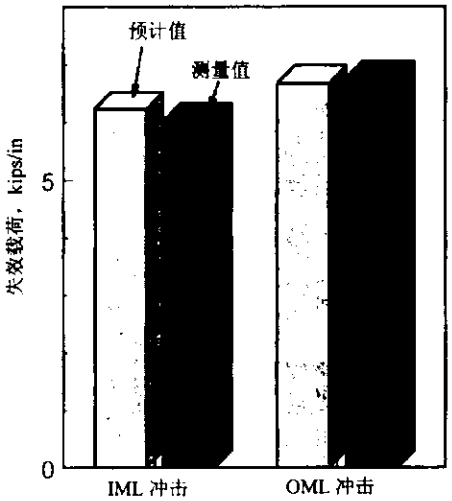


图 7.8.4.3.2(c) 冲击压缩失效载荷测量值与应变软化预计值的比较

7.8.4.4 切口和凹槽

许多损伤，如切口和凹槽，对拉伸加载是危险的，幸运地是，在某种程度上都是可见的。试验已经表明对于拉伸加载，带有开口层压板的剩余强度主要取决于开口宽度，基本上与开口形状无关。因此降低极限设计值以考虑直径6.4 mm（0.25 in）孔的存在，也考虑了等长的边缘切口。这种切口可能在制造过程中产生，由于它们会被油漆填满，并因此没有检出，所以它是个特殊问题。应该完成足够的试验作为设计验证程序的一部分，以保证处于可见门槛值的切口和凹槽将不会使结构强度低于极限载荷要求。

对压缩和剪切控制的载荷情况，小切口和凹槽（小于等于6.4 mm（0.25 in））也能影响剩余强度，但这样的损伤对第一代脆性环氧基复合材料的压缩和剪切极限载荷要求已经不是设计的决定因素，因为对于这样的材料BVID更危险。然而，当采用增韧基体、纺织、或者缝合复合材料时，小切口和凹槽对这样的载荷要求也是危险的。

较大的切口或者凹槽，它是清晰可见的，使压缩、剪切、拉伸强度低于极限载荷要求。7.8.4.1节中所讨论的方法能够用于评估带有这种损伤水平的壁板。

7.9 应用/实例

在航宇工业中复合材料结构的应用已经进展到这样的水平：一些包括复合材料主结构部件的飞行器已取证/验证使用。本节讨论不同种类飞机的一些代表性应用。实例试图提供给读者一些知识，即飞行器主承包商是如何处理耐久性和损伤容限问题以及如何成功地满足适当的要求的。

要求在发展，不同飞行器的具体结构应用常常包括独特的特性，因此并不认为实例是达到损伤容限和耐久性的唯一途径，它们只是说明了这项任务的思想、关注的焦点以及范围，希望有助于今后的工作。

7.9.1 旋翼机（Sikorsky）

复合材料旋翼机在循环加载下的损伤容限方法，是把分析和积木式试验（从试样到全尺寸水平）结合在一起来证实带损伤复合材料部件所需的可靠性水平（A基值或者B基值）。该方法证实在谱载荷下持续所需循环数后损伤无扩展，试验要在有代表性的环境下进行，并为考虑统计可靠性采用合适的载荷放大因子。在寿命疲劳试验结束时，证实剩余强度。

7.9.1.1 损伤

损伤应该代表在制造和使用过程中预期的损伤类型。损伤尺寸由所选择的检测手段允许的最大损伤尺寸和预期威胁（工具坠落、冰雹、跑道碎石等）的统计处理相结合的办法来确定。损伤的位置基于损伤情况的统计分析和结构受载最高区域可能遭遇的威胁。由于在使用期间常规检验是目视检测，必须证实在飞机的全部使用寿命期间不可见损伤无扩展。对可见损伤，必须证实至少3倍检查间隔无扩展。

7.9.1.2 环境

结构应该在使用中预期的最恶劣环境中进行试验。对多数旋翼机使用的复合材料，这意味对静力和剩余强度试验是高温湿态，对疲劳试验是室温湿态。为了避免建造和维修环境箱所增加的成本，试验可以在室温大气条件下进行，只要采用合适的载荷加速因子调整施加的载荷来考虑环境影响。这个因子由分析、试样和元件试验来确定，它给出了针对加载方式和特殊失效模式时从室温大气环境到使用条件的环境降低因子。

7.9.1.3 与关键失效模式有关的试验加载条件

在试验期间施加于元件和部件水平的载荷应该模拟遭受损伤附近的内部载荷。在开孔压缩和冲击试验后压缩情况中这是关键的。许多旋翼机部件，如柔性梁，被设计成受层间剪切或剥离载荷，因此，在没有通过调整加载和孔尺寸证实它们的等同性以前，不直接使用开孔压缩或冲击后压缩试验。

7.9.1.4 试验载荷——载荷放大因子（LEF）

除考虑环境影响的载荷加速因子外，还要用载荷放大因子来考虑材料的变异性。全尺寸试件在寿命（由于每倍寿命中循环数特别多，对旋翼机通常为1倍）和施加载荷的组合条件下进行试验，使得成功的试验结束后，能证实所需的可靠性（A基准或B基准）。LEF（载荷放大因子）依赖于所用材料的静力和疲劳分散性。为了对分散性定量，足够的试样、元件以及部件级的试验是必需的，要用Weibull统计和文献7.9.1.4给出的方法来确定LEF。

7.9.1.5 谱载荷——截除

直升机动部件，如旋翼和传动部件以及曝露于螺旋桨尾流载荷的机身或尾翼部件，每倍寿命中经历着非常多的循环数，通常，30 000小时寿命经历的循环大于10^9次。由于这个原因，要确定截除水平以便从试验谱中去掉飞机寿命中不会使损伤扩展的载荷。

截除水平确定为S-N曲线上10^8次循环的应力（或者应变）与室温湿态A基准（或B基准）损伤静强度之比。对每种R比、载荷和使用中预期的失效模式均这样处理。应该指出室温湿态A基准强度值会明显高于相应的限制载荷。截取水平的确定描绘在图7.9.1.5中。

可以看到截取比值依赖于R比（$\sigma_{min}/\sigma_{max}$）和损伤类型（如孔与冲击或者分层的关系）。它也依赖于所用材料。由于这个原因，必需有覆盖材料、铺层和典型R比的试样和元件试验数据，以建

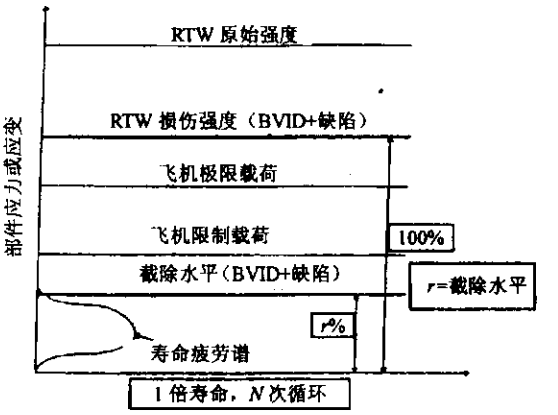


图 7.9.1.5 截除水平确定

立覆盖所有情况的保守的截除水平。

作为一种确定截除水平的替代方法，可以使用Sendeckyj提出的磨损方程（文献7.9.1.5），和在文献7.9.1.4中的讨论，这要求对每种R比、材料和损伤类型都有足够的数据，它们会是一项消耗性的系列试验。可以用文献7.9.1.5中的磨损方程，来确定截除水平作为给定循环数下的A（或者B）基准剩余强度。

7.9.1.6 剩余强度试验

在成功的疲劳试验结束时，必须证实剩余强度，必须证实限制载荷或极限载荷能力，而这分别取决于目前的损伤为目视可见或不可见。对于静力加载的环境应该是最恶劣的环境（对于多数材料为高温湿态）。定期的剩余强度试验可以合并在疲劳试验过程中，以防止早期破坏或损伤扩展。在这样的情况下，最后成功的剩余强度试验标注的是当前设计取证的循环数。

旋翼机复合材料在疲劳加载下的损伤容限取证方法如图7.9.1.6所示。

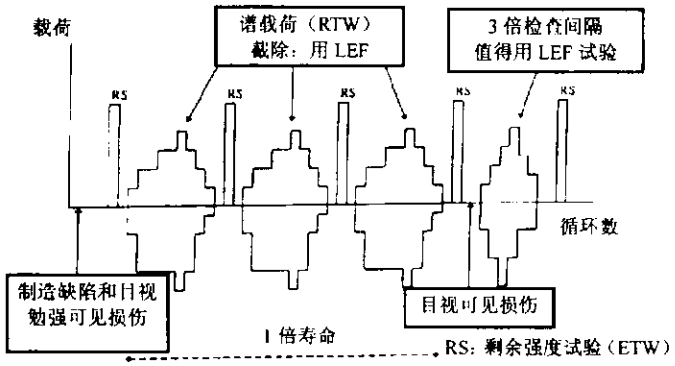


图7.9.1.6 旋翼机疲劳试验简图

7.9.2 商用飞机（波音 777 尾翼扭力盒段）

为验证商用飞机复合材料主结构元件的损伤容限方法包含分析和从试样到全尺寸水平的积木式试验（文献7.9.2）。该方法证实，在对最小两倍机体设计使用目标（“寿命”）的重复加载下，可检门槛值的损伤（BVID）无扩展。在施加重复载荷后，证实了几种损伤情况的剩余强度。结构的检测方案在维修程序、依据FAR 25.571制订的环境退化和意外损伤额定值的基础上编制。

本节概述了用于证实波音777尾翼主扭力盒段结构的损伤容限的试验和分析。

7.9.2.1 耐久性——环境

材料和结构的环境耐久性已被下列试验证实：

- 在几个位置与支架（rack）相连壁板的长期曝露。该壁板定期回收，加工试件并试验，所得数据与基准数据比较。
- 3桁条蒙皮壁板段、带有可模压塑料垫片（MPS）的螺接连接件和带有富脂区的层压板的温度-湿度循环。

7.9.2.2 耐久性——机械载荷

一系列试样、元件和组合件级试验用于证实在使用载荷和应变水平下，重复加载不造

成损伤。下列试样试验进行到至少10^6*载荷循环：

- 无缺口的层压板（边缘分层试验）
- 带有一个开孔的层压板
- 带有加强垫的层压板
- 螺接连接件（复合材料-复合材料，复合材料-钛合金）
- 圆角细节件

进行下列组合件试验，在复合材料结构中无损伤起始：

- 带胶接修理和“目视勉强可见冲击损伤”（BVID）冲击的5筋条壁板，重复载荷试验到2倍寿命。
- 带有BVID冲击的水平安定面蒙皮对接壁板，2倍寿命重复载荷试验加上1倍寿命的放大载荷试验。
- 垂直安定面与机身根部连接壁板，试验到38倍**等效的寿命重复载荷。

另外，一件预生产的水平安定面试验盒段和777水平安定面和垂直安定面试验到至少2倍寿命的重复载荷，在复合材料结构中无损伤起始。

7.9.2.3 损伤

777尾翼复合材料结构设计为耐腐蚀的，应变水平要使得在重复使用载荷下不出现损伤起始或（目视可见和不可见的损伤）扩展。因此，意外事件是复合材料结构损伤容限评估的唯一实际损伤源。

用以评估的损伤是在制造和使用过程中预期有代表性的类型和严重程度，损伤尺寸的确定基于所选检测方法的能力。带可检门槛值（BVID）损伤的结构必须能够承受极限载荷，并证实对飞机期望的使用寿命在使用载荷下“无损伤扩展”。如果表明有确定的损伤扩展，那么在使结构强度低于限制载荷能力之前，必须显示损伤是可检的。损伤通常施加在结构最关键的承载区。

对于尾翼主扭力盒段，离散源损伤的主要来源是冲击物。因此，位于雷击区3（无直接接触或扫掠雷击）的主扭力盒段，不受直接雷击影响。前缘是金属结构，设计成能防止对主盒段的鸟撞损伤。

7.9.2.4 损伤容限——“无扩展”试验

由于在使用期间777复合材料结构的常规检测是目视检测，同时又由于复合材料结构典型损伤的特征扩展是不可见的，所以对损伤容限验证采用“无扩展”方法。对飞机使用寿命，必须证实在可检门槛值的损伤“无扩展”。对在定期检测中易检的可见损伤，必须证实其在至少2倍检查间隔中“无扩展”。这是为了保证损伤不会扩展超过临界损伤门槛值（CDT），含CDT的结构必须保持限制载荷能力。

已通过元件、组合件和部件级试验证实了小损伤的“无扩展”，试验进行到最少2倍寿命的重复载荷。下列元件和组合件重复载荷试验证实了无损伤扩展：

- 带BVID冲击的层压板
- 在开口边缘带有BVID冲击的剪切壁板

---

* 译者注：原文为106

** 译者注：原文为tested to38 equivalent lifetimes repeated loads.

- 带有胶接修理和BVID冲击的5筋条壁板
- 带有BVID冲击的水平安定面蒙皮对接接头壁板
- 在腹板切口边缘带有BVID冲击的受剪梁（Spar shear beams）

对一件预生产的水平安定面试验盒段进行了一系列静力和重复谱载荷试验，以验证材料、设计概念、制造工艺、分析方法、损伤“无扩展”、极限和剩余强度能力。对含冲击损伤的复合材料结构，已经表明压缩是关键的加载模式，试验程序中的损伤重点是在压缩载荷最高的区域。

单个损伤具体位置的选择基于由FE模型计算得到的应变云图和先前指出的关键区域组合件壁板的试验结果。不同水平的损伤按试验顺序引入到试验件上三个不同的位置（见图7.9.2.4）。

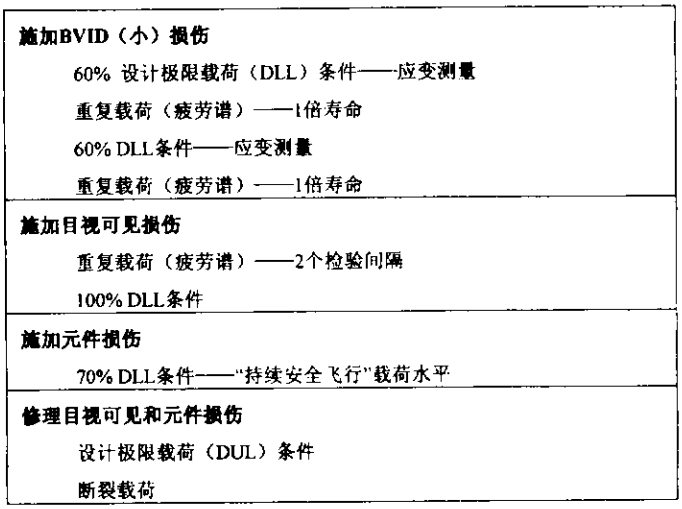


图7.9.2.4　预生产的水平安定面试验盒段的试验顺序

施加的第一批损伤是BVID或者“小”损伤，它们在试验开始前引入。小损伤定义为在距离小于1.5 m（5 ft）处可见的损伤（可检门槛值或者BVID），或能量水平小于135 J（1200 in-lb）的冲击结果，它是BVID的能量水平截止值。小损伤被引入到蒙皮壁板和梁的关键位置，以验证结构在含BVID时能够承受设计极限载荷。假设所有的BVID在试验程序过程中是不可检的而且不予修理。引入BVID后，试验盒段承受两倍寿命的重复载荷，其中包括1.15的载荷放大因子以考虑CFRP *S-N*曲线中可能的数据分散性。施加的第二批损伤是“目视可见”损伤，这些损伤在完成两倍寿命的重复载荷后引入。目视可见损伤定义为在定期检测计划中易于检出的损伤，包括对蒙皮壁板和梁的凹痕和小切口。目视可见损伤随后承受等于两倍检查间隔的重复载荷试验，然后试验到设计限制载荷。

在试验盒段上的任何BVID或者目视可见损伤位置，都没有检测出明显的损伤扩展。在载荷循环的早期，检测出少量的“圆形”损伤和分层表面的分离（当分层表面接触在一起时，有时无法由NDI检测出分层），随后未出现损伤扩展。

7.9.2.5　损伤容限——剩余强度

对组合件和预生产试验盒段进行了剩余强度试验，以验证所需的载荷水平和证实分析方法。用下列组合件试验类型来证实限制和离散源水平损伤能力。

- 带有脱胶桁条的5筋条蒙皮壁板（限制载荷）

- 带有目视可见冲击损伤的5筋条蒙皮壁板（限制载荷）
- 带有一跨蒙皮切口的5筋条蒙皮壁板（限制载荷）
- 带有切断中心桁条和一跨蒙皮切口的5筋条蒙皮壁板（持续安全飞行载荷）

施加到预生产试验盒段的第三组损伤是“元件”损伤。这些损伤在完成上述目视可见损伤的重复载荷试验和限制载荷试验后引入。元件损伤定义为一个或者多个结构单元完全失效或者部分失效。引入3种损伤：桁条和蒙皮跨切口、前梁翼弦和相邻蒙皮切口以及后梁翼弦和相邻蒙皮切口。随后，试验盒段承受一系列“持续安全飞行”静力加载（大约70%的尾翼设计限制载荷）。加载后，没有检测出明显的损伤扩展。

对于下列损伤类型，用分析方法来验证777尾翼结构的剩余强度能力，该方法已通过组合件和试验盒段结果证实。在损伤容限分析中，通过把试样试验得到的因子加到分析用材料性能输入上，来考虑环境影响。

- 脱粘桁条——载荷重新分配和局部失稳破坏分析
- 蒙皮壁板上的目视可见冲击损伤——缺口断裂分析
- 切口蒙皮——缺口断裂分析
- 切口蒙皮和切断的桁条——缺口断裂分析
- 切断的梁弦和切口蒙皮——有限元载荷重新分配分析

7.9.2.6 检测计划

对于777尾翼的检测计划基于目视检测。由于“无扩展”方法已被采纳和证实，检测间隔基于环境退化和意外损伤额定值（EDR/ADR），而不是损伤扩展特性。对于777，通常4 000次飞行或两年进行一次C-检测（以对部件和系统最大可能接近的方式对设备进行综合检测），以先到为准。一般对复合材料结构的外部监测检查安排为2C间隔。对复合材料结构的内部监测检查安排为4C间隔。

7.9.3 通用航空（Raytheon 星舟号）

7.9.3.1 引言

第一架飞机是由木材、织物和树脂制成的，在某种程度上，今天的复合材料飞机又重新返回到这些基本物质，但是现在，纤维是碳和Kevlar，它们被放在高温固化的环氧树脂中。现代复合材料构造的好处是明显的：重量低，弯曲刚度高，能够制造带有复杂曲率的非常大的结构。它们被固化成一个整体件，消除了零件、连接件、组合装配件，以及有关的检测成本。民用飞机复合材料结构的取证包括通常应用于金属结构的所有强度、刚度以及损伤容限评估；然而，在复合材料结构的损伤容限评估中，虽然采用与金属结构相同的原则，但这些原则的使用必须考虑复合材料结构的特殊性能。

7.9.3.2 损伤容限评估

7.9.3.2.1 条例基础

自从上世纪70年代后期以来，损伤容限评估一直是运输类飞机结构（金属或复合材料）按（美国）联邦航空条例的25部取证的准则。星舟号是按23部小飞机条例中损伤容限要求取得适航证的第一架飞机。Raytheon的工程师与FAA的专家合作建立了疲劳和损伤容限评估的专用条件，它在1986年专门为星舟号应用而首次发布，其后，这些条件已经编入联邦航空条例23部的主体。

损伤容限评估的目的是一样的，与飞机的尺寸无关，即使条例会包括不同的措辞。概括地说，目的是要在发布的检测方法基础上保证长期的安全性，该检测方法考虑了所用工艺固有的制造质量，并认同在使用期间会出现某种损伤。

7.9.3.2.2 典型的损伤情况和相关要求

通常考虑以下3种不同的损伤情况：

- 情况1，初始品质——这覆盖制造工艺固有的项目和检验标准。情况1代表已交付的状态，因此，该结构必须能够满足用强度、刚度、安全性和寿命表示的所有要求。
- 情况2，在装配或者使用过程中的损伤——在使用受载期间（通常表达为检验间隔的数量），来自情况2的损伤必须显示可预计的扩展或无扩展，同时必须能用规定的使用检测方法检出。而且，带这种损伤结构的剩余强度必须总是至少等于可用的剩余强度要求。
- 情况3，离散源损伤——由情况3得到的损伤在飞行时对机组人员将是明显的（或在飞行前检查时可检出），因此，应使用特殊的剩余强度准则，它与安全地完成本次飞行有关。

7.9.3.2.3 损伤源和模式

直到本节，尚未讨论损伤模式、损伤程度或结构响应的细节。它简化了对要首先识别一般情况和潜在损伤源的评估，然后，由此鉴别可能的损伤模式和期望的结构响应。根据以上定义，建立如表7.9.3.2.3所示的矩阵是不太难的。

从承载能力观点来看，来自情况1的损伤模式通常不是严重的问题，然而，必须通过制造规范和验收准则来识别和控制来自固有制造质量的可能损伤模式。给出这个以后，通常容易证明这些小的不完善在典型的商用飞机服役循环载荷下不会扩展。

情况3给出的损伤是问题的另一极端：这些损伤模式容易检测出来，而且在下一次飞行之前需要关注（除非可能是当局批准的飞往修理工厂的飞行）。因此，不关注检测和寿命。

最需要研究的是情况2，典型的试验程序将在下节描述。

表7.9.3.2.3 示例矩阵：损伤源和可能的模式

情况 1		情况 2		情况 3	
损伤源	损伤模式	损伤源	损伤模式	损伤源	损伤模式
制造过程	在检验敏感度中小的不完善和验收准则： ● 孔隙率 ● 空隙 ● 脱胶	工具 行李箱 冰雹 砂石	树脂开裂 分层 芯子压塌 穿透	严重的雷击	铺层烧焦 穿透
				鸟撞	分层 芯子压塌 穿透
		雷击	树脂烧焦 分层 松动的铆钉	螺旋桨破裂	穿透 切断的元件
		水浸	芯格损伤	发动机着火	树脂烧焦 分层
		循环加载	分层扩展 脱胶扩展	地面设备 飞机库门	穿透
		漏气	树脂烧焦		

7.9.3.2.4 元件试验

为了评估在不同损伤模式下复合材料蜂窝结构的性能，通常要进行元件试验。对全尺寸试验件进行这些评估是可能的，但是这是一个冒险的方法，而且得到结果太晚，使得无法对最小重量和成本构造的设计进行指导。

静力试验。为证实容许情况2中损伤模式的试验，将包括没有穿透破坏的冲击试验、可检和更大尺寸的穿透试验、带有冰冻/融化循环的水浸试验和雷击试验。将对内部载荷分析，特别是有限元分析表明是关键的失效模式进行强度试验。

元件试验矩阵的静强度部分如表7.9.3.2.4(a)所示。

表 7.9.3.2.4(a) 元件试验矩阵——静载荷

试验类型/损伤模式	拉伸（机身顶部）		压缩（机身底部）	剪切（机身侧面）
	环 向	纵 向		
无 损	3	3	12	3
冲 击	3	3	3	3
可检穿透	3	3	3	3
大型穿透	3	3	3	3

注：其中的数字表明重复试样数

为了证实层压板分析，要把平均值和B基准试验结果与分析预测值进行比较，因此可能要对选择的加载状态进行大量无损试件的试验。为了确定特殊制造工艺不会引入不适当的变异性，这可能也是值得做的。

循环试验。循环加载的试验矩阵与上述的相同，只是现在要在多级应力水平下加载以确定缺陷扩展对循环应力水平的敏感性。另外，可能要在一个选择的条件下进行更多数量试件的试验来鉴别变异性，因为变异性影响缺陷扩展。一般来讲，对无损复合材料壁板的循环试验不大感兴趣。同样，在拉伸载荷下复合材料壁板对缺陷扩展不敏感，这种不敏感性能够由常幅试验证实，幅值为类似试件在静拉伸载荷下最大应力试验结果的67%，见表7.9.3.2.4(b)。除了常幅应力水平试验外，应该进行代表寿命变幅载荷的谱载荷试验，因为目前还没有工业界认可的预测寿命变幅载荷下缺陷扩展速率的分析方法。

表 7.9.3.2.4(b) 元件试验矩阵——循环加载

	拉 伸			压 缩				剪 切		
应力水平	1	2	3	1	2	3	谱载荷	1	2	3
冲 击	3			3	3	3	3	3	3	3
可检穿透	3			3	12	3	3	3	3	3

注：其中的数字表明重复试样数

压力舱壳体的剩余强度。在遭受来自情况3所述损伤源的大尺寸损伤后，蜂窝结构在保持剩余强度方面具有特殊优点，这是由于蜂窝壳体刚度对裂纹膨胀给予巨大的阻抗，裂纹膨胀在薄蒙皮结构中是高裂纹扩展力源。通常要对承受模拟内部压力或内压和剪力联合作用的圆筒壁试样进行试验，来证实存在大穿透损伤时的剩余强度。

7.9.3.2.5 试验结果

下图给出以典型描述形式给出的元件试验结果所选实例，所示结果来自商务喷气机上机身壳体结构的典型试样。然而大型运输机的典型试样试验会得到不同的结果，因为承受基本压力和弯曲载荷需要不同的面板厚度和芯材密度。

拉伸。图7.9.3.2.5(a)中，环向拉伸载荷来自内压，很明显，损伤容限设计不需要付出严重的重量代价。无损壁板必须承担极限设计压力，这意味着只用附加一点材料将能使该壁板满足带有大穿透损伤所需的剩余强度载荷。这是因为对这种压力情况所需的剩余强度大约是极限压力的60%。在纵向拉伸载荷来自机身弯曲的情况下，如图7.9.3.2.5(b)，剩余强度要求是限制载荷，即大约67%的极限压力，这样，为了承受含大穿透损伤时的载荷，必须增加少量材料。在两种情况中，如果含冲击损伤的壁板承受极限载荷，会得到更坚固的结构，这可能是条例所要求的，除非冲击损伤易于检出。

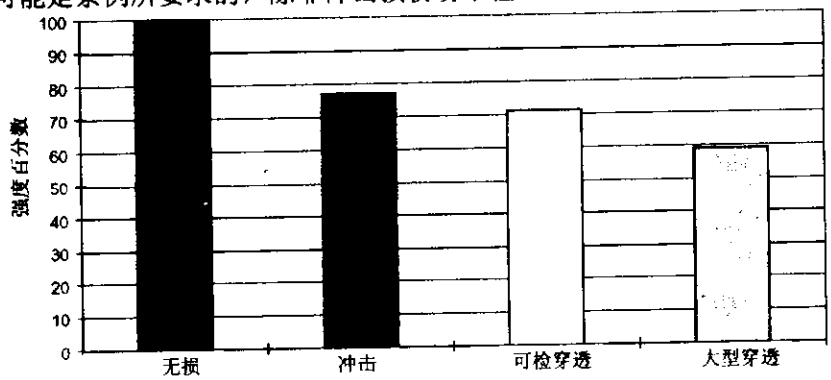


图7.9.3.2.5(a) 拉伸——环向.

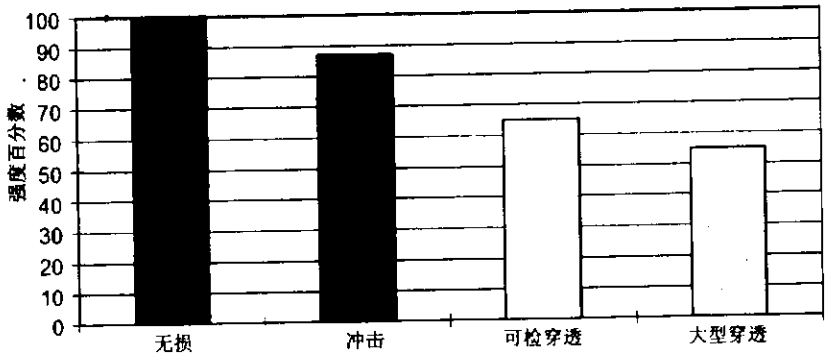


图7.9.3.2.5(b) 拉伸——纵向

压缩。如图7.9.3.2.5(c)所示，相似的情况存在于来自机身弯曲的压缩载荷情况。带有大穿透损伤的剩余强度设计要求意味着用大约85%的许用无损强度，但是如果冲击损伤对极限载荷是有利的，那么只要用65%的无损强度。因为最大压缩载荷出现在机身底部由向下弯曲载荷情况产生，而下机身通常由装货或旅客地板结构增强，这不会有严重的代价。

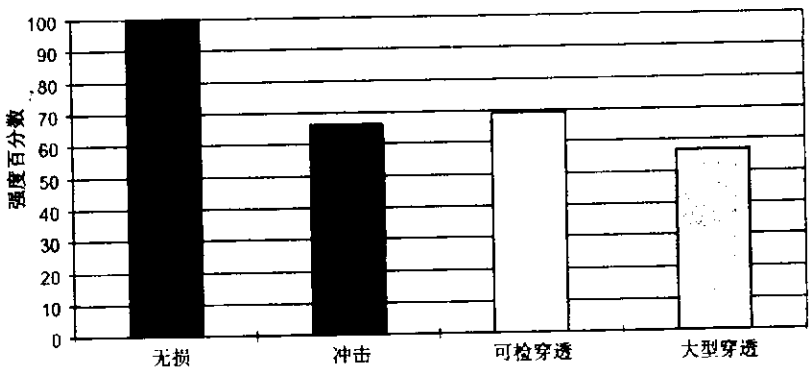


图7.9.3.2.5(c) 压缩.

剪切。最大剪切载荷沿着机身的侧面出现。再者，对带大穿透损伤时承受限制载荷（极限载荷的67%）的设计要付出一些重量代价，能够使用大约82%的最大无损强度。但是在这种情况下，82%的无损强度在极限载荷下要容纳冲击损伤。这绘于图7.9.3.2.5(d)中。

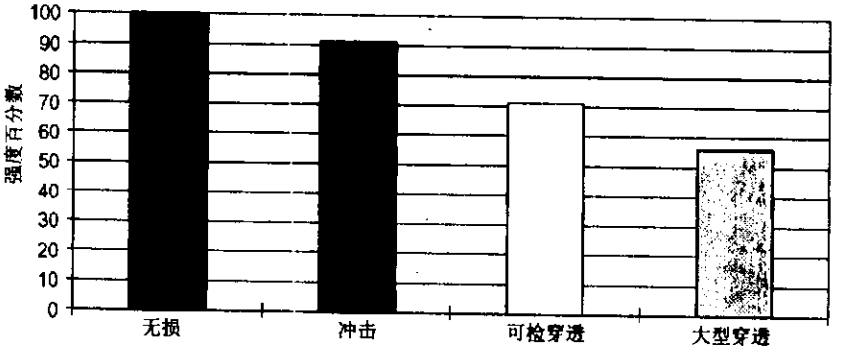


图7.9.3.2.5(d) 剪切

内压圆筒结果。图7.9.3.2.5(e)给出了试验结果的汇总，显示了从无损到大块损伤的趋势。大块损伤是壁的穿透类型，这只能在与地面支持设备的严重碰撞时才会产生，这些设备包括梯子、发动机推车、加油设备、行李搬运设备等。正如前面所及，这种类型的损伤应该是明显的并应在飞行前检出，但万一漏检呢？要进行试验以确定带有大型明显损伤的圆筒壁的剩余强度。在图7.9.3.2.5(e)中标注为MIT的试验点来自在MIT试验的蜂窝壁圆筒，见文献7.9.3.2.5。揭示的趋势是典型的来自大小飞机压力容器结构的试验结果，当压力容器上带有的损伤越来越大时，剩余强度门槛值变得越来越明显。

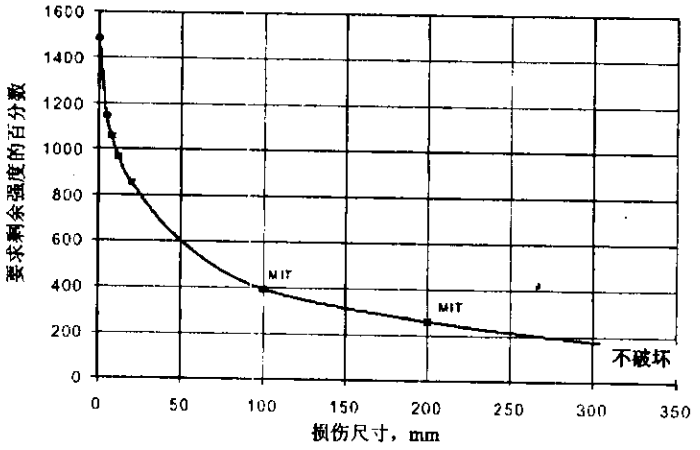


图7.9.3.2.5(e) 圆筒壁试验结果（内压）。

循环试验结果。图7.9.3.2.5(f)中绘出了在常幅压缩载荷下、大穿透损伤的典型常幅试验结果，并显示了对这些数据最有用的描述，即最佳拟合直线，这种曲线能用于评定所试验材料的重要的损伤容限特性。在缺陷扩展寿命中，分散性的重要性能够通过绘制B基准应力-寿命线来评定，假设它平行于平均寿命曲线。随后，缺陷扩展门槛值可以由B基准寿命线外推到10^7次循环而确定（对受有高周载荷的旋转设备情况为10^8次）。

这些数据主要用于要以经济合理的方式进行全尺寸循环试验的结构，所有低于缺陷扩展门槛值的应力循环要从全尺寸试验谱中去除，而且，可以通过提高施加载荷的因子，以减少试验寿命次数来考虑缺陷扩展寿命中的分散性。

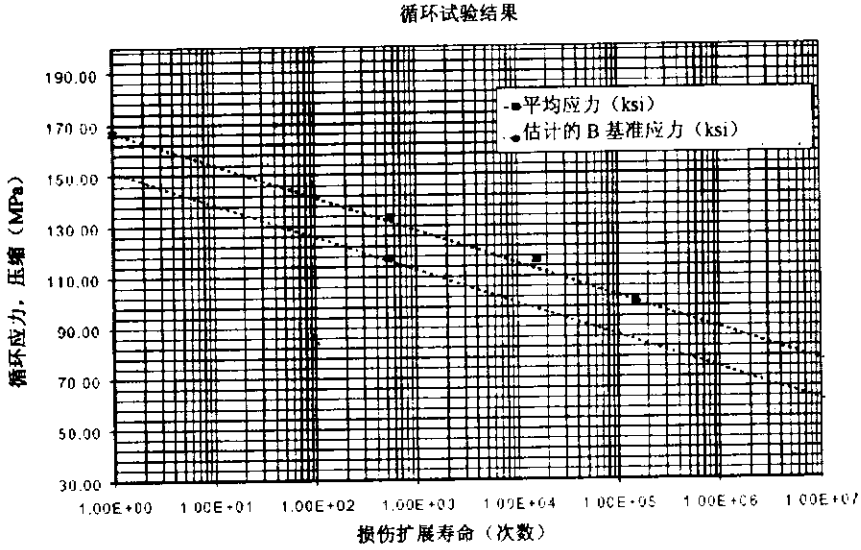


图7.9.3.2.5(f) 压缩载荷下大穿透损伤常幅循环试验结果

7.9.3.2.6 全尺寸试验

全尺寸循环试验。主要承载结构的取证需要部件，如机翼、机身以及尾翼结构，通过代表至少两倍寿命预期任务的载荷顺序进行试验。每倍寿命由几千次载荷循环组成，包括机翼升力、机身反作用力、尾翼载荷、压力循环以及着陆载荷。在这些试验过程中，将用机械方式把损伤引入到结构上以模拟使用损伤，这些情况包括雷击、冰雹损伤、跑道损伤以及工具冲击。这些损伤模式将通过多达一倍寿命的疲劳试验，以证明结构实际上在全尺寸是损伤容限的，即损伤不会以非预期的方式扩展，而且总是被规定的检查检测出来。

较大的损伤可以在全尺寸循环试验的后期引入，以模拟与地面使用设备的冲击、与机库门和其他飞机碰撞（机库内鲁莽操作）、低劣的维修服务、以及所有在商用飞机加载、搬运和维修中意外发生的坏事情。较大的损伤模式应该在下次飞行之前检测出来，因此对这些模式的验证可以只包括较少的飞行循环载荷和剩余强度试验。

全尺寸剩余强度试验。在完成循环试验的寿命之后，机翼、机身和尾翼的主要部件将承受载荷试验以验证以下情况，即尽管受到了所有的载荷循环和遭受的损伤，剩余结构将仍能承受所需的剩余强度载荷（在飞机的使用寿命期间预期遭遇的飞行载荷和/或内压载荷，较大的损伤模式除外，因为它有专门的剩余强度准则）。

7.9.3.2.7 连续适航性检查

在对所获得试验结果的解释的基础上，要确定检测方法、门槛值时间以及检测频率并载入飞机手册中。通常要用一个因子，以便允许损伤存在于几个检查间隔，这取决于结构的关键性。还需要另一个因子来考虑缺陷扩展试验结果中揭示的分散性。

7.9.3.3 使用经历

在民用航空中复合材料主结构的使用经历是优异的。Beech的星舟号自上世纪80年代后期一直在飞行，而且没有遇到过与主结构有关的问题。复合材料安定面结构一直在Beech 1900公务机上使用，自上世纪80年代中期以来每年通常飞行2 500小时，同样没有报道过与复合材料有关的问题。

还证明了在紧急着陆事件中的安全性也是杰出的。一架星舟试验飞机的前起落架在着陆过程中破坏，飞机飞回机场，10天后返回使用。所做的修理是从工厂取得了毛坯零件，切出所需的更换段，用胶接和螺接将它们连接到相应位置。

更为壮观的事件发生在1994年2月的丹麦。星舟35号机在起飞失败后，以大约210 km/h（130 mph）的速度冲出跑道进入雪坝，机组人员和乘客受到震动但未受伤。没有燃油泄露，没有座椅松动，没有挡风玻璃或者窗户玻璃破碎，或甚至开裂，机舱也未畸变，机舱门正常开启，机组人员和乘客解开他们座椅的安全带步行离开。由于高速撞击雪坝的力，右侧主起落架毁坏，另一个主起落架和前起落架剪断（不是拔出，但是铝锻件断裂）。右侧机翼尖端沿着地面滑拖，结果给襟翼、翼稍小翼和方向舵造成损伤。断裂的前起落架和朝结构方向的力使前机身造成损伤。由于没有起落架，座舱下腹部在滑行中毁坏，损伤位于座椅之间的区域。

派来了一支队伍测量损伤，列出了所需的更换零件。随后，该飞机由5个技术员加上一个工程师、一个检测人员和一个服务经理组成的工作组就地修理。一些带有局部损伤的零件用星舟号结构修理大纲中规定的技术进行了修理，大纲允许损伤由受过培训的操作人员就地修理。对于更大范围的损伤，毛坯零件从工厂送来备用，以便由它切割出更换的壁板，随后壁板被胶接和/或螺接到相应的位置。当然，飞机系统如起落架，液压系统，天线等，只是简单地用工厂备用零件替换。完成修理后，该飞机在1994年七月进行了飞行试验。这个过程先于计划和低于预算，保险公司和丹麦民航当局非常惊奇，他们都确信金属飞机会遭受更大的损伤，并会因为这样的事故而遭到毁灭性打击。

7.9.3.4 结论

现代制造方法能低成本以及低重量地生产商用飞机复合材料主要承载结构。为按FAA条例的23部或25部取证，这些结构需要进行损伤容限评估。合理的损伤情况和支持元件试验程序将极大地帮助损伤容限评估。

复合材料结构能被设计得允许大的损伤而付出小的重量代价。可能不要求设计在受到冲击损伤后承受极限载荷（它依赖于规定的检测）。然而，当复合材料结构设计为带冲击损伤情况下要承受极限载荷时，会得到更坚固的产品。实际上，FAR 23条例在这个领域是十分特殊的，它要求在基于检测方法确定的可检性水平上，带冲击损伤时具有极限载荷能力。

复合材料结构对循环加载不太敏感，同时可从试验结果确定缺陷扩展门槛值。对全尺寸循环试验，为了建立试验寿命和使用寿命之间的关系，应该测定缺陷扩展寿命的分散性。这也会使全尺寸试验完成得比等同的金属结构更经济。

随着仔细的分析、合理的试验和先进制造技术的结合，能够期望复合材料主结构在民用飞机中会得到进一步的应用。

7.9.4 军用飞机

此节留待以后补充。

参考文献

7.2 Goranson, U.G, "Damage Tolerance Facts and Fiction," 14th Plantema Memorial Lecture presented at the 17th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue, Stockholm, June, 1993.

7.2.1(a) FAA Advisory Circular 20-107A, "Composite Aircraft Structure," April 25, 1984.

7.2.1(b) Whitehead, R.S., Kan, H.P., Cordero, R., and Seather, E.S., "Certification Methodology for Composite Structures," Volumes I and II, Report No. NADC-87042-60, October 1986.

7.2.1(c) Whitehead, R. S., "Certification of Primary Composite Aircraft Structures," ICAF Conference, Ottawa, Canada, 1987.

7.2.1(d) "Advanced Certification Methodology for Composite Structures," Report No. DOT/FAA/AR- 96/111 or NAWCADPAX-96-262-TR, April 1997.

7.2.2.3(a) Quinlivan, J.T., Kent, J.A., and Wilson, D.R., "NASA-ACEE/Boeing 737 Graphite/Epoxy Horizontal Stabilizer Service," 9th DoD/NASA Conference on Fibrous Composite in Structural Design, 1991.

7.2.2.3(b) McCarty, J.E., Johnson, R.W., and Wilson, D.R. "737 Graphite/Epoxy Horizontal Stabilizer Certification," AIAA Paper 82-0745.

7.2.2.3(c) Schreiber, K.H., and Quinlivan, J.T., "The Boeing 777 Empennage," Presented at ICCM-9 Madrid 1993.

7.2.2.3(d) Takai, J., et.al., "CFRP Horizontal Stabilizer Development Test Program," Presented at ICCM-9, Madrid 1993.

7.2.2.3(e) Tropis, A., Thomas, M., Bounie, J.L., Lafon, P., "Certification of the Composite Outer Wing of the ATR 72," I Mech E, 1993.

7.2.2.3(f) Williams, J.G., O'Brien, T.K., and Chapman, A.C., "Comparison of Toughened Composite Laminates Using NASA Standard Damage Tolerance Tests," NASA CP 2321, Proceedings of the ACEE Composite Structures Technology Conference, Seattle, WA, August, 1984.

7.2.2.3(g) Carlile, D.R., and Leach, D.C., "Damage and Notch Sensitivity of Graphite/PEEK Composite," Proceedings of the 15th National SAMPE Technical Conference, October, 1983, pp. 82-93.

7.2.2.3(h) Hall, J., and Goranson, U.G., "Principles of Achieving Damage Tolerance With Flexible Maintenance Programs for New and Aging Aircraft," presented at 13th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences/AIAA Aircraft Systems, Seattle, WA, August 26, 1982.

7.2.2.3(i) ACJ25.571 (a) "Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure (Acceptable Means of Compliance)," Dec. 18, 1985.

7.2.2.3(j) Dost, E., Avery, W., Finn, S., Grande, D., Huisken, A., Ilcewicz, L., Murphy, D., Scholz, D., Coxon, B., and Wishart, R., "Impact Damage Resistance of Composite Fuselage Structure," NASA CR-4658, 1996.

7.2.2.3(k) Walker, T., Scholz, D., Flynn, B., Dopker, B., Bodine, J., Ilcewicz, L., Rouse, M., McGowan, D., and Poe, C., Jr., "Damage Tolerance of Composite Fuselage Structure," Sixth NASA/DOD/ARPA Advanced Composite Technology Conference, NASA CP-3326, 1996.

7.2.2.3(l) Ilcewicz, L., Smith, P., Olson, J., Backman, B., Walker, T., and Metschan, S., "Advanced Technology Composite Fuselage," Sixth NASA/DOD/ARPA Advanced Composite Technology Conference, NASA CP-3326, 1996.

7.2.2.4(a) Rouchon, J., "Certification of Large Airplane Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy," 17 ICAS Congress, Stockholm 1990.

7.2.2.4(b) Rouchon, J., "How to Address the Situation of the No-Growth Concept in Fatigue, with a Probabilistic Approach - Application to Low Velocity Impact Damage with Composites," ICAF 97, Edinburgh, Composite Workshop on Certification Issues.

7.2.2.5 "Development of Probabilistic Design Methodology for Composite Structures," Report DOT/FAA/AR-95/17, August 1997.

7.3.2(a) Gottesman, T. and Mickulinski, M., "Influence of Matrix Degradation on Composite Properties in Fiber Direction," Engineering Fracture Mechanics, Vol 20, No. 4, 1984, pp. 667- 674.

7.3.2(b) Horton, R. E. and McCarty, J. E. "Damage Tolerance of Composites," Engineering Materials Handbook, Vol 1, Composites, ASM International, ISBN 0-87170-279-7, 1987.

7.3.2(c) Whitehead, R. S., "Certification of Primary Composite Aircraft Structures," ICAF Conference, Ottawa, Canada, 1987.

7.3.3(a) "Advanced Certification Methodology for Composite Structures," Report No. DOT/FAA/AR- 96/111 or NAWCADPAX-96-262-TR, April 1997.

7.3.3(b) Development of Probabilistic Design Methodology for Composite Structures" Report DOT/FAA/AR-95/17, August 1997.

7.3.3(c) Tropis A., Thomas M., Bounie J.L., Lafon P., "Certification of the Composite Outer Wing of the ATR 72," I Mech E, 1993.

7.4.1(a) FAA Advisory Circular 20-107A, "Composite Aircraft Structure," April 25, 1984

7.4.1(b) "Substantiation of Composite Parts - Impact Detectability Criteria," Aerospatiale Report No. 440 225/91.

7.4.1(d) Thomas, M. "Study of the Evolution of the Dent Depth Due to Impact on Carbon/Epoxy Laminates, Consequences on Impact Damage Visibility and on in Service Inspection Requirements for Civil Aircraft Composite Structures," presented at MIL-HDBK 17 meeting. March 1994, Monterey, CA.

7.4.1(d) Komorowski, J.P., Gould, R.W., Simpson, D.L., "Synergy Between Advanced Composites and New NDI Methods," a paper from the Structures, Materials and Propulsion Laboratory, Institute for Aerospace Research, National Research Council of Canada. 7.4.2.2 Dost, E.F., Finn, S.R., Stevens, J.J., Lin, K.Y., and Fitch, C. E., "Experimental Investigations into Composite Fuselage Impact Damage Resistance and Post-Impact Compression Behavior," Proc. of 37th International SAMPE Symposium and Exhibition, Soc. for Adv. Of Material and Process Eng., 1992.

7.5.1.1(a) Richardson, M.D.W., Wisheart, M.J., "Review of Low Velocity Impact Properties of Composite Material," Composites, Part A, 27A, 1996, pp. 1123-1131.

7.5.1.1(b) Abrate, S., "Impact on Laminated Composite Materials," Composites, Vol 24, No. 3, 1991, pp. 77-99.

7.5.1.1(c) Abrate, S., "Impact on Laminated Composites: Recent Advances," Applied Mechanics Review, Vol 47, No. 11, 1994, pp. 517-544.

7.5.1.1(d) Cantwell, W.J., and Morton, J., "The Impact Resistance of Composite Materials," Composites, Vol 22, No. 5, 1991, pp. 55-97.

7.5.1.1(e) Rhoades, M.D., Williams, J.G., and Starnes, J.H., Jr., "Effect of Impact Damage on the Compression Strength of Filamentary - Composite Hat -Stiffened Panels," Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Vol 23, May, 1978.

7.5.1.1(f) Rhoades, M.D., Williams, J.G., and Starnes, J. H., Jr., "Low Velocity Impact Damage in Graphite-Fiber Reinforced Epoxy Laminates," Proceedings of the 34th Annual Technical Conference of the Reinforced Plastics/Composites Institute, The Society of the Plastics Industry, Inc. 1979.

7.5.1.1(g) Byers, B.A., "Behavior of Damaged Graphite/Epoxy Laminates Under Compression Loading," NASA Contractor Report 159293, 1980.

7.5.1.1(h) Smith, P.J., and Wilson, R.D., "Damage Tolerant Composite Wing Panels for Transport Aircraft," NASA Contractor Report 3951, 1985.

7.5.1.1(i) Madan, R.C., "Composite Transport Wing Technology Development," NASA Contractor Report 178409, 1988.

7.5.1.1(j) Horton, R., Whitehead, R., et al, "Damage Tolerance of Composites - Final Report," AFWAL- TR-87-3030, 1988.

7.5.1.1(k) Horton, R.E., "Damage Tolerance of Composites: Criteria and Evaluation," NASA Workshop on Impact Damage to Composites, NASA CP 10075, 1991, pp. 421-472.

7.5.1.1(l) Dost, E. F., Avery, W.B., Finn, S.R., Grande, D.H., Huisken, A.B., Ilcewicz, L.B., Murphy, D.P., Scholz, D.B., Coxon, R., and Wishart, R.E., "Impact Damage Resistance of Composite Fuselage Structure," NASA Contractor Report 4658, 1997.

7.5.1.1(m) Dost, E.F., Finn, S.R., Stevens, J.J., Lin, K.Y., and Fitch, C. E., "Experimental Investigations into Composite Fuselage Impact Damage Resistance and Post-Impact Compression Behavior," Proc. of 37th International SAMPE Symposium

and Exhibition, Soc. for Adv. Of Material and Process Eng., 1992.

7.5.1.1(n) Scholz, D.B., Dost, E.F., Flynn, B.W., Ilcewicz, L.B., Lakes, R.S., Nelson, K.M., Sawicki, A.J., and Walker, T.W., "Advanced Technology Composite Fuselage-Materials and Processes," NASA Contractor Report 4731, 1997.

7.5.1.2 Walker, T. H., Avery, W. B., Ilcewicz, L. I., Poe, C. C., Jr., and Harris, C. E., "Tension Fracture of Laminates for Transport Fuselage - Part I: Material Screening," *Second NASA Advanced Technology Conference*, NASA CP 3154, pp. 197-238, 1991.

7.5.1.3(a) Dorey, G., Sidey, G.R., and Hutchings, J., "Impact Properties of Carbon Fibre/Kevlar49 Fibre Hybrid Composites," Composites, January 1978, pp. 25-32. old 5.8.1-a

7.5.1.3(b) Noyes, J.V., et al, "Wing/Fuselage Critical Component Development Program," Phase I Preliminary Structural Design, Interim Report for the Period 1 Nov. 1977 - 31 Jan. 1978. old 5.8.1-b

7.5.1.3(c) Rhodes, Marvin D., and Williams, Jerry G., "Concepts for Improving the Damage Tolerance of Composite Compression Panels," *5th DOD/NASA Conference on Fibrous Composites in Structural Design*, January 27-29, 1981. old 5.8.1-c

7.5.1.3(d) Nishimura, A., Ueda, N., and Matsuda, H.S., "New Fabric Structures of Carbon Fiber," Proceedings of the 28th National SAMPE Symposium, April 1983, pp. 71-88. old 5.8.1-d

7.5.1.3(e) Masters, J. E., "Characterization of Impact Damage Development in Graphite/Epoxy Laminates," Fractography of Modern Engineering Materials: Composites and Metals, ASTM STP 948, ASTM, Philadelphia, Pa., 1987.

7.5.1.3(f) Evans, R.E., and Masters, J.E., "A New Generation of Epoxy Composites for Primary Structural Applications: Materials and Mechanics," Toughened Composites, ASTM STP 937, ASTM, Philadelphia, Pa., 1987.

7.5.1.3(g) Poe, C.C., Jr., Dexter, H.B., and Raju, I.S., "A Review of the NASA Textile Composites Research," Presented at 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA paper No. 97-1321, April 7-10, 1997.

7.5.1.3(h) Sharma, Suresh K., and Sankar, Bhavani, V., "Effects of Through-the-Thickness Stitching on Impact and Interlaminar Fracture Properties of Textile Graphite/Epoxy Laminates," NASA Contractor Report 195042, University of Florida, Gainesville, Florida, February, 1995.

7.5.1.3(i) Jackson, W.C., and Poe, C.C., Jr., "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.

7.5.1.4 Poe, C.C., Jr., "Impact Damage and Residual Tension Strength of a Thick Graphite/Epoxy Rocket Motor Case," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol 29., No. 3, May-June 1992, pp. 394-404.

7.5.1.6(a) Lloyd, B.A., and Knight, G.K., "Impact Damage Sensitivity of Filament - Wound Composite Pressure Vessels," 1986 JANNAF Propulsion Meeting, CPIA Publication 455, Vol 1, Aug. 1986, pp. 7-15.

7.5.1.6(b) Jackson, Wade C., Portanova, Marc A., and Poe, C. C., Jr., "Effect of Plate Size on Impact Damage," Presented at Fifth ASTM Symposium on Composite Materials in Atlanta, GA., May 4-6, 1993.

7.5.1.7 Smith, P.J., Thomson, L.W., and Wilson, R. D., "Development of Pressure Containment and Damage Tolerance Technology for Composite Fuselage Structures in Large Transport Aircraft," NASA Contractor Report 3996, 1986.

7.5.2 AFGS-87221A (Previously MIL-A-87221) General Specification for Aircraft Structures. 7.6.1 Whitehead, R.S., Kan, H. P., Cordero, R., and Saether, E. S., "Certification Testing Methodology for Composite Structures," Volumes I and II, Report No. NADC-87042-60 (DOT/FAA/CT-86-39), October 1986.

7.6.3 Sendeckyj, G. P., "Fitting Models to Composite Materials Fatigue Data," ASTM STP 734, 1981, pp 245-260.

7.6.4 Sanger, K. B., "Certification Testing Methodology for Composite Structures," Report No. NADC-86132-60, January 1986.

7.6.5(a) Ratwani, M.M. and Kan H.P., "Compression Fatigue Analysis of Fiber Composites," NADC- 78049-60, September 1979.

7.6.5(b) Ratwani, M.M. and Kan H.P., "Development of Analytical Techniques for Predicting Compression Fatigue Life and Residual Strength of Composites," NADC-82104-60, March 1982.

7.6.5(c) Jeans, L.L., Grimes, G.C., and Kan, H.P. "Fatigue Spectrum Sensitivity Study for Advanced Composite Materials," AFWAL-TR-80-3130, Volume I-III, November 1980.

7.6.5(d) Whitehead, R. S., et al., "Composite Wing/Fuselage Program," Volume I-IV, AFWAL-TR- 88-3098, August 1989.

7.6.5(e) Horton, R. E., Whitehead, R. S., et al., "Damage Tolerance of Composites," Volumes I – III, AFWAL-TR-87-3030, July 1988.

7.7.1(a) Loriot G. Ansart Th., "Fatigue damage behaviour and post-failure analysis in new generation of composite materials" Test Report No. S-93/5676000.

7.7.1(b) Ireman T., Thesken J.C., Greenhalgh E., Sharp R., Gädke M., Maison S., Ousset Y., Roudolff F., La Barbera A., "Damage Propagation in Composite Structural Element-Coupon Experiment and Analyses" - Garteur collaborative programme (1996), *Composite Structures*, v. 36, pp. 209-220, Elsevier Science Ltd.

7.7.4.2.1 Wilkens, D.J., Eisenmann, J.R., Camin, R.A., Margolis, W.S., and Benson, W.A., "Characterizing Delamination Growth in Graphite Epoxy," Damage in Composite Materials, ASTM STP 775, Edited by K.L. Reifsnider, American Society for Testing and Materials, 1982, pp. 168- 83.

7.8.1.2.1(a) Dorey, G., Sidey, G.R., and Hutchings, J., "Impact Properties of Carbon Fibre/Kevlar49 Fibre Hybrid Composites," Composites, January 1978, pp. 25-32.

7.8.1.2.1(b) Nishimura, A., Ueda, N., and Matsuda, H.S., "New Fabric Structures of Carbon Fiber," Proceedings of the 28th National SAMPE Symposium, April 1983, pp. 71-88.

7.8.1.2.1(c) Noyes, J.V., et al, "Wing/Fuselage Critical Component Development Program," Phase I Preliminary Structural Design, Interim Report for the Period 1 Nov. 1977 - 31 Jan. 1978.

7.8.1.2.1(d) Rhodes, Marvin D., and Williams, Jerry G., "Concepts for Improving the Damage Tolerance of Composite Compression Panels," 5th DOD/NASA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, January 27-29, 1981.

7.8.1.2.2(a) Dost, E.F., Ilcewicz, L.B., Avery, W.B., and Coxon, B.R., "Effects of Stacking Sequence on Impact Damage Resistance and Residual Strength for Quasi-Isotropic Laminates," Composite Materials: Fatigue and Fracture (Third Volume), ASTM STP 1110, T.K. O'Brien, Ed., American Society for Testing and Materials, Phil., 1991, pp. 476-500.

7.8.1.2.2(b) Dost, E.F., Ilcewicz, L.B., and Gosse J.H., "Sublaminate Stability Based Modeling of Impact Damaged Composite Laminates," in Proc. of 3rd Tech. Conf. of American Society for Composites, Technomic Publ. Co., 1988, pp. 354-363.

7.8.1.2.2(c) Ilcewicz, L.B., Dost, E.F., and Coggeshall, R.I., "A Model for Compression After Impact Strength Evaluation," in Proc. of 21st International SAMPE Tech. Conf., Soc. for Adv. Of Material and Process Eng., 1989, pp. 130-140.

7.8.1.2.2(d) Gosse, J.H., and Mori, P.B.Y., "Impact Damage Characterization of Graphite/Epoxy Laminates," in Proc. of 3rd Tech. Conf. of American Society for Composites, Technomic Publ. Co., 1988. pp. 344-353.

7.8.1.2.3 Horton, R.E., and Whitehead, R.S., "Damage Tolerance of Composites," Vol I. Development of Requirements and Compliance Demonstration," AFWAL-TR-87-3030, July 1988.

7.8.1.2.4(a) Scholz, D., et al., "Advanced Technology Composite Fuselage - Materials and Processes," NASA CR-4731, 1997.

7.8.1.2.4(b) Ward, S. H., and H. Razi, "Effect of Thickness on Compression Residual Strength of Notched Carbon Fiber/Epoxy Composites," 28th International SAMPE Technical Conference, Seattle, WA. November 4-7, 1996.

7.8.1.2.7 Portanova, Marc, "Impact Testing of Textile Composite Materials," Proceedings of Textile Mechanics Conference, NASA Langley Research Center, Hampton, VA., NASA CP-3311, Dec. 6-8, 1984.

7.8.1.2.8(a) Chai, H., and Babcock, C.D., "Two-Dimensional Modeling of Compressive Failure in Delaminated Laminates," J. Composite Materials, 19, 1985, pp. 67-98.

7.8.1.2.8(b) Whitcomb, J.D., "Predicted and Observed Effects of Stacking Sequence and Delamination Size on Instability Related Delamination Growth," J. Composite Technology and Research, 11, 1989, pp. 94-98.

7.8.1.2.8(c) Cairns, Douglas S. " Impact and Post-Impact Response of Graphite/Epoxy and Kevlar/Epoxy Structures," Technology Laboratory for Advanced Composites (TELAC), Dept. Of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, TELAC Report 87-15, August 1987.

7.8.1.2.8(d) Lekhnitskii, S.G., "Anisotropic Plates," Gordon and Breach Science Publishers, New York, N.Y., 1968, Chapter VI-43.

7.8.1.2.8(e) Awerbuch, J., and Madhukar, M.S., "Notched Strength of Composite Laminates : Predictions and Experiments - A

Review," J. of Reinforced Plastics and Composites, 4, 1985, pp. 1-159.

7.8.1.2.8(f) Poe, C.C., Jr., "A Parametric Study of Fracture Toughness of Fibrous Composite Materials," J. of Offshore Mechanics and Arctic Eng., Vol III, 1989, pp. 161-169.

7.8.1.2.8(g) Walker, T.H., Minguet, P.J., Flynn, B.W., Carbery, D.J., Swanson, G.D., and Ilcewicz, L.B., "Advanced Technology Composite Fuselage - Structural Performance," NASA Contractor Report 4732, 1997.

7.8.1.2.8(h) Dopker, B., Murphy, D., Ilcewicz, L.B., and Walker, T., "Damage Tolerance Analysis of Composite Transport Fuselage Structure," 35th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, & Materials Conference, AIAA Paper 94-1406, 1994.

7.8.1.2.8(i) Ilcewicz, L.B., Walker, T.H., Murphy, D.P., Dopker, B., Scholz, D.B., and Cairns, D.S., and Poe, C.C., Jr., "Tension Fracture of Laminates for Transport Fuselage - Part 4: Damage Tolerance Analysis," Fourth NASA/DoD Advanced Composite Technology Conference, NASA CP-3229, 1993, pp. 265-298.

7.8.1.2.9(a) Lagace, P.A., and Cairns, D.S., "Tensile Response of Laminates to Implanted Delaminations," Advanced Materials Technology "87, SAMPE, April 1987, pp. 720-729.

7.8.1.2.9(b) Madan, R.C., "The Influence of Low-Velocity Impact on Composite Structures," Composite Materials: Fatigue and Fracture (Third Volume), ASTM STP 1110, T.K. O'Brien, Ed., American Society for Testing and Materials, Phil., pp. 457-475.

7.8.1.2.10 Walker, T., et al., "Tension Fracture of Laminates for Transport Fuselage - Part III: Structural Configurations," Fourth NASA Advanced Technology Conference, NASA CP-3229, pp. 243-264, 1994.

7.8.1.3(a) Ilcewicz, L., et al., "Advanced Technology Composite Fuselage - Program Overview," NASA CR-4734, 1996.

7.8.1.3(b) Walker, T.H.; Ilcewicz, L.B., Bodine, J.B.; Murphy, D.P.; and Dost, E.F., " Benchmark Panels," NASA CP-194969, August 1994.

7.8.1.3(c) Walker, T., et al., "Tension Fracture of Laminates for Transport Fuselage - Part I: Material Screening," *Second NASA Advanced Technology Conference*, NASA CP-3154, pp. 197-238, 1992.

7.8.1.3(d) Walker, T., et al., "Tension Fracture of Laminates for Transport Fuselage - Part II: Large Notches," *Third NASA Advanced Technology Conference*, NASA CP-3178, pp. 727-758, 1993.

7.8.1.3(e) Walker, T., et al., "Damage Tolerance of Composite Fuselage Structure," *Sixth NASA/DOD/ARPA Advanced Composite Technology Conference*, NASA CP-3326, 1996.

7.8.1.3.1(a) Poe, C.C., Jr., Harris, Charles E., Coats, Timothy W., and Walker, T.H., "Tension Strength with Discrete Source Damage," Fifth NASA/DoD Advanced Composites Technology Conference, Vol I, Part 1, NASA CP-3294, pp. 369-437.

7.8.1.3.1(b) Sutton, J., Kropp, Y., Jegley, D., and Banister-Hendsbee, D., "Design, Analysis, and Tests of Composite Primary Wing Structure Repairs," Fifth NASA/DoD Advanced Composites Technology Conference, Vol I, Part 2, NASA CP-3294, pp. 913-934.

7.8.2.1 Rhodes, Marvin D., Mikulus, Jr., Martin M., and McGowan, Paul E., " Effects of Orthotropy and Width on the Compression Strength of Graphite-Epoxy Panels with Holes," AIAA Journal, Vol 22, No. 9, September 1984, pp. 1283-1292.

7.8.4.1(a) Poe, C. C., Jr., "Fracture Toughness of Fibrous Composite Materials," NASA TP 2370, November 1984.

7.8.4.1(b) Nuismer, R. J. and Whitney, J. M., "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations," in Fracture Mechanics of Composites, ASTM STP 593, American Society of Testing and Materials, pp. 117-142 (1975).

7.8.4.1(c) Whitney, J. M. and Nuismer, R. J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," J. Composite Materials, Vol 8, pp. 253-265, 1974.

7.8.4.1(d) Llorca, J., and Elices, M., "A Cohesive Crack Model to Study the Fracture Behavior of Fiber- Reinforced Brittle-Matrix Composites," Int. J. of Fracture, Vol 54, pp. 251-267, 1992.

7.8.4.1(e) Lin, K. Y. and Mar, J. W., "Finite Element Analysis of Stress Intensity Factors for Cracks at a Bi-Material Interface," Int. J. of Fracture, Vol 12, No. 2, pp. 521-531, 1977.

7.8.4.1(f) Tan, S. C., "Notched Strength Prediction and Design of Laminated Composites Under In-Plane Loadings," J. of Composite Materials, Vol 21, pp. 750-780, 1987.

7.8.4.1(g) Poe, C. C., Jr. and Sova, J. A., "Fracture Toughness of Boron/Aluminum Laminates with Various Proportions of 0° and ±45° Plies," NASA Technical Paper 1707, 1980.

7.8.4.1(h) Poe, C. C., Jr., "A Unifying Strain Criterion for Fracture of Fibrous Composite Laminates," Engineering Fracture Mechanics, Vol 17, No. 2, pp. 153-171. 1983.

7.8.4.1(i) Waddoups, M. E., Eisenmann, J. R., and Kaminski, B. E., "Macroscopic Fracture Mechanics of Advanced Composite Materials," J. Composite Materials, Vol 5, pp. 446-454, 1971.

7.8.4.1(j) Chiang, C. R., "Inhomogeneity Effect on the Stress Intensity Factor," J. Composite Materials, Vol 21, pp. 610-618, 1987.

7.8.4.1.(k) Eringen, A. C., Speziale, C. G., and Kim, B. S., "Crack-Tip Problem in Nonlocal Elasticity," J. Mech. Phys. Solids, Vol 25, pp. 339-355, 1977.

7.8.4.1(l) Ilcewicz, L. B., Shaar, C., Kennedy, T. C., and Wilson, J. B., "Experimental Evidence of a Relationship Between Ultrasonic Wave Dispersion and Fracture," Engineering Fracture Mechanics, Vol 26, pp. 895-908, 1986.

7.8.4.1(m) Nakamura, S., and Lakes, R. S., "Finite Element Analysis of Stress Concentration Around a Blunt Crack in a Cosserat Elastic Solid," Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol 66, pp. 257-266, 1988.

7.8.4.1(n) Mar, J. W. and Lin, K. Y., "Fracture Mechanics Correlation for Tensile Failure of Filamentary Composites with Holes," Journal of Aircraft, Vol 14, No. 7, pp. 703-704, 1977.

7.8.4.1(o) Tsai, H. C., and Arocho, A. M., "A New Approximate Fracture Mechanics Analysis Methodology for Composites with a Crack or Hole," Report NADC-88118-60, 1990.

7.8.4.1(p) Aronsson, D. B., and Backlund, J., "Tension Fracture of Laminates With Cracks," J. Composite Materials, Vol 20, pp. 287-307, 1986.

7.8.4.1(q) Aronsson, C. G., and Backlund, J., "Damage Mechanics Analysis of Matrix Effects in Notched Laminates," in Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 907, pp.134-157, 1986.

7.8.4.1(r) Chamis, C. C., "Computational Simulation of Progressive Fracture in Fiber Composites," NASA TM-87341, 1986.

7.8.4.1(s) Chang, F. K., and Chang, K. Y., "A Progressive Damage Model for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," J. of Composite Materials, Vol 32, pp. 834-855, 1987.

7.8.4.1(t) Barenblatt, G. I., "The Mathematical Theory of Equilibrium Cracks in Brittle Fracture," Advances in Applied Mechanics (Edited by Dryden, H.L. and von Karman, T.), Vol 7, pp. 55-129, 1962.

7.8.4.1(u) Mazars, J., and Bazant, Z. P., Eds. "Strain Localization and Size Effects due to Cracking and Damage," Proceedings of France-U. S. Workshop held at E. N. S de Cachan, University Paris, Sept. 1988, Elsevier, London, U. K.

7.8.4.1.1 Swift, T., "Fracture Analysis of Stiffened Structure," Damage Tolerance of Metallic Structures: Analysis Methods and Application, ASTM STP 842, J. Chang and J. Rudd, eds., ASTM, pp. 69-107, 1984.

7.8.4.1.2(a) Bazant, Z. P., and Cedolin, L., "Stability of Structures: Elastic, Inelastic, Fracture, and Damage Theories," Oxford University Press, Inc., New York, 1991.

7.8.4.1.2(b) Bazant, Z. P., and Planas, J., Fracture and Size Effect in Concrete and Other Quasibrittle Materials," CRC Press, Boca Raton, 1998.

7.8.4.1.2(c) Sutcliffe, M. P. F., and Fleck, N. A., "Effect of Geometry On Compressive Failure of Notched Composites," Int. J. of Fracture, Vol 59, pp. 115-132, 1993.

7.8.4.1.2(d) Dopker, B., et al., "Composite Structural Analysis Supporting Affordable Manufacturing and Maintenance," Sixth NASA Advanced Technology Conference, NASA CP-3326, 1995.

7.8.4.1.2(e) Walker, T., et al, "Nonlinear and Progressive Failure Aspects of Transport Composite Fuselage Damage Tolerance," Computational Methods for Failure Analysis and Life Prediction, NASA-CP-3230, pp. 11-35, 1993.

7.8.4.1.2(f) Basham, K. D., Chong, K. P., and Boresi, A. P., "A New Method to Compute Size Independent Fracture Toughness Values for Brittle Materials," Engineering Fracture Mechanics, Vol 46, No. 3, pp. 357-363, 1993.

7.8.4.1.2(g) Riks, E., "An Incremental Approach to the Solution of Snapping and Buckling Problems," International Journal of Solid Structures, Vol 15, pp. 529-551, 1979.

7.8.4.1.2(h) Cairns, D.S., Ilcewicz, L.B., Walker, T.H., and Minguet, P.J., "The Consequence of Material Inhomogeneity on Fracture of Automated Tow Placed Structures With Stress Concentrations," Fourth NASA/DoD Advanced Technology Conference, NASA CP-3229, 1993.

7.8.4.1.2(i) Bazant, Z. P., and Chang, T. P., "Nonlocal Finite Element Analysis of Strain-Softening Solids," Journal of Engineering Mechanics, Vol 113, pp. 89-105, No. 1, 1987.

7.8.4.1.4(a) "Standard Practice for R-Curve Determination," ASTM designation: E 561-86, Volume 03.01 of 1988 Annual Book of ASTM Standards, c. 1988, pp. 563-574.

7.8.4.1.4(b) Tada, H., Paris, P.C., and Irwin, G., "The Stress Analysis of Crack Handbook," 2nd Edition, Paris Production Incorporated (and Del Research corp.), 226 Woodbourne Dr., St. Louis, Mi. 63105, 1985.

7.8.4.1.4(c) Erdogan, F., Ratwani, M., and Yuceoglu, U., "On the Effect of Orthotropy in a Cracked Cylindrical Shell," International Journal of Fracture, Vol 10, 1974, pp. 117-60.

7.8.4.1.4(d) Erdogan, F., "Crack Problems in Cylindrical and Spherical Shells," Mechanics of Fracture, Vol 3, Noordhoff International, 1977, pp. 161-99.

7.8.4.1.4(e) Graves, Michael J., and Lagace, Paul A., "Damage Tolerance of Composite Cylinders," Composite Structures, Vol 4, 1985, pp. 75-91.

7.8.4.1.4(f) Yahsi, O. Selcuk, and Erdogan, F., "The Crack Problem in a Reinforced Cylindrical Shell," NASA CP-178140, June 1986.

7.8.4.1.4(g) Ranniger, C.U., Lagace, Paul A., and Graves, Michael J., "Damage Tolerance and Arrest Characteristics of Pressurized Graphite/Epoxy Tape Cylinders," Fifth Symposium on Composite Materials, ASTM STP 1230, 1995.

7.8.4.1.4(h) Wang, J.T., Xue, D.Y., Sleight, D.W., and Housner, J.M., "Computation of Energy Release Rates for Cracked Composite Panels with Nonlinear Deformation," AIAA Paper No. 95-1463, in Proceedings of the 36th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 10-14, 1995.

7.8.4.2.2(a) Chai, H., Knauss, W.G., and Babcock, C.D., "Observation of Damage Growth in Compressively Loaded Laminates," Mechanics of Composite Materials, the Winter Annual Meeting of the American Society of Mechanical Engineers, Boston, 1983, pp. 329-337.

7.8.4.2.2(b) Bass, M., Gottesman, T., and Fingerhut, U., "Criticality of Delaminations in Composite Material Structures," Proceedings, 28th Israel Conference on Aviation and Astronautics, 1986, pp. 186-190.

7.8.4.2.2(c) Gottesman, T. and Green, A.K., "Effect of Delaminations on Inplane Shear Mechanical Behaviour of Composites," Proceedings of Mechanics and Mechanisms of Damage in Composites and Multi-Materials, MECAMAT, November 1989, pp. 119-132.

7.8.4.3.1(a) Kassapoglou, C., "Compression Strength of Composite Sandwich Structures After Barely Visible Impact Damage," J. Composite Technology and Research, 18, 1996, pp. 274-284.

7.8.4.3.1(b) Pavier, M.J., and Clarke, M.P., "Finite Element Prediction of the Post-Impact Compressive Strength of Fibre Composites," Composite Structures, 36, 1996, pp. 141-153.

7.8.4.3.1(c) Gerhartz, J.J., Idelberger, H. and Huth, H., "Impact Damage in Fatigue Loaded Composite Structures," 15th ICAF Conference, 1989.

7.8.4.3.1(d) Girshovich, S., Gottesman, T., Rosenthal, H., et al., "Impact Damage Assessment of Composites," Damage Detection in Composite Materials, ASTM STP 1128, J.E. Masters, Ed., American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1992, pp. 183-199.

7.8.4.3.1(e) Gottesman, T., Girshovich, S., Drukker, E., Sela, N. and Loy, J., "Residual Strength of Impacted Composites: Analysis and Tests," Journal of Composites Technology and Research, JCTRER, Vol 16, No. 3, July 1994, pp. 244-255.

7.8.4.3.1(f) Gottesman, T., Bass, M., and Samuel, A., "Criticality of Impact Damage in Composite Sandwich Structures,"

Proceedings, ICCM6 & ECCM2, Vol 3, Matthews et al., Eds., Elsevier Applied Science, 1987, pp. 3.27 - 3.35.

7.9.1.4 Whitehead, R.S., Kan, H.P., Cordero, R., and Saether, E.S., "Certification Testing Methodology for Composite Structures," Volumes I and II, Report No. NADC-87042-60 (DOT/FAA/CT - 86/39), October, 1986.

7.9.1.5 Sendeckyj, G.P., "Fitting Models to Composite Materials Fatigue Data," ASTM STP 734, 1981, pp 245-260.

7.9.2 A. Fawcett, J. Trostle and S. Ward. "777 Empennage Certification Approach," 11th International Conference on Composite Materials (ICCM-11), Gold Coast, Australia. July 14-18, 1997.

7.9.3.2.5 Trop, David W., "Damage Tolerance of Internally Pressurized Sandwich Walled Graphite/Epoxy Cylinders," MS Thesis, MIT, 1985.

第8章　可支持性

8.1　引言

可支持性（supportability）是完整设计过程的一部分，用以保证将支持要求结合到设计中，并规定在运行或有用寿命期中支持系统的后勤资源。支持的资源要求包括：为保证复合材料构件在预期寿命期间维持其结构完整性所需的技艺、工具、设备、设施、备件、技术、文件、数据、材料和分析。当飞机或产品的承载能力受到威胁（例如损失了设计的功能）时，必须以最低的代价迅速复原被损伤结构。客户的要求可能会支配设计组在整个设计过程中必须体现的维护原理、材料的可用性以及修理能力。因为对本章的主要贡献来自飞机工业，因此内容偏重于其具体的需要。然而，对于其他复合材料应用情况，其指导原则可能也还是有益的。

因为运输工具在其寿命期内的运行和支持费用日益增大，迫使人们选择并优化其设计，使可支持性达到最好。对于任何新武器系统或商业运输系统，寿命周期的费用常常是用户最关心的要求，其中包括研究和开发、购买、运行和支持、以及废弃的费用。通常，与设计改变所带来效益即可生产性（producibility）增强、运输工具可用性（availability）改善、以及运行和支持费用下降相比，其价值要远远超过短期的购买费用增加。如果在设计过程的初期不把可支持性结合到设计中，其直接结果会使航线利润受到损失和使战备状态时间减少。非可支持设计的标志包括昂贵的备件、过长的修理时间、以及非必须的检测等。

飞机的用户对飞机的维护，通常只限于飞机每日使用回场后、和在定期维护中进行。修理时间的限制在几分钟到几天之间。在每个情况下，含有复合材料构件的飞机用户都需要有耐久的结构，在其受到损伤时可用所可能的支持基础设施（包括技艺、材料、设备和技术数据）修理结构。

复合材料的设计通常进行设计剪裁，即确定符合应用情况的材料、铺层的取向、加筋概念和附件机构，而使性能极大化。这些高性能设计的可支持性通常较低，因为其应变水平增高、较少冗余的载荷路径、以及高度剪裁后的材料和几何特征。产品设计组应当集中注意改善可支持性的各种特性，包括修理材料与母体结构材料的兼容性、可用的设备和技艺、改善子系统的可接近性、以及延长复合材料修理材料的储存期等。应当选择能够抵抗固有或诱导损伤的（特别是分层、低速冲击和冰雹损伤）结构元件和材料。可支持性的特征的每一增强，都来自清楚了解飞机运行和维护环境及相应要求与特性的设计人员。其他设计考虑也对可支持性有影响，包括耐久性、可靠性、损伤容限和生存力。可支持的设计实际上综合了为提供高品质（性能、低成本和可用性）产品所需的所有这些要求、准则、和特性。

本节用于帮助一体化的产品团队开发具有可支持的产品，其中包括5个基本章节：(1)概述——的总体介绍可支持性这一章；(2)考虑可支持性的设计——为设计师提供设计准则、指南和检测清单，以保证得到可支持的设计；(3)支持的实现——确定并证实为保证成功执行任务所必须实现的可支持性关键原理；(4)金属结构的复合材料修理——对标准的金属修理方法提供另一些可供选择的替代方法；(5)后勤要求——确定为维修支持结构所需要

的支持资源。每节都给设计师和使用者提供了可支持性的数据和所获得的经验，以降低拥有飞机的代价，并改善飞机的可用性。MIL-HDBK-17的所有其他各节也讨论了设计可支持的构件所需要的细节。第一卷的各节包括了材料和结构试验、材料类型和性能、以及连接类型；在第三卷中，包括了（会影响可支持性）补充决策所需要的材料和工艺、质量、设计、连接、可靠性等信息以及所获得的经验。

8.2 考虑可支持性的设计

8.2.1 使用的经验

要设计出可靠而费效比高的设计细节，首先要了解复合材料结构的历史。就今天所知，复合材料是在1960年代的早期引入商用飞机工业的，主要使用玻璃纤维。更加先进的纤维如硼、芳纶和碳纤维的发展，为增加强度、降低重量、增进抗腐蚀能力、和具有高于铝的抗疲劳能力提供了可能性。这些通常称为先进复合材料的新材料体系被逐渐小心地引入工业界，以保证其性能。

早期第一批简单构件如机翼扰流片和整流包皮的成功应用，使得先进复合材料被应用于在更复杂的构件如副翼、襟翼、发动机短舱、和方向舵。由于复合材料的比刚度与比强度大于铝，加之因为燃油短缺促使对重量的苛刻要求，导致了其在薄蒙皮夹层结构中的应用。原先设计这些复合材料构件时，没有充分考虑原先铝构件的长期耐久性要求。与此同时，出现了一些不同于传统铝结构的新的复杂损伤现象，诸如分层和微裂纹等。

这些早先的复合材料构件，特别是薄面板的夹层板，遇到了3类耐久性问题：低冲击阻抗、流体浸入、和腐蚀问题。这些构件或者是操纵面、或者是次要结构如固定的后缘壁板，因而其着重点是重量和性能，其蜂窝夹芯构件的面板通常只有三层或者更少，并带有一层聚氟乙烯薄膜。这种方法对刚度与强度是适当的，但从未考虑过在构件上滑动、掉落工具的服役环境，也没有考虑维护人员常常并不了解薄蒙皮夹层构件易碎的问题。由于是薄面板，所以常常很容易用目视检测发现这些构件的损伤，如芯子压碎、冲击损伤和脱胶。但是，因为维修人员不愿意推迟飞机起飞或者害怕别人注意到其发生的事故（这会在其表现记录上反映不好），这些损伤有时被忽略了，或者构件被维修人员损坏了。因此，有时未检出损伤，并常常因为流体浸入芯子而造成损伤扩展。非耐久的设计细节（例如，不适当的芯子边缘收口）也会导致流体的浸入。

流体浸入构件的修理方法可能因流体不同而异；流体中水和Skydrol（液压油）是最普通的情况。除非已经清除了构件中的全部水汽，否则，在固化过程中水会在修理的构件中形成附加的损伤。大多数修理材料体系都在水的沸点温度以上进行固化，这可能引起截留水分处的蒙皮-芯子界面脱胶。因此，在进行任何修理以前，通常都包括了芯子干燥循环。某些操作者还采取额外的步骤，把损伤而未修理的构件放入热压罐干燥，以预防在修理固化过程中出现任何附加的损伤；这样做是为了确保只需要对构件修理一次。而Skydrol液压油则有另外的问题，一旦夹层构件的芯子达到饱和，几乎不可能完全清除Skydrol液压油；即使在固化中构件也继续渗出流体，这样，胶接面将被玷污而不能完全粘接。这里极力推荐把去除被污染的芯子和胶粘剂作为修理过程的一部分。

人所共知，复合材料的防磨蚀能力低于铝材料，因此，通常避免将其用于前缘表面。

然而，复合材料已经被用于几何上很复杂的区域，但一般都带有防磨蚀涂层。某些防磨蚀涂层的耐久性和可维护性是远不理想的。另外一个不太明显的问题是，如果曝露在气流中，舱门和板件的边缘可能会被磨蚀。这种磨蚀可以归因于不适当的设计或安装/配合。另一方面，与复合材料构件接触或在其邻近的金属结构可能由于以下原因而出现腐蚀损伤：

- 不适当地选择铝合金
- 在组合或结合时金属构件防腐密封剂受损
- 密封剂不足和/或梁、肋和配件缺少玻璃纤维布隔离层

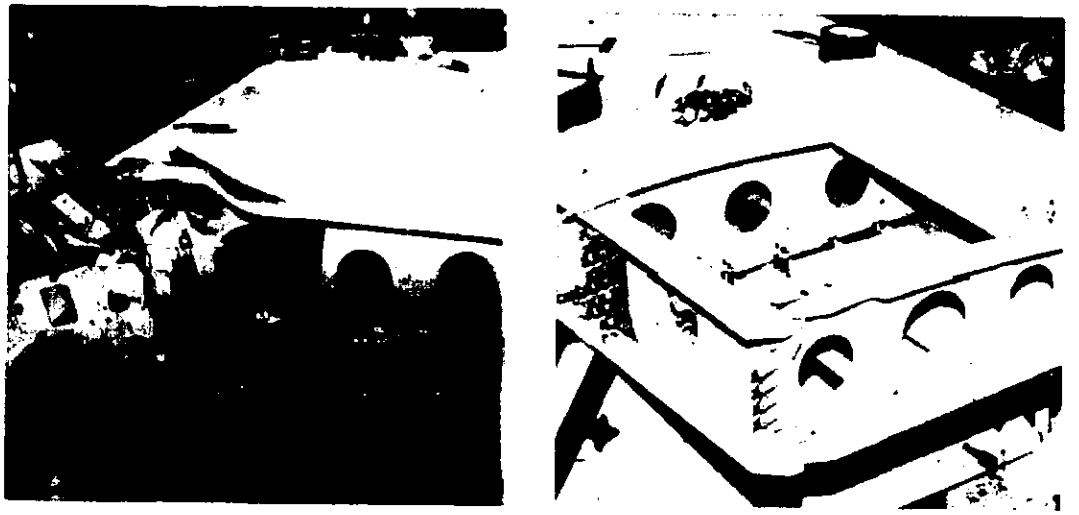
就整体而言，极难估计操作人员在复合材料结构方面的经验。在一项操作人员调查所提供的回答中，从薄蒙皮夹层结构的有关恐怖传说，到厚蒙皮夹层板或实心层压板主结构的显著成功都有，这取决于其对复合材料的应用情况。某些可用的事实和数据，是介入NASA赞助的先进复合材料能量效率计划（ACEE）的构件操作人员所给出的详细报告；ACEE计划支持了一些复合材料构件的设计和制造，例如B727-200的升降舵以及B737扰流片与水平安定面。这5个安装使用的B727升降舵已经累积了331 000小时和189 000循环以上的经验；108个B737扰流片已经累积了2 888 000小时和3 781 000循环以上的经验。5个安装使用的B737水平安定面（包括层压板抗扭盒和夹层肋），到1995年5月已经积累超过了133 500飞行小时和130 000起落。由这些构件收集到的服役曝露数据表明，没有发现任何耐久性或腐蚀问题。一架装有ACEE安定面的B737-200飞机在19 295个飞行循环和17 302个飞行小时后退役，波音公司获得其一个安定面后进行详细的拆卸检测，发现这个安定面处于良好状态，没有疲劳损伤，所发现的腐蚀是铝后缘接头某些紧固件孔的细小蚀斑，并发现这是由于紧固件的密封被破坏所致。已经对这些727升降舵和其余的737水平安定面进行了几项成功的修理，后者仍然在服役之中。

这些ACEE构件的成功服役，部分要归功于负责开发工作的一体化团队。B727夹层结构升降舵和B737加筋蒙皮结构水平安定面的一体化团队，在开发计划中都考虑了可维护性问题。他们设计了修理和检测的计划，同时作为NASA合同义务的一部分，为每个构件编制并发布了维护计划手册。而作为一体化团队核心成员的一些航空公司，联合航空公司为10个B727升降舵，Delta和Mark Air为5个安装使用的B737安定面，准备了这些文件。如上面所述，这些构件都已有损伤，并按照为其设计的修理计划进行了修理。在所有这些例子中，都是在飞机上就地满意地进行了修理工作。

在1980年，对安装在Air France A300飞机上使用的22个减速板/扰流片（14个用碳/环氧带制造，而8个用碳/环氧织物制造），启动了一项使用评估工作，目前仍然在继续之中。在服役寿命期间，在飞机上和试验室内进行了无损检测（目视和超声）。有13块减速板现仍装在飞机上，而七块已经退出服役供试验确定其刚度与剩余强度。在1995年11月，这些构件已经累积了405 698飞行小时和236 588个飞行循环。服役时间最长的构件已经累积了32 069飞行小时和16 802飞行循环。设计了用螺栓连接的修理（临时修理用金属补钉，而永久修理用复合材料预固化的补片）。已经对两个构件进行了修理，用盲钉阻止了制造中产生的蒙皮-肋脱胶。由于防护设施被破坏而在装配中没有恢复，在铝（7075）梁的中央装配连接处发现有一些小腐蚀斑。在计划的早期对后缘作了修改，把橡胶元件换成了实心碳元件。

作为厚实心层压板结构的成功例子，，ATR 72机翼外翼盒自1989年投入服役以来已累积了1 429 539个飞行循环和1 163 333个飞行小时。服役时间最长的飞机已经积累了23 343

个飞行循环和14 988个飞行小时。服役记录很好，只有一次意外损伤的报告：即有一架飞机以25 km/hr（15 miles/hr）的速度撞上了机库大门；用螺栓连接的碳/环氧和金属补钉修复了复合材料机翼的外翼盒（见图8.2.1(a)），同时由于出现永久变形，更换了中央翼盒的所有金属构件。有一个飞机上蒙皮的前缘外层出现了腐蚀，因此在设计中引入了一个倒角，没有其他问题的报告。



a） 损伤的ATR 72碳机翼外翼盒碳前梁和碳机翼蒙皮　　b） 在修理机翼蒙皮之前修理的碳梁

图8.2.1(a) 严重受损情况的ATR 72机翼修理

已经证明了生产的碳/环氧夹层构件（例如后缘壁板、整流罩、起落架舱门、以及整流包皮）对减重、分层阻抗、改善疲劳特性、以及腐蚀防护方面的作用。某些构件的不良服役记录可归因于其易碎性、含有非-耐久的设计细节、不良的加工质量、面板的多孔（厚度不够）、以及安装不好或紧固件密封不好。很多设计问题是由于没有从发展计划如NASA-ACEE中所得到足够的技术转移；很多复合材料飞行控制件和次结构板设计中没有考虑到复合材料的适用性和服役环境，其结果，很多构件是针对重量有效的夹层结构形式设计的，面板只有2-3层厚，不仅构件的损伤阻抗能力不好，而且难于对流体实现密封。

易碎性是薄面板夹层结构面临的很大问题，但对于尺寸厚的主结构（夹层结构或实心层压板）例如尾翼和机翼的抗扭盒和机身，这个易碎性问题就不太严重。例如，波音B777的厚蒙皮和空中客车系列的复合材料尾翼主抗扭盒、美国空军B-2机翼和机身、ATR 72、美国空军F-22、美国海军F/A 18、和RAF/Royal Navy/US海军AV8B猎兔犬的外机翼翼盒，其损伤阻抗都比目前正使用并仍继续服役的大量轻型夹层结构飞行控制面和次结构件大得多。除了这些高损伤阻抗的主结构构件，最新的空中客车和B777飞机已经应用了改进的轻型复合材料结构设计；但是，因为他们具有最小的厚度，主要采取夹层结构形式，因此在服役中仍比主结构件更易受到损伤。

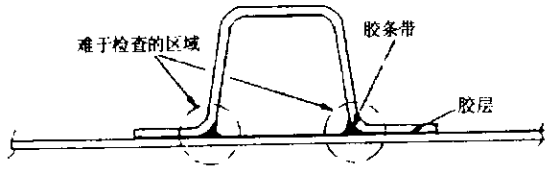
8.2.2 可检性

在复合材料结构件设计过程中，应当考虑制造商和客户都可能使用的检测方法。制造

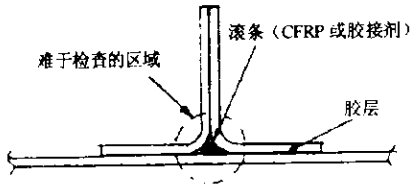
商在复合材料生产过程中可用的典型无损检测（NDI）方法有：目视检测、超声穿透法（TTU）、超声反射法、X-射线、和其他先进的NDI方法如增强的光学图象和热成像方法。大多数航空公司和军方运营者使用目视检测，辅以机械的（即某些形式的敲击试验）和电子的（即脉冲-回波和低频耦合试验）手段，来确定损伤的位置。由于目视检测的显著优点，在设计阶段应当对所有的构件（无论是关键的主结构件或次要的结构例如整流包皮）准备完整的外部和内部通路，以便目视检测。如果目视检测表明可能有损伤，则可用更完善的检测技术提供更正确的损伤评定。可以在第8.3.1节找到另外的建议。

8.2.2.1 一般设计指导方针

无论对具体的构件选择层压板加筋蒙皮还是夹层结构形式，每类结构形式都有其可检性的问题。例如，使用帽形加筋条来加强层压板蒙皮时，虽然从结构的观点这样非常有效，但这在蒙皮和加筋条处形成了用任何方法都难于检测的三个区域（图8.2.2.1(a)，截面(a)）；而另一方面，刀形加筋条就只有一个难于检测的区域（图8.2.2.1(a)，截面(b)）。帽形加筋条的胶带条和刀形加筋条的滚条，造成了这些检测困难；这些区域在制造过程中难于检测，由于对内表面的接近受限，运营者在检测时就更加困难了。



(a) 闭合的帽形加筋构型



(b) 刀形加筋构型

图8.2.2.1(a) 层压板蒙皮加筋设计中难于检测的区域

在检测夹层结构形式的封闭区域、检测已被夹层结构蜂窝芯子吸附的流体、检测面板脱胶、检测泡沫芯和检测芯子内的损伤时，存在一些困难。另外，运营者在检测加筋条或框架与夹层构件内面板的胶层时也有困难（图8.2.2.1(b)）。当飞机运营者被迫使用一些主观的检测方法即敲击试验方法时，其缺点是缺少有关损伤大小和严重性的认识，这对运营者是个重大的问题。同时尽管夹芯结构形式从性能的角度看是非常有效的，但却往往是易碎的，容易受到损伤且难于检测。有趣的是，某些运营者从修理的观点看喜爱夹层结构甚于层压板加筋蒙皮，但最后都对夹层结构耐久性和检测问题感到失望。

大多数复合材料结构件都含有金属配件或具有与金属构件的界面，希望保证能够目视检测这些金属构件的腐蚀和/或疲劳裂纹情况。此外，如果相配合的是铝材料金属构件，重要的是能够检测其是否因与碳纤维接触而出现可能的电化学腐蚀问题。这就需要卸除配合表面处的紧固件，因此，在这样的场合不应用盲紧固件。应当尽量少用钛的盲紧固件，因

为，如果安装了这些紧固件，就几乎不可能进行检测来检验安装的正确性；当修理或更换一个构件时也很难将其拆下。

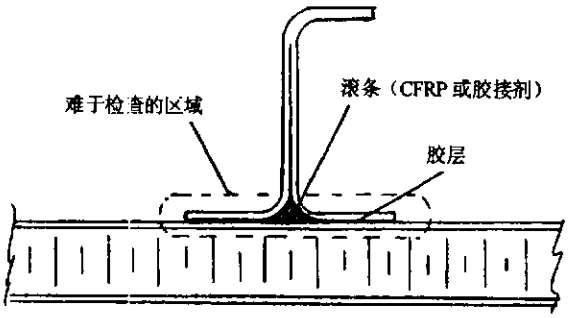


图8.2.2.1(b)　夹芯结构构型中难于检测的区域

8.2.2.2　检测的可达性

不应该为了能进行检测而把复合材料结构部件设计成可拆卸的。可能难免某些分解的情况，但应当保持为最少。这不仅降低运营者的维护负担，还将减少飞机无法服役的时间。

所有复合材料部件的设计都应当保证对其外表面的目视可达性，而无需从飞机上拆卸任何零件（包括口盖壁板）。在某些情况下，可能必须拆卸一些整流壁板，例如水平安定面-机身整流板，以接近安定面蒙皮-机身肋处的连接接头，或梁-中央段的接头。

进行一项内部检测就意味着要拆下可拆卸零件（例如检测孔板或口盖）而达到目视可达性。必须通过梁和肋上面的检测孔检查具有肋、梁和长桁的抗扭盒，达到完全的目视可达性。检测孔的设计应使得维护技术人员能够通过手电筒和镜子，目视检测所有的内部结构。还必须具有对关键连接或固定接头的可接近性，以便拆下这些地方的销子，检测销子和孔。

8.2.3　材料选择

8.2.3.1　引言

第三卷第2章提供了对先进复合材料的深入评价。第2章所介绍的每种复合材料都为设计者提供了优于金属材料的性能与成本，然而，如果在设计部件时只专注于部件的力学性能和热性能，而没有考虑将在何处使用这部件以及当有损伤将如何进行修理的问题，则就不能体现出这些好处。设计者的目标必须是，使设计的部件既是损伤容限的和损伤阻抗的，又是易于维护和修理的。本节将为设计者选择材料体系提供指导意见。

8.2.3.2　树脂和纤维

选择树脂时，重要的是了解树脂体系将用于何处、树脂体系必须如何加工处理、其存储期和贮藏要求、以及是否与周围的材料兼容。表8.2.3.2介绍了一般的树脂类型、其工艺条件和在可修理性方面的优点和缺点。可以在第2.2节找到关于这些材料的深入评价。

关于复合材料结构可用的纤维，参见第2.3节。

就可支持性而言，应当选择最少种类的树脂体系和材料规范。这样将减少贮藏、存储期限制、和库存控制等后勤问题。

8.2.3.3　产品的形式

第2.5节中给出了关于可用复合材料的产品形式详细介绍。

修理复合材料零件的目标是使其恢复原先具有的性能，同时使费用和重量的增加为最小。因此，在选择材料体系时应考虑不同形式产品对修理的难易程度。图8.2.3.3显示了各种产品形式对修理的相对难易程度。

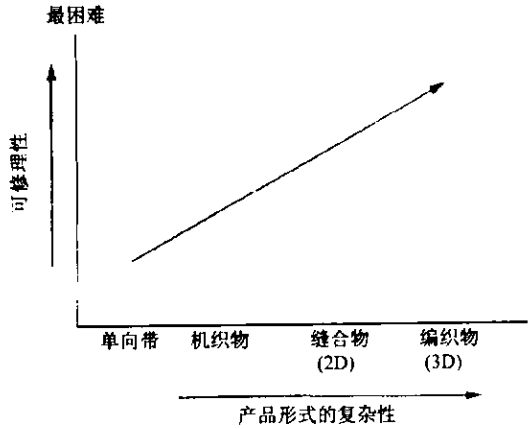


图8.2.3.3 产品形式的修理难度

表 8.2.3.2 与树脂类型有关的可支持性问题

树脂类型	固化温度范围	压力范围	工艺选择	支持性优点	易修理性	损伤阻抗	支持性缺点
环氧树脂-未增塑	RT-180℃ (350°F)	真空到690kPa (100 psi)	热压罐，压机，真空袋，树脂传递模塑	挥发物少，低温处理，可用真空袋	好	差	存储时间有限
环氧树脂-增塑	RT-180℃ (350°F)	真空到690kPa (100 psi)	热压罐，压机，真空袋，树脂传递模塑	挥发物，低温处理，可用真空袋	好	好	存储时间有限
聚酯	RT-180℃ (350°F)	真空到690kPa (100 psi)	与环氧树脂相同	易于加工，用高温迅速固化，费用低	很好	好	高温性能差,健康问题（苯乙烯）
酚醛塑料	120-180℃ (250-350°F)需后固化	真空袋到690kPa(100psi)，低压导致高空隙含量	热压罐，压机模塑		差	差	固化时产生水汽，高温固化/后固化，空隙含量高
双马来酰亚胺（BMI）	180℃(350℉)需要200-260℃ (400-500°F)后固化	310-690 kPa (45-100 psi)	热压罐，压机模塑，RTM	比聚酰亚胺低的加工处理压力	差	差	高温加工处理
聚酰亚胺	180-370℃ (350-700°F)需后固化	590-1400+ kPa (85-200+psi)	热压罐和压机模塑		差	差	成本，胶粘剂可供性，高压力
结构热塑性	260℃ + (500°F +)	真空袋到1400kPa (200psi)	热压罐和压机模塑	可再次成形	差	很好	高温加工处理

8.2.3.4 胶粘剂

表8.2.3.4说明了将胶粘剂用于修理时的有关问题。

表 8.2.3.4 修理胶粘剂的有关考虑

考 虑	回 答
性 能	胶粘剂体系必须能够通过一个补片材料传递结构载荷、热力载荷、声学载荷再传回母体结构。这个胶粘剂体系还必须能在运输工具的包线范围（即存在液压油、燃，污垢和振动-噪声条件）内工作，并传递这些载荷。
服役使用温度	运输工具寿命期内结构表面的最大工作温度。排气段和前缘通常在比周围区域高50-500%的温度下工作。表面准备方法、胶粘剂的底胶、固化的工艺剖面、热沉（heat sinks）和涂层与处理，全都可能影响结构的最大温度和相应的修理。
与表面准备技术的相容性	表面准备可能是任何一种措施，从不进行任何处理，到包含有混合底层系统的电化学侵蚀表面。此外，表面可能被弄脏、含有氧化物、碳氢化合物或水汽、或者不能够与胶粘剂形成良好的化学结合。
浸湿性	胶粘剂流经整个修理表面的能力。改善树脂的浸湿性可以减少贫脂的区域并相应降低孔隙度，使胶结面保持在允差内，一般会形成较可靠的胶结。
胶接面的孔隙率	不加外部压力（即真空袋）进行固化，会增大截留固化过程所形成的挥发物可能性。按正确的顺序加热和加真空/压力将使孔隙率为最小，并因而提供较好的胶接。
修理区域温度差异的允差	所有修理区域具有变化的热量密度（子结构，补片铺层递减），这在胶粘剂固化过程中形成大范围的温度差异。能够在广大温度范围内固化良好的胶粘剂就比较适合于修理使用。此外，在修理过程中只有一小部分结构区域被加热，而其他结构区域仍然保持为周围环境温度，可能低达-23°C（-10°F）或高达82°C（180°F）。
在周围环境温度下的外置时间	在固化开始以前，修理需要有长时间进行组装。如果胶粘剂能够在周围环境温度下在数小时内处于稳定与完全融化的状态，就将得出较好而更可靠的修理。
胶结面的厚度允差	均匀的胶结面能形成最好的载荷传递介质。要在波形和铺层不连续的结构上保持均匀的胶结面厚度是困难的。对3-15 mil的胶接面有良好表现的胶粘剂，将得到最好的修理性能。
固化时间	理想情况下，固化时间应当尽量短，以减少飞机的停飞时间。能够以2.7-4.4°C/min（5-7°F/min）速率加热并在固化温度下停留2小时以下的胶粘剂是最好的。
固化压力	在修理应用情况下，只能用大气或机械的压力对补片进行压实。因为热压罐和相应的工具不易得到及部件难于拆卸，所以，真空袋或机械夹钳就是可选的加压装置。
固化温度	修理应用的惯例是，使用一种能够满足所有性能约束又具有最低固化温度的胶粘剂。随着温度增大，可接受的固化允差会下降。此外，大多数热粘接控制单元是控制上温度限，所以固化温度的变化应当是+0和-22°C（-40°F）。
在周围环境温度下的可存储性	因为很多材料必须冷藏以使交联效应为最小，在周围环境温度下具有外置时间的胶粘剂就更适合于环境修理的应用。此外，某些修理设施还缺乏需要的冷存储设备而必须依赖临时的冷存储方法，例如冰冷设备或直接从分配中心及时供应修理材料。

8.2.3.5 可支持性问题

表8.2.3.5提供了材料支持性的一系列问题，供考虑。

表 8.2.3.5 材料的支持性问题

问 题	对支持的影响
只用热压罐固化	在外场或小修理场站情况下，没有设备可用 为了修理必须拆卸并分解构件
压机固化	在外场或小修理场站情况下，没有设备可用 为了修理必须拆卸并分解构件
高温固化	在飞机修理时损伤到周围的结构 为了处理高温问题需要防护设备
运输	干冰包装的要求可能有问题
需要冷藏存储	在外场或小修理场站情况下，没有设备可用

8.2.3.6 环境的有关问题

- 健康与安全——先进复合材料有一些公认的危害。知道这些危害，人们就可避免曝露其中以防护自己和他人。重要的是要研读并理解材料安全数据表（MSDS），并正确处理所有的化学物品、树脂和纤维。有关进一步的信息，参见SACMA出版物“先进复合材料的安全处理”（文献8.2.3.6）。
- 碎片与废料的废弃——选择材料时必须考虑碎片和废料的废弃问题。应当按照联邦、州和当地法律规定的碎片和废料的废弃办法。关于如何废弃未固化的材料，见第8.2.5.6节。

8.2.4 损伤阻抗、损伤容限和耐久性

在正常工作条件下，预计构件会受到不同来源（例如维护人员、工具、跑道碎片、服务设备、冰雹、雷击等）的损伤。在初始的制造和装配中，这些构件可能遭到同样或类似的情况。为了减少这些可以预计的损伤，大多数复合材料构件都设计成具有特定的损伤阻抗、损伤容限和耐久性指标。本节将讨论这些设计标准是如何影响可支持性的。（理想情况下，一个可支持的（Supportable）飞机结构必须能够承受合理水平的损伤事件，而不至于引起高昂的翻修或停飞。可承受性（Sustainability）则定义为在这些事件后没有显现损伤并具有所需要的剩余强度与刚度能力。）

8.2.4.1 损伤阻抗

损伤阻抗用于度量某个损伤事件的力或能量与其所造成损伤大小及类型之间的关系。在一个给定的事件中，具有高损伤阻抗的材料或结构所招致的物理损伤较小。对于复合材料飞机结构，修理工作是以可见度为基础的，因此，如果这个损伤不是可见的，就不需要进行修理。因此，为了减少修理工作，损伤阻抗的水平应使在高敏感区内的低冲击能量5.42J（4ft-lb）损伤是不可见而可以忽略的。可以按照对损伤敏感度的高低和对剩余强度与刚度的要求将结构进行分区，来达到这个要求。在定义这个要求时，涉及到结构的类型（主结构或次结构）、构型方法（夹层结构或实心层压板）、以及结构是可拆卸或非可拆卸的等因素。在实际中，损伤阻抗是可支持性的一个关键设计参数，特别是薄蒙皮的构件。关于损伤阻抗更详细讨论，参见第7.5节。

增加层压板厚度、或者采用密实的芯子的夹层结构，也许可改进损伤阻抗。然而，可见度的降低可能导致不可见损伤的增加，在损伤容限中必须考虑这问题。选择具有高应变

能力的增强纤维也可能改进损伤阻抗。此外，选择增塑的基体材料可能显著增强损伤阻抗。选择把整体加筋板覆盖在蜂窝夹芯上的构型，将得到损伤阻抗较高的构型，因为与夹层结构相比其蒙皮厚度通常更厚而冲击能量则被整体加筋板的弯曲作用所吸收。夹层结构的另一个可支持性障碍，是冲击损伤后水分会浸入夹层板结构之中。

改善损伤阻抗的其他事项包括，在单向带外边包一层织物布作为最外层，来防止擦伤、磨损、冲击软化，并在钻紧固件孔时减少纤维的断裂。不应当将层压板的边缘直接曝露在气流中，这样可能造成分层。为了避免分层，可以采用不浸蚀的边缘防护、可更换的磨损材料、或者把板的前缘压在其前面相邻板的后缘下面。

对易于受到高能雷击的区域，应当利用可以更换的导电材料，对翼尖和后缘表面提供保护，同时要能容易接近到所有导电路径的连接。

8.2.4.2 损伤容限

结构构件的损伤容限是个尺度，用以度量构件在带损伤时仍能在所需载荷下维持功能及足够的剩余强度与刚度的能力。在飞机设计中，损伤容限是个安全性问题，但这也影响到可支持性。一个真正的损伤容限结构将需要有大范围修理的能力，尽管这可能不是经常发生的；另一方面，一个只能容许小规模损伤的结构，则将需要频繁的修理工作。

损伤容限是通过降低在损伤和强度/刚度关键区域的许用应变水平，和/或提供多个载荷路径而达到的。对于民用飞机的复合材料构件，要求结构在带有小于或等于任何目视可见损伤尺寸时能够承受设计极限载荷。因此，设计者必须确保对表面损伤有很高阻抗的结构，对于隐藏的损伤也是损伤容限的。较大的损伤对剩余强度要求较低。有关的更详细讨论，参见第7.8节。

除了安全裕度接近于零的区域，复合材料结构能够容许比可见损伤大的损坏，并仍能承受极限载荷。如果构件制造商提供出允许损伤大小的示意图，就有可能减少修理的次数。这个示意图必须包括静载荷的影响，还要包括耐久性的和功能的要求。

8.2.4.3 耐久性

结构耐久性是结构在整个服役寿命期内维持其强度与刚度的能力。一般而言，结构耐久性与维护的费用成反比。一个耐久的结构在其服役寿命期内不会招致过多的维护费用。按照损伤阻抗设计的复合材料结构将具有优异的耐久性，因为与金属相比，碳纤维复合材料具有优异的抗腐蚀特性（假定没有电化学腐蚀）和疲劳特性。

在复合材料中，重复机械载荷导致的疲劳损伤通常起始于层压板边缘、缺口、和应力不连续处的基体材料裂纹，然后可能发展成层间分层。部分是由于损伤容限和修理的要求，当前设计的结构中其许用应变水平较低，疲劳载荷通常低于可能引起广泛基体开裂的程度。紧固件孔的周围是个例外，如果在该处挤压应力高，孔的拉长可能导致螺栓的疲劳破坏和内力重新分配，造成其他异常情况。因此，良好的可支持性设计应当以低挤压应力为特征（参见第6.3.2.3节）。可以在第7.6节找到有关耐久性的一般讨论。

8.2.5 环境适应性

聚合物基复合材料在设计、修理和维护等很多方面都受到环境标准和规则的影响。很多人直到要正确处理有害废料时才考虑环境适应性问题，这当然是个重要的因素，但这绝不是要考虑的唯一因素。事实上，在我们考虑处理有害废料之前，已经错过了在一开始就

大量减少废料产生的机会。在有害废料产生以前就设法将其减少，这个概念就是污染防治；可以早在初始设计阶段就启动这项污染防治工作。这样，在整个寿命期内处理修理和维护构件所产生的有害废料时，就可极大节省所需的劳力、经费和文书工作。本节将指出在设计和修理设计阶段要考虑的一些要素，以推进真实寿命期内的污染防治。

8.2.5.1 取消/减少重金属

在镀层和各种处理中需要的重金属，不仅在制造过程中有环境适应性的困难，同时每当需要清除、修理和更换镀层时，都提出另外的难题。铬酸阳极化处理的传统要求影响到大多数金属构件，但是，在聚合物基复合材料也遇到了相似的问题。典型的麻烦来源包括镀镉的紧固件和铬酸盐密封剂与底层涂料。当设计者在指定设计材料时，除了费用与质量还同时要考虑环境适应性，我们也许可以在一开始就取消使用这些材料。

目前已有非铬酸盐的密封剂与底层涂料可用，同时已经开始了研究和发展工作，以评估其对军用飞机长期使用的适应性。由于减少了有害的废料和减少了人员在有害材料中的曝露，在一个构件设计中规定使用非铬酸盐密封剂，将有利于整个寿命周期。

8.2.5.2 关于除漆要求的考虑

在设计聚合物基体复合材料构件过程中，必须考虑涂层的清除问题。对于大多数聚合物基复合材料，化学除漆剂是不可接受的，因为其活性成分既侵袭有机的涂层也侵袭基体材料。研磨除漆技术，如塑料介质喷丸（plastic media blasting），对聚合物基复合材料是成功的，但其应用可能受到底板厚度和特定表面处理或涂层类型的限制。在制造中考虑除漆技术，可能只表现为对设计的较小改动，但在构件寿命循环的维护工作中却获得重大节省。

8.2.5.3 修理材料的存储期和存储稳定性

废物中的大部分是不能在其使用期内用完的材料。在最坏情况下，其中的某些材料被采购、安放在架上、然后被当作有害废料处理，而从未被送到修理中心；最好情况下，他们被存放在一些在被开启的容器内，但没有在存储期限内用完。以下是可以通过设计指令使废物最少的途径：

- 规定通用材料——如果材料是专门用于某个飞机或构件时，维修人员很难“用完”这材料。在很多情况下，材料制造商规定了其产品的“最低购买量”，即使只需要一品脱也规定至少购买几加仑材料。这些多余的材料常常就被放在架上，直到其不再可用而送去报废处理。可以规定只使用库存目录中已有的材料，或者，使用各类型构件广泛采用的材料，使这个问题得以缓解。
- 规定长存储期的、和/或室温存储的材料——显然，如果产品的存储期越长，同时对存储的限制条件、处理和运输要求越少，则在到达存储期前将材料消耗的机会也越大。设计者应当认识到，即使这些材料可能略微昂贵一些，或者，可能不是这产品制造中所选的材料，也可能很适于进行修理和/或维护。

8.2.5.4 清洁要求

进行清洁是形成有害废物的一个主要维护过程。构件的结构常常确定了这个构件可选的清洁方法。以前使用的很多清洁过程利用了消耗臭氧的溶剂和其他有害化学物质，现正在被水性的清洁过程所取代。如果一个构件的结构关心水的浸入问题，则对此构件采用水性的清洁方法也有问题。用溶剂进行清洁的要求成了维修者的一个沉重负担——当对环境

的限制更严格时，这情况更加严重。使设计的构件能容许进行水性清洁，这将简化整个寿命循环中的维护要求。

8.2.5.5 无损检测要求

对构件进行无损检测通常需要进行清洁和除漆（结果形成有害废物），否则是不需要除漆的。通常，无损检测要求是在设计阶段确定的，并在整个寿命循环中保持不变，无论在检测中是否曾经发现有缺陷。周期性地回顾检测要求，这将有机会取消那些无价值的额外检测要求，从而节省金钱、时间，减少有害废物的产生。

8.2.5.6 寿命结束时的废弃考虑

与金属结构情况不同，还没有广泛分布的市场来等待购买废弃飞机的复合材料。已经有些先行者正在探索这些材料的使用问题。设计者应当与这些先行者保持接触，以便一旦发现某些聚合物复合材料的市场，就在选择设计材料时加以考虑。

生物-环境工程师认为，在切割和修整碳纤维层压板时机械加工中所产生的微粒是有害的粉末。美国政府与工业卫生学家会议（ACGIH）于1997年修订了TLV（门槛限值）范围，为复合材料工人规定了宽松的复合材料纤维/粉尘曝露限值。过度的曝露将需要使用经过NIOSH-检定的、带HEPA过滤器的呼吸器。复合材料和胶粘剂中使用的树脂可能引起某些工人的皮肤过敏，因此，应要求使用无硅/无毛絮的手套。这也保证了层压板上没有污染物。

在废物分析中，认为未固化的预浸料和树脂是有害的材料。在废弃材料的碎片前，应当将其固化，以使树脂惰化并减少有害材料（HazMat）的处理费用。重要的是，要保证把含有碳纤维的材料碎片进行（非焚烧的）掩埋；通过树脂烧蚀而烧焦的散小碳纤维可能危害呼吸，并形成一种电气公害。

8.2.6 可靠性和可维护性

结构的可维护性是通过设计阶段建立检测和维护方案来实现的。应当根据结构的方法、构型、材料选择等，由具有结构性能和运行特性全面知识的设计者评定结构是否可维护。在评定中将包括的要素有，建立一个从开始到结束的终身检测方法、技术、防护方案、和规定维护中的检测间隔。

8.2.7 互换性和可更换性

可以用各类方法进行复合材料结构的维修，这取决于所选择的支持计划和维护概念。必须确定的首要设计考虑之一，是易于用该方法来修理结构的损伤铺层。不能轻易从飞机上拆下大型的整体结构元件，例如机翼蒙皮壁板，因此，必须就地进行修理。然而，很多壁板是可以拆卸的，因此可以用一个新壁板来更换损伤的壁板。

易于维护可能对设计和周围的结构有直接的影响。在设计过程的早期建立维护的概念，可以在设计定型以前作一些折衷调整，这样将对飞机运营者提供更多的维护选择，并将提供使用率更高的飞机，执行其设计的功能。

可拆卸壁板的设计，可能对维护的难易和相应的维护费用及停飞代价有重大影响。通常有两类用于结构维护的壁板——可互换的和可更换的。

- 可互换的壁板——可以不作任何修整、钻孔、或按用户要求进行其他改动，就直接安装到飞机上。在设计可以互换的构件时，通过选择材料、允差、和连接技术，

以符合在同一型号系列内的飞机生产流程。

- 可更换的壁板——可能适合也可能不适合不同的飞机，一般在安装时需要修整和钻孔。

图8.2.7显示了可互换和可更换壁板之间的差异。

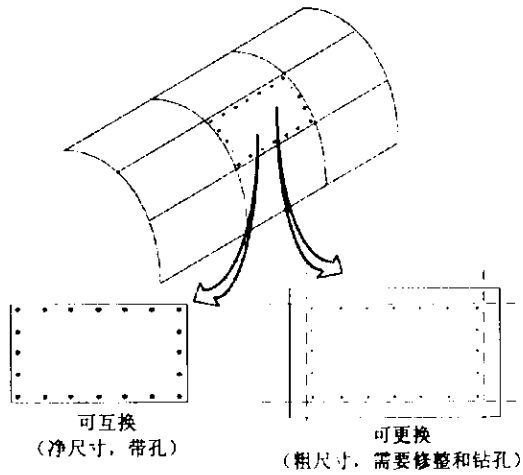


图8.2.7　可互换和可更换壁板的差异

对于不可修理、高单元成本、经常损伤、或承受高载荷的构件，需要在设计过程的早期评定其互换性和可更换性（I&R）要求，以保证投资高效和运行的效率。典型情况下，I&R构件由于其允差小、材料和设计品质要求高，在制造时更加昂贵。设计者必须保证能够用可拆卸的构件完全达到外形、配合、和功能等方面的要求，并意识到由于热力和材料失配、构件数量改变、以及制造技术不同，会改变构件的可更换或可互换能力。I&R是设计的要求，在某些情况下可在制造过程中采用大允差和用数控机床加工来达到此要求。

必须经常（小于1 000飞行小时）拆卸以便于进行其他维护工作的构件，是典型的侯选可互换壁板。有各种内部几何模线特征和紧固件配置的大型构件（机身蒙皮和具有固定接头的构件，即起落架舱门）是侯选的可更换壁板。MIL-I-8500“可互换构件的应用”中提供了有关的要求和指南。

8.2.8　可接近性

可接近性是在结构设计考虑修理要求的一个重要的因素。应当提供充分的接近通路，以便进行适当的检测，对损伤结构准备、调整、并安装修理构件，以及使用修理工具和胶接设备。有限的接近通路可能会限制修理方法，亦即，限于使用预固化的补片、使用机械紧固件代替共固化等。如果可能，最好能够从两侧接近。

8.2.9　可修理性

为了在飞机结构中有效使用复合材料，必须按照可修理性进行设计。在设计阶段选择修理方法，将影响到铺层样式和设计应变水平的选取。重要的是，要在概念设计阶段就确立修理的原理，同时和构件设计一起进行修理设计。应当作为发展试验计划的一个部分，对候选的修理设计进行试验。应当尽量使修理概念和材料标准化，同时修理的考虑要适合

于任何飞机结构构件的概念发展。本节列出了对设计方法的建议，这将改善复合材料飞机结构构件的可修理性。

8.2.9.1 一般设计方法

复合材料结构设计组采用的方法，需要以其从航空公司维护人员工作中得到的反映和认识为基础。可以通过修理车间或询问调查，得到航空公司和原始设备制造商（OEM）客户支持人员、工程人员、以及商用飞机复合材料修理委员会（CACRC）的介入，来实现这一点。文献8.2.9.1是该委员会的一个报告，提供了一般的指导原则；这些努力中所耗费的时间，提供了对飞机运营者总体运行环境的广泛了解；OEM对CACRC的介入为处理运营者提出的问题作出贡献；CACRC正基于目前和过去的经验，为设计和维护将来的复合材料结构探索一些标准和建议。

在波音/NASA先进技术复合材料飞机结构（ATCAS）复合材料机身计划Phase B中，建立了如图8.2.9.1(a)所示的维护发展的原理。在设计选择中必须考虑适用于服役环境的维护程序，例如检测和修理。在诸如加筋条和框架凸缘以及夹层结构的边缘带，应当考虑螺栓连接的修理，应当有足够的边距以便安装修理螺栓。蒙皮应当有足够的厚度，以避免使用埋头修理紧固件时出现刀刃般的锐边。应当考虑使用织物的外铺层，以能减少在层压板或面板上钻修理螺栓孔时出现的纤维断裂。应当将特定构件上所需的任何雷击防护系统都设计成可修理的。应当设想能够按一般的实践指南进行螺接或胶接修理。

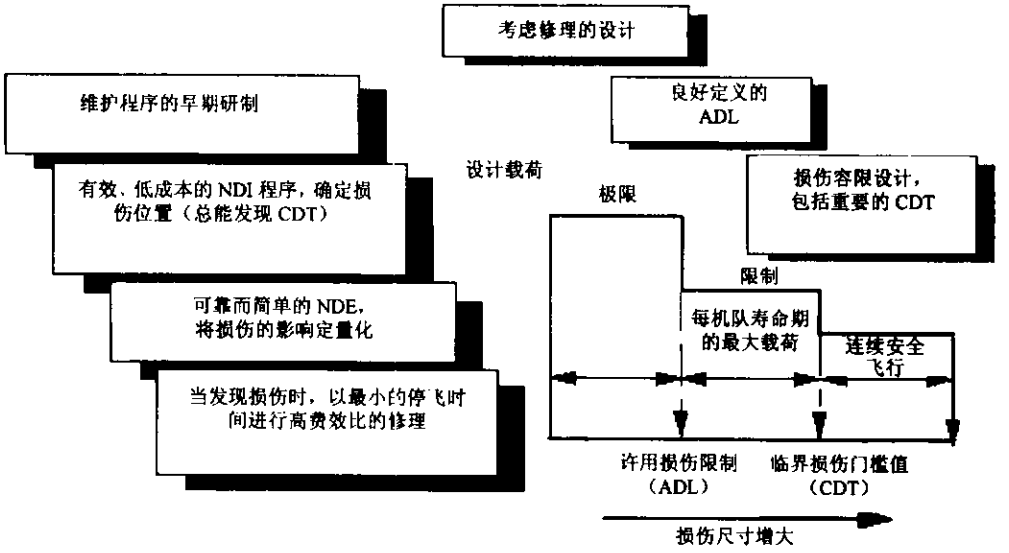


图8.2.9.1(a) 可维护复合材料结构的规则

尽管某些复合材料结构细节在重量和费用上是有效的，但却难于修理。例如，封闭的帽形加筋条兼有制造不昂贵和最小的重量的优点，但在修理中的检测和固定却造成了困难。还应当尽量限制盲紧固件的使用，因为在进行修理和固定时拆卸有困难；在需要紧固件的地方，首选那些可以拆卸的。当拆卸紧固件进行修理时，因钻除盲紧固件而造成周围结构的损伤是十分常见的，这导致更多的修理费用和停飞时间。可能也会影响到材料的选择；设计者应避免在一个构件上使用固化温度不同的各种材料体系。例如，有时在177°C(350°F)

下进行蒙皮和加筋条的预固化，然后为了制造方便用121°C（250°F）的胶粘剂进行二次粘接。当在177°C（350°F）下进行蒙皮或加筋条的修理时，就可能出现问题：胶接面上121°C（250°F）胶粘剂的完整性会受到损害而又不显现退化迹象的。

在发展设计概念的同时，应当进行并行的工作来确定维护的程序。在按照制造确定设计特征之后再建立维护的程序，这样一般将造成修理设计和程序过分复杂的结果。

在概念发展中另一个对维护很关键的重要方面就是损伤容限的设计实践。必须确定图8.2.9.1(a)中定义的许用损伤限（ADL）和临界的损伤门槛值（CDT），以支持结构修理手册和检测程序。

前者用于定期检测中迅速确定所需的修理，而后者应该足够大以使飞机在检测间隔之间能够安全运行。应该根据对剩余强度和检测能力的认识，按照结构的不同位置确定ADL和CDT。可能永远不能够发现小于ADL限的损伤，但必须总能通过目视检测发现CDT量级的损伤。

制造和耐久性考虑可能会限制某些区域的结构设计。这些考虑的具体例子有：最小尺度（以提供最小的冲击损伤阻抗和避免埋头紧固件处的尖锐刃边），加筋条、肋、和框架的凸缘宽度，螺栓间距及边距要求，以及避免铺层的迅速削减和增加等。因此，按照这些考虑设计的结构区域，具有较高的损伤容限裕度。图8.2.8.1(b)显示了一个复合材料机身侧壁板的最小安全裕度，指出了“过度设计的”区域。这些区域的ADL和CDT大于其余的机身段。对于希望维护费用最小的运营者，这些分区的ADL和CDT信息应是有用的。结构修理手册经常指出构件上的关键区域，进行特殊指定的检测，因此分区的ADL和CDT信息可能会包括在这些手册中。

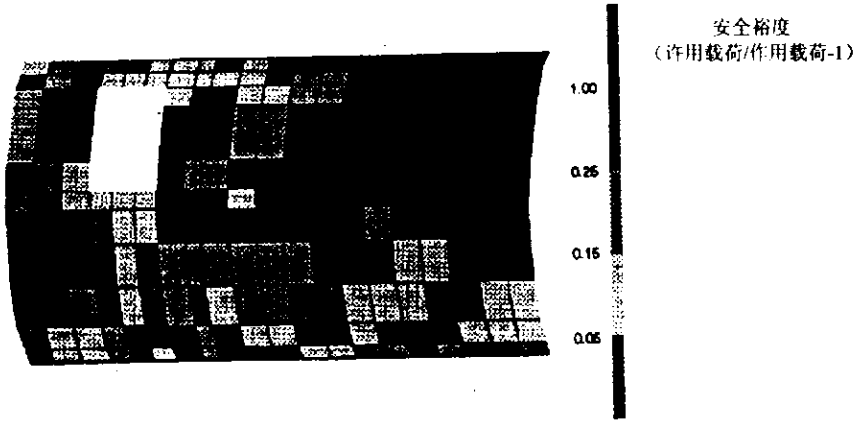


图8.2.9.1(b)　机身侧壁板在极限载荷下的强度安全裕度分布

再参见图8.2.9.1(a)，可维修复合材料结构的另一个要求，是建立无损检测（NDI）和无损评估（NDE）程序，以在定期维护中分别确定实际的损伤位置和进行定量的评定。当需要评定用其他较容易方法（例如目视）所发现损伤的影响时，才使用后者（可能需要用超声的方法）。

- 损伤等级——发现了损伤就需采用有效的修理方法，以便运营者能利用可能的资源（工具、设备等）以最小的飞机停飞时间完成修理。为了建立广泛类型损伤情况的修理概念，修理设计的原理是集中注意比较通用的、不专对特定损伤的修理。这个方法是有利的，因为可以对各种等级的损伤进行一般的修理设计并建立对应

的修理程序，而他们在一定范围内与具体的损伤情况是无关的。这样做的意图，是要极大地减少针对每个损伤情况建立修理方法的需要，提供高水平的可维护性。最初，定义了适用于蒙皮/长桁构型的三个等级的损伤，如表8.2.9.1(a)所示。

修理设计中应当把每一跨看成一个修理单元或积木块。应当设计好该单元（肋、框、长桁和/或蒙皮）的修复工作，以便能以较小的努力来处置大型的多跨损伤。对于夹层结构不太容易定义其结构单元；然而这个一般的原理仍然适用。这个方法的策略是，在设计过程一开始就考虑处理大范围损伤的修理情况，以减轻维护的负担。

表 8.2.9.1(a) 蒙皮/长桁损伤级别的定义，举例

标 识	损伤描述	修 理
Level 0	蒙皮边缘分层或与加筋元件脱胶	用紧固件约束或注射树脂进行修理
Level 1	单个结构元件（蒙皮或加筋条）的关键损伤	机械紧固或胶接补片和/或接头
Level 2 （和更高）	多处Level 1 损伤	与Level 1相同

- 多重选择——这个方法的另一个方面是，为运营者对给定的修理情况提供多种可能选择。例如，这些选择可能包括临时修理与永久修理，胶接的复合材料补片与螺接的复合材料或金属补片，或者湿铺贴或预浸料补片与预固化的胶接补片。运营者的选择将取决于损伤严重程度、可用的修理时间、运营者的设施和能力、检测/大修的时间表、和/或当前的外场环境条件。
- 耐久性与重量的折衷——由剩余强度分析和试验得出的认识，将最终导致对费用和重量的折衷考虑，这影响到所有的直接运行费用（DOC）。制造费用和结构重量的少量增加，可能从损伤容限和耐久性增加导致的维护费用下降低中得到补偿。可能需要作出决定来平衡ADL和CDT。例如，层压板拉伸缺口敏感度的试验结果显示，小缺口和大缺口的强度间可能呈现相反的关系。在这种情况下，可能会希望具有若干ADL能力，以避免所要求的小损伤修理，而又不以牺牲（允许有足够长检测间距和满意破损安全特性的）CDT为代价。

8.2.9.2 修理设计问题

- 蒙皮/长桁结构修理问题——对实心层压板蒙皮/长桁设计，最常见的修理方法是采用机械连接的外蒙皮补片和套入的骨架拼接角材。机械连接的修理需要在钻孔和组装中仔细、精确地对准零件。紧固件孔损坏是个特有的问题，通常采用的解决办法是，对所有层压板铺一层织物作为其最外层。即使还可能有其他一些方法来解决紧固件孔损坏的问题，在实际中常常总有很多情况会对一个良好的技工提出挑战，挑战其能否始终如一地钻出高质量的孔。在结构上确定钻孔位置包括对准标记和样板。每个蒙皮/长桁构件设计中，应使其层压板的铺层在0°、90°、和45°每个方向均有足够的厚度和层数，使得可用机械连接的补片进行修理。
- 夹层结构修理问题—— 一般采用斜削或阶梯式的补片，对夹层结构进行就地胶接修理。在修理操纵面和固定的次要结构薄面板时，典型的斜面/阶梯锥度是十分平缓的（例如，20：1）。然而，在进行受载较大区域的夹层结构厚面板修理时，采用这种传统的平缓锥度斜面修理就要拆除大量未损伤的材料，同时需要极大的补片。在这些情况下，可以联合使用斜削和外补片进行修理，以使修理尺寸为最小。出于空气动力的考虑或为了防止摩蚀，需要对某些构件进行表面平齐的修理。

另外，厚面板需要厚补片，这可能需要特殊的工艺来获得适当的压实。在正常的外场处理中，采用真空压力和加热毯完成修理，补片和胶层的孔隙率是特别要关注的问题。由于考虑芯子所截留水分在汽化时造成的额外损伤，一般喜爱低温固化。另外，周围的结构可能起到散热片作用，使得用加热毯难于达到较高的温度和进行温度控制，并可能产生热梯度，造成周围结构的翘曲或退化。对于厚的夹层结构，可能需要在结构的两侧使用加热毯，以控制厚度方向的温度。再有，采用较高的温度进行固化一般会使处理的时间缩短，这对于减少受损伤飞机的非服役时间也是很吸引人的。

- 夹层结构水分侵入问题——在设计可维修、可修理的夹层结构时，必须考虑水分侵入的问题。夹层结构设计必须考虑水分在芯子内的影响，一方面要使得水分的侵入为最小，同时要确定其存在对结构性能的确切影响。水分可能通过面板损伤处和构件边缘及端头密封处侵入结构，因此在设计耐久的夹层构件时必须特别注意。

不幸的是，为了形成耐久的表面蒙皮就需要额外的厚度，而从性能的角度看这又是不希望的。可以设计出耐久的边缘和端头，见文献8.2.1.1。修理损伤的夹层结构时，在完成任何胶接修理以前通常都要执行一个干燥循环。执行这个循环是使任何截留的水分都不致干扰固化循环。在真空袋加热固化循环中已多次发生表面蒙皮被吹离夹层结构构件的事例。

8.3 可支持性的实现

修理的目的是恢复损伤的结构，使其达到可接受的性能，包括强度、耐久性、刚度、功能特性、安全性、外观或服役寿命。理想情况下，修理将使结构恢复原先的功能和外观。

对给定载荷情况的修理设计评定，包括选择修理概念、选择适当的修理材料和工艺、然后规定详细的修理构型和尺寸。大多数修理基本设计成把载荷传入并传出补片的连接接头。为了保证修理的构型具有适当的强度和刚度，必须分析这个修理的连接以预计其强度。

为了选择补片/片条所用的载荷传递连接类型，必须对简便、强度、和刚度进行折衷。构型越简易，其强度一般不如较困难的构型。十分重要的是，在把系统安置就位以前要有可用的材料和工艺的信息。

8.3.1 构件检测

飞机复合材料零件的损伤通常是在例行航线检测、基地检测中发现的，或者大的损伤是由飞行员发现报告的。主要的检测方式是目视检测，较仔细的检测则在基地进行。一旦在航线的目视检测中查明有损伤，应当在进行更复杂的NDI检测前对损伤进行定量表征，测量凹坑的深度、表面损伤的范围以及擦伤的长度。这一般将包括用敲击试验确定结构损伤区域和未损伤区域之间的边界，接着，对于重大的修理用仪器的NDI技术（超声、X-射线照相等）确定损伤沿厚度方向的特征。在基地中，可能有其他的NDI方法可用，例如剪应力成像术或热成像技术。关于检测方法有一份很好的参考资料，SAE ARP 5089“复合材料修理的NDI和NDT手册”（文献8.3.1）。在表8.3.1中概括了通常使用的无损试验方法及其使用情况。

表 8.3.1 通用的无损检测方法

方 法	结 构	检出的损伤	可靠性
目视	所有	表面损伤	好
敲击试验	薄层压板 薄面板	接近表面的分层	好
		缺胶	好
		接近表面的脱胶	好
		空隙	差
		芯子膨胀（芯子损伤）	差
		在收口处缺少连接	好
		在芯子拼接处缺少连接	差
超声	所有 夹层结构	分层	好
		缺胶	好
		芯子压塌	差
		芯子膨胀（芯子损伤）	差
		芯子内的水分	差
射线照相术	所有 夹层结构	脱胶/分层	差
		拐角处分层	好
		接点分离	好
		芯子压塌	好
		芯子膨胀（芯子损伤）	好
		芯子内的水分	好
剪应力成像术	所有	脱胶/分层	好
热成像法	所有 夹层结构	脱胶/分层	好
		芯子内的水分	好

8.3.1.1 目视检测

用目视进行无损检测是最古老和最经济的NDI方法，因此，目视检测是制造商和修理技术人员例行的质量控制和损伤评估手段。幸运的是，大多数类型的复合材料表面损伤无论灼伤、斑痕、凹坑、穿透、磨损或碎片，都可以用目视方法来查实。一旦检出了损伤，就进一步检测其影响的区域。用手电筒、放大镜、镜子和孔探仪来帮助进行复合材料的目视检测。用他们来放大不太容易发现的缺陷，并使得能对不大容易接近的区域进行目视检测。贫脂、富脂、折皱、铺层搭接、褪色（由于过热、雷击等），任何原因造成的冲击损伤、外来物、气泡、离散等都是用目视检测易于辨认的偏差。目视检测不能发现复合材料内部的缺陷如分层、脱胶、基体开裂等。虽然有经验的技术人员常常可以（对零件和复合材料）猜测是否有任何内部损伤，但仍然需要用更精致的NDI方法来发现这些缺陷。此外，目视检测也可能查不出紧闭的表面裂纹和边缘分层。

因此需要用其他的无损试验方法来补充目视检测技术。由于很多复合材料缺陷都暗藏在复合材料零件的结构内部（即在铺叠层的内部或在蜂窝芯子内），所以采用处理声信号衰减的专门技术，来保证复合材料内部的结构连续性。

8.3.1.2 敲击试验

这个技术使用音频的频率（10-20 Hz），有时称为音频的、或硬币敲击。在有经验的人员手中，这是一个令人惊奇的精确方法，敲击试验或许是检测分层和/或脱胶最通用的技术。这个方法采用一个实心的圆盘或重量轻的锤状工具敲击所检测的区域，如图8.3.1.2所

示，并细听结构对于敲击的响应。清晰尖锐的铃声表明是一个粘接良好的整体结构，而低沉或砰砰的声响则表明是异常的区域。敲击的速率应当足够快，以便能产生足够的声响并用耳朵来辨别任何的声调差异。对于胶胶在加筋条上的薄蒙皮、具有薄面板的蜂窝夹芯板、或者厚层压板的接近表面部分（例如旋翼飞机的叶片支座），敲击试验都是有效的。同样，这个方法本身有可能把结构内部元件变化所产生音调改变误认为缺陷，而这实际上是设计的结果。应当在尽可能安静的地方，由熟悉零件内部构型的人员进行这个检测。

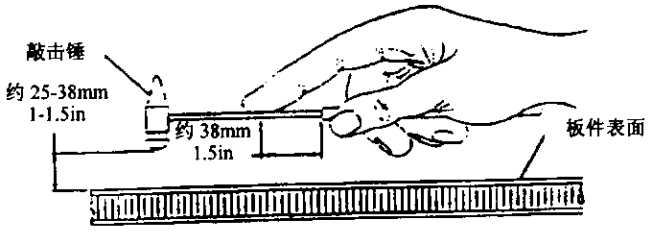


图8.3.1.2　敲击试验

8.3.1.3　超声检测

已经证明超声检测是检测复合材料零件内部分层、空隙、或不一致情况的极有用工具，这些缺陷是用目视或敲击方法无法检出的。然而，有很多种超声技术，每种技术都采用一个其频率高于音频的声波能量。一个高频（通常为几个MHz）声波被引入零件，所导引的声波行进方向或者垂直零件表面、或者沿着零件表面、或者相对零件表面呈某个规定的角度。因为只从一个方向声波可能不是可接收的，要使用不同的方向。然后，被监视所引入的声波沿指定路线穿过零件时是否有明显的变化。超声波的特性与光波相似，当超声碰到阻挡的物体时，波或能量或者被吸收，或者被反射回表面上，然后这个被干扰或削弱的声能被接收传感器接收，并转换送入示波器或曲线记录仪显示出来。操作者能够从这个显示中相对已知的正常区域，对比评价异常的显示。为了便于比较，要建立并利用参照的标准来标定超声设备。

修理技术人员必须了解，这里简介的概念在重复的制造环境下使用良好，但在修理环境下，面临安装在飞机上的众多不同复合材料零件及较复杂的结构形式，多半更难于运行。这个参照的标准中也必须考虑到复合材料零件经过长期服役环境曝露、或者经过修理或修复所带来的变化。下面，讨论损伤界定中通常使用最广的两种超声技术。

- 超声穿透法——当零件的两边在检测中都可接近时，可以利用这个技术。超声穿透法的基本原理如图8.3.1.3所示。把高电压脉冲施加到变换器内的压电晶体上，这个晶体把电能变换成超声波形式的机械能，超声波透过零件到达接收传感器，机械能被转换回电能。这个方法工作时需要有一种（除了空气以外的）耦合剂。在生产环境下，零件被浸入水中，或者利用一个水喷淋系统。必须注意，当使用水以外的耦合材料时不要污染层压板。水溶的耦合工作良好，正在开发不需要耦合的新技术。可以在记录系统中画出输出，或者显示在仪表或示波器上。试验件内部的缺陷将干扰或吸收部分能量，从而改变接收传感器所检测的总能量，这样就能在显示中看出缺陷最后削减的能量。

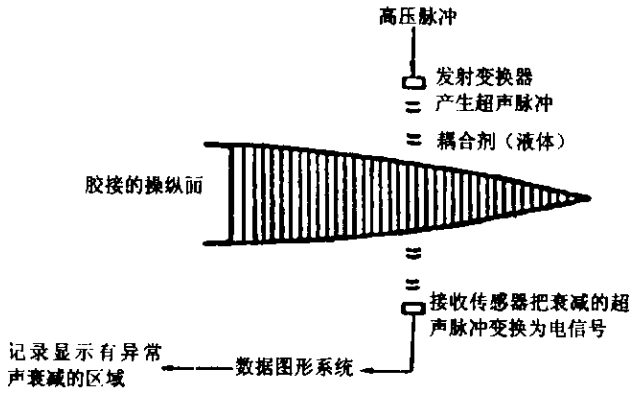


图8.3.1.3　超声穿透法

- 脉冲反射法——可利用脉冲反射技术实现单侧的超声检测。在这个方法中，只有单独一个受高压脉冲激励的搜索单元，既作为发射变换器又作为接收传感器。这个单元把电能转化为超声波形式的机械能，这声能通过一个特氟纶（聚四氟乙烯）或异丁烯酸酯接触头进入试验的零件，在试验零件内产生一个波形并被变换器元件所采集。所接收信号的任何幅值变化、或返回变换器所需时间的变化，都表明了缺陷的存在。在脉冲反射法中，把耦合剂直接涂在零件上面。

8.3.1.4　X-射线照相

射线照相，通常称为X-射线照相；这是个非常有用的NDI方法，可基本上观察到零件内部的情况。这个检测方法让X-射线贯穿所试验的零件或组合件，同时把射线被吸收的情况记录在对X-射线敏感的胶片上。图8.3.1.4显示了一个典型的射线照相装置。把曝光的胶片显影后，检测者就可分析在胶片上记录的暗度变化，建立零件内部细节相互关系的可视结果。因为这个方法记录的是沿零件厚度的总密度变化，所以当缺陷（例如分层）位于和射线相平行的平面内时*，这不是首选的检测方法。然而，当检测与X-射线束中心线相垂直的缺陷时，这是最有效的方法。可以通过X-射线照相方法方便地看出内部的异常如角落处的分层、压塌的芯子、开花的芯子、芯格内的水分、泡沫胶连接中的空隙，以及内部细节的相对位置。大多数复合材料对X-射线几乎是透明的，所以必须使用低能的X-射线。可使用不透明的渗透剂增强表面破碎缺陷的可见度，但在航线检测中一般不可能做射线照相。

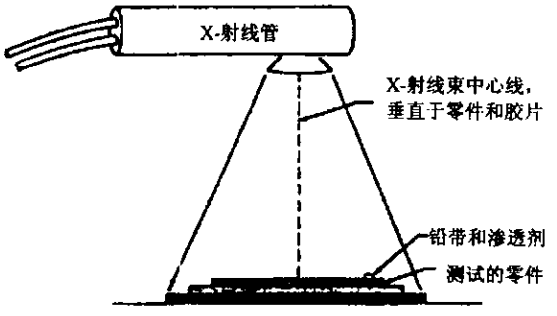


图8.3.1.4　X-射线装置

* 译者注：原文似有误，此处已改正。

由于其提供图片形式的结果，射线照相检测本身是容易解释的。不过，最好还是由有经验的技术人员分析蜂窝芯的X-射线照相。无论如何，由于安全原因，要围绕飞机使用这方法是不实际的。因为有可能曝露于X-射线管或散射的射线之下，应当始终用足够的铅隔离物防护操作者；重要的是，要始终与X-射线源保持最小的安全距离。

8.3.1.5 剪切成像法

剪切成像法是一种光学NDI技术，通过测量目标表面反射光的变化（斑点图案）来检测缺陷。使用一个激光光源，把照明表面的原始影象用视频影象记录下来。然后，用加热、压力改变、或声振动来激励零件，在此期间产生二次视频影象。在视频显示器上就可看见由于脱胶或分层造成的表面轮廓变化。

在生产环境下用剪切成像法来迅速检测复合材料结构胶接组合件，包括碳/环氧蒙皮和Nomex芯子的夹层结构。在检测中包括用局部真空引入应力；作用的局部真空引起含空气的缺陷扩展，使表面轻微地变形；对比加真空前、后的情况，可检测出这种变形。经过计算机处理的视频影象对比，显示出缺陷是反射光波干涉中相长的与相消同心明、暗光圈。图8.3.1.5所示为目前使用的一个检测系统方案。

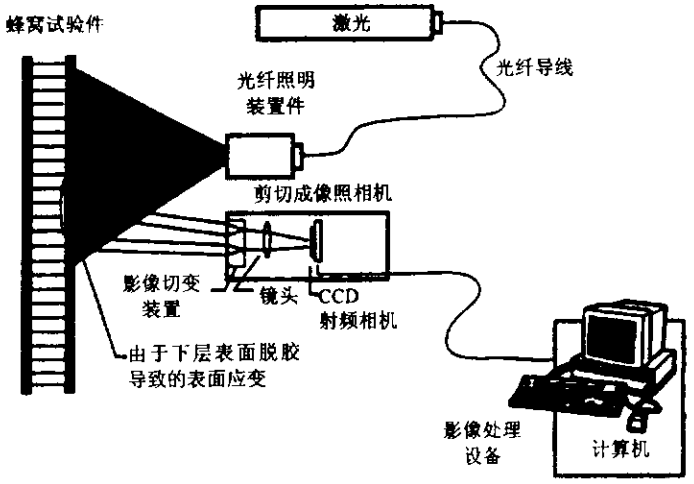


图8.3.1.5 剪切成像术检测系统的组成

8.3.1.6 热成像技术

热检测中包括了所有使用热敏装置来测量待检零件上温度变化的方法。热检测的基本原理是，当热流来自、流向或通过试验件时，测量或测绘其表面温度。所有热成像技术均以正常、无缺陷表面与有缺陷表面在热传导率上的差异为基础。通常，用一个热源来增高待查试件的温度，同时观察表面的加热效应。由于没有缺陷的区域比有缺陷的区域传热更有效，被吸收或反射的热量表明了粘接的质量。影响热性能的缺陷类型包括脱胶、裂纹、冲击损伤、板件变薄以及水分浸入复合材料和蜂窝芯子等。对薄层压板或靠近表面的缺陷，热成像技术是最有效的检测方法。

应用最广泛的热成像检测技术中，采用红外（IR）的敏感系统来测量温度的分布。这类检测可对表面、零件、或组合件提供迅速的单边非接触扫描。图8.3.1.6说明了这种系统的组成，可用于测量接近静态的热图谱。热源可以是简单的加热灯，只要能够对检测表面提供适当的热能即可，导致的温度升高只是几度，并在停止热输入后迅速消失。由这个IR

相机记录下红外图谱，将所得到的温度数据进行处理，以提供定量的信息，操作者可分析这屏幕并确定是否发现了缺陷。因为红外热成像技术是一个辐射测量方法，无须物理接触就可进行。根据IR相机的空间分辨率和预期的损伤大小，每个影像可包含比较大的区域。此外，因为复合材料几乎不放射热量，不像铝具有高辐射能力，热成像技术能够以较小的热输入较好地确定损伤。为了不把骨架也当成缺陷或损伤，必须了解结构的布置情况。

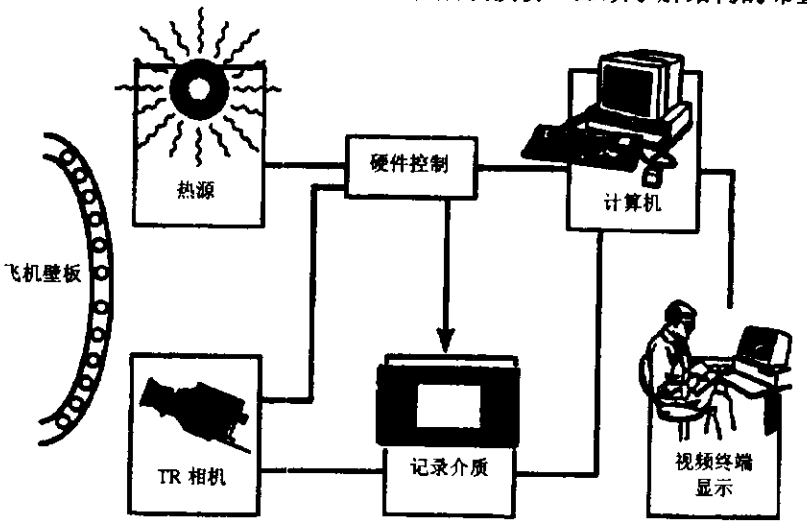


图8.3.1.6　先进红外检测系统需要的典型组成部分

8.3.2　复合材料修理的损伤评定

8.3.2.1　概述

损伤评定是检测和修理之间的一个中间阶段，评定的内容包括决定是否对损伤的结构修理和如何修理、修理的性质（永久或临时）、以及在所修理结构剩余寿命期之后所需的检测等。

这个决定取决于发现的损伤部位、对损伤表征的精度、确定损伤烈度的可用手段、以及相应的修理设计与实施等。

8.3.2.2　评定人员的要求

评定人员受权解释检测的结果、决定所需要的修理和结构的剩余寿命；这与评定人员所得到的信息及其专业知识有很大关系。在外场，评定人员的责任限于遵照制造商的说明书。在修理站和在制造商的设施中，只要得到工程方面的批准，以及民用飞机得到管理当局批准时，可以扩大其权限。对于大型的损伤，可能需要进行试验证实。

8.3.2.3　评定人员的资格

损伤评定是一个综合的过程，评定人员应当具有相应技术基础以理解检测结果、理解可能的设计信息、熟悉修理能力并具有需要的技艺和经验。对于技术专业知识的依赖因修理的位置而不同，例如，在FAR Part 65“证书：非机组成员的航空人员”中，规定了机械和修理人员证书发放的要求。对于民用飞机，由具有复合材料知识的适当等级持证机械人员，按照飞机制造商在维护手册和结构修理手册的规定，进行外场的损伤评定。对于其他的外场情况，例如对于军用飞机，也有相似的标准，规定人员的技艺和经验要求。在修理站和制造商的场所内，这个评定应当包括涉及工程设计和分析部门的一组人员。

8.3.2.4 损伤评定的信息

损伤评定过程需要以下的信息：

损伤的特征

- 损伤的几何性质，包括损伤类型（分层、切口、孔等）、尺寸、形式。
- 损伤的部位，包括在零件上的位置（应当考虑在复合材料层压板中的面内位置和深度）、邻近的其他结构元件或系统、邻近的其他损伤和修理。

这个信息与检测能力有关。

损伤导致的结构性能下降

在着手进行任何修理以前，评定人员必须考虑结构设计要求和结构设计所依据标准。

修理能力

下一节将详细介绍所推荐的复合材料结构修理方法。但是，在这个阶段必须评定修理能力和执行这些修理方法的可能性，例如，如果没有胶接设施或者没有足够时间进行固化，可能就要执行等效的螺栓连接的修理，或选择一个临时的修理，以便到达有修理能力的某个场所。

8.3.2.5 对修理场所的相关性

进行损伤评估的信息依赖于检测损伤和进行修理的场所。表8.3.2.5概括了在不同场所时所可能得到的信息。

表8.3.2.5 损伤评定，按场所

场所	损伤信息	设计信息	修理能力	鉴定者资格	鉴定者授权
外场	有限	有限 制造商指令	有限，手段和时间 设备条件	技师或修理者*	限于制造商修理手册
修理站	部分 按照各站不同而变化	部分，制造商的指令，某些功能设计信息	部分 按照各站不同而变化	技师或修理者*以及工程师的支持	部分，需要制造商和民用管理部门的批准或军方的场站工程证书
制造商	完整 设备和专门知识、技术诀窍	完整，设计信息 分析能力 知识和取证指令	所有设施，从复杂的修理到返修	工程与制造队伍	充分，对已经取证的产品进行修改需要民用管理部门的批准

* 经过适当审定，具有复合材料知识（FAR part 65）的人员

外场

机场、航空公司、空军基地、海军航空母舰、港口（船舶）、道路（车辆）

- 有限的检测设备，因而对损伤的实际程度只有有限的认识（例如，由于冲击损伤，上部蒙皮和漆层有目视可见的损伤，通过敲击发现有迹象分层，但不知道分层的准确尺寸大小、深度和层数等）。
- 不知道该损伤对构件的结构完整性有何影响。
- 有限的修理能力。
- 时间有限。

在此情况下，构件设计者的责任是要根据其对结构的知识和对使用者检测和修理能力的了解，确定在外场条件下允许修理的最大损伤和修理方法。对于民用飞机，这是FAA条例Part 43所需要的，其中规定的修理方法和人员应当是经FAA批准的。文献8.3.2.5(a)有一章涉及到层压板结构的修理问题（限于玻璃纤维情况）。标准的修理手册中应当包括检测方法、可以允许不予修理的最大损伤、可以修理的最大损伤及修理方法。

修理站

修理站的能力和等级各有不同。

修理站可能是航空公司、制造商、军用修理站的一个部分，或者是专门从事修理的机构。对于民用飞机，修理站必须得到FAA批准。为了证明对14 CFP的21，43，121，125，127，135和147各部分中，有关金属胶接和纤维增强材料结构，在修理和更改程序和设施要求方面的符合性，AC 145-6（文献8.3.2.5(b)）提供了信息和方法指南。

根据适当的工程处置权，修理站修理的损伤可以超出制造商在修理手册中规定的界限。对于民用飞机，这种修理必须是FAA（或其他民用管理部门）所批准的。在美国军方，当构件需要的修理超过修理手册规定的限制时，要提交武器系统（飞机）计划管理人员以获得工程处置权。根据构件的损伤和外场的能力，这个工程处置可以是指定进行外场修理、委派基地修理组、或者把构件移送基地进行修理。

在修理站可以得到以下信息：

- 修理站的检测能力比外场能力强很多，但可能因为修理站的类型和级别而不同。
- 设计信息：制造商应当提供工程支持（图纸、特殊问题的区域、雷击防护、电磁发射等）。必须有分析手段来评价所设计修理的性能。
- 必须按修理类型来评定修理设施等级（例如，包括用于胶接修理的清洁房间、适当的存储与固化设施）。

制造商

当把构件送回制造商进行修理时，可以得到所有资源用于检测、结构定义和可能的修理方法，可以进行大的修理或返修。制造商可能派出修理组在外场执行修理，这也是一种制造商的修理。军用修理基地按照原先制造商的技术条件在基地内部重新制造。同样，这个修理必须进行证实，同时民用飞机要得到民用管理部门的批准。

8.3.3 修理设计准则

修理设计准则用于保证，经过修理的构件具有未损伤构件同样的结构完整性和功能。修理设计准则应当由原先的制造商、或有管辖权的工程权威机构制定，用于编制结构修理手册（SRM）中的各项修理。当在SRM的范围内进行修理时，操作者或修理站将隐含地遵照执行这些修理。当设计的修理超出了SRM的限制，必须根据规定的修理准则，对修理进行证实和批准。

具体飞机的修理手册SRM通常把结构进行“分区”，以显示所需要的强度恢复量或可接受的标准修理类型。进行分区可以允许在强度余量大的区域进行简单的修理。进行分区也限制了运营者去修理那些太复杂、而只应由原先的设备制造商（OEM）进行修理的区域。

永久修理的修理设计准则，基本上就是设计所修理构件时所用的那些准则；它们是：恢复原先结构的刚度、在预计的环境下直到极限载荷都保持包括稳定性（除了后屈曲的结构）静强度、保证在构件剩余寿命期内的耐久性、满足原先构件的损伤容限要求、以及恢复飞机系统的功能性。此外，还有适用于修理情况的一些其他准则，即保持空气动力表面的变化为最小、使得重量增加最小、使得载荷路径的变化最小、以及适应于飞机运营者的日程表。

8.3.3.1 构件的刚度

任何修理中首先考虑的是更换已损伤的结构材料。这意味着（特别对于大型修理）应

当尽可能使刚度匹配，以及所更换的修理材料应当可能接近母体材料。这就避免了重新计算任何的构件整体动力性能，例如颤振或结构载荷重新分配。此外，很多重量轻的飞行器结构是按照比强度要求更严重的刚度要求设计的，因此对于这类结构的修理必须保持需要的刚度，以能满足变形和稳定性的要求。

常常将固定的空气动力表面如机翼和尾翼设计成具有适当的弯曲和扭转刚度，以防在空气动力载荷下产生过大的挠曲。这是为了防止发散和操纵面（例如副翼）的操纵反效问题。可动表面常常对空气动力颤振问题很敏感，因而可能已对其刚度进行了仔细的剪裁，以获得不会产生颤振的自然频率。在第8.3.3.7节中讨论了增加重量的影响。

增大操纵面的刚度（特别是弯曲刚度）可以使颤振速度减低到不可接受的程度；降低刚度可能同样是破坏性的。需要评价任何重大的刚度变化对结构动力特性的影响。刚度还可能影响到舱门开启，例如起落架舱门的变形。降低刚度可能导致在空气动力载荷下出现过度变形。这些刚度降可能增大阻力，并在极端情况下引起结构损失。

8.3.3.2 静强度和稳定性

任何永久修理都必须设计成，能在极端温度差异、吸湿程度、和目视勉强可见损伤情况下，支持极限设计载荷。如果没有这些载荷可用，则必须严格遵守特定的SRAM修理建议。在这个SRAM修理中隐含地假定，特定的修理满足所有的静强度和稳定性要求。

载荷路径的改变是设计修理时出现的特殊问题。当必需恢复强度时，必须注意到修理后刚度对结构内载荷分布的影响。如果补片的刚度低于原先的结构，这个补片可能没有承担其载荷份额，从而使得周围的材料出现过载。这种情况可能是由于采用了不够刚硬的补片材料，或者是由于紧固件的松配合，或紧固件处变形而不能传递全部载荷。相反，过度刚硬的补片可能吸收了超过其份额的载荷，使得其所连接的区域出现过载。母体材料与补片之间的刚度失配可能引起剥离应力，促使补片的脱胶。

承受压缩或受剪切的结构，例如某些机翼蒙皮、梁或肋的腹板、以及机身结构（包括其外蒙皮和内部隔框），在极限设计载荷下的临界情况可能是稳定性而不是强度。可能出现两类稳定性破坏情况：

- 壁板屈曲——壁板，例如机翼蒙皮的一个部分，在主要支撑（例如梁和肋）之间出现屈曲。在修理中必须考虑壁板的刚度以及连接到骨架时所提供的支持。结构的某些部分，即梁间的机翼蒙皮，是允许在低于极限设计载荷时出现屈曲的。这些类型的结构形成特别的后屈曲特性，通过载荷重新分配使结构能够支持极限载荷。任何稳定性关键结构（特别是允许屈曲的结构）的修理，应考虑不要影响其屈曲和后屈曲模态。在这里，与母体材料的刚度匹配是最重要的。
- 局部折曲和屈曲——这是元件截面或其构件如梁凸缘的屈曲，是横截面的扭曲而不是沿长度或宽度方向的整体屈曲。修理骨架时必须考虑恢复其局部的折曲强度。

当分层或渗透削弱了对纤维的支持，从而出现单独纤维或纤维束的屈曲时，复合材料层压板可能在压缩载荷下产生破坏。由于微屈曲或局部铺层屈曲的危险性，对分层进行树脂注射修理而没有将分层的铺层适当地胶接在一起，这样的修理是不满意的。

8.3.3.3 耐久性

耐久性是指结构在飞行器整个寿命期间能有效实现其功能的能力。对于商用运输飞机，设计寿命可能大于50 000循环，军用战斗机是按照4 000到6 000飞行小时设计的。影响耐久

性的因素包括温度和湿度环境（包含在第8.3.3.8和8.3.3.9节中）。

虽然母体复合材料结构可能不是耐久性关键件，结构修理对于服役寿命期中重复载荷引起的损伤可能更加敏感。这是因为修理过程并不总是能很好控制的，同时修理本身在所曝露的区域内形成一些孤立的连接和不连续。对于螺栓连接修理，应当避免紧固件孔的高挤压应力，因为可能在重复载荷下将孔拉长并导致紧固件的疲劳。胶接修理应当有良好的密封，因为在环境作用下密封会减弱而导致脱胶。应当修理所发现的超过SRM接受/拒绝准则的全部分层，因为未修理的分层可能在压缩或剪切载荷下扩展。对夹层结构的螺栓连接修理必须进行密封。

8.3.3.4 损伤容限

复合材料结构的设计应当能够容许意外的损伤。在实践中，通过降低设计应变以使带冲击损伤的结构能够承受极限载荷；修理的结构也必须能容忍预定水平的冲击损伤。这个冲击损伤的水平通常由OEM会同取证机构确定。当用金属进行大损伤的修理时，必须遵守金属结构的损伤容限要求。对金属加强片和构件也需要采取防电化学腐蚀和防雷击措施。

8.3.3.5 有关的飞机系统

修理中除了满足结构准则外，还需要与有关的飞机系统相容，这些系统包括：

- 燃油系统——常常用结构来容纳燃油，例如很多飞机的“湿”机翼。必须对修理处进行适当密封以防燃油泄漏。修理部位也可能受到燃油压力载荷。修理材料必须与燃油相容。
- 防雷击系统——通过火焰喷涂层、粘接金属条带、金属丝网等来传导某些复合材料结构遭雷击产生的电流。结构修理时必须恢复其电连续性和结构强度。对于燃油箱进行螺栓连接修理时必须避免形成电通路。
- 机械系统——必须在修理后使机械驱动的构件（例如起落架舱门或操纵面）运作正常。与相邻固定结构的间隙和配合可能是关键所在。在修理后可能需要重新调整传动装置或重新进行平衡。

8.3.3.6 空气动力平滑性

高性能飞行器依靠其平滑的外表面使阻力达到最小，在原先制造中规定了平滑性的要求，通常对各区域规定了不同的空气动力平滑要求。在大多数SRM中规定修理处的平滑要求与原先构件制造时一致。

最关键的区域通常包括：机翼和尾翼的前缘，前发动机短舱和进气口区域，前机身和机身的翼上区域。其次的重要区域一般包括后缘和后机身区域，此外，也可能规定一些中间的区域。对于最关键的区域，通常限制永久对接处的前向台阶为0.13-0.51 mm（0.005-0.020in）。在可动壁板、机械舱门和主要连接处，通常允许的前向台阶为0.25-0.76mm（0.010-0.030in）。在设备（例如天线和航行灯）安装处，允许的台阶可达到0.51-1.02 mm（0.020-0.040in）。在补片的铺层结束处所形成的所有尖锐边缘，应当加以平滑并沿边缘加以修薄。

无论要求是什么，在每个外部修理处都应当用经济可行的办法，尽量准确、平滑地恢复结构的空气动力外形。为了使进行的修理在结构上接受、较可靠并易于迅速实现，则需要使性能付出略微的下降，这里有一个折衷的问题。

8.3.3.7 重量与平衡

与飞行器的整体重量相比，大多数修理增加的重量是可忽略的，但大型修理或空间飞行器的情况除外。

当修理改变了对动力响应敏感构件（例如可动的操纵面、转子叶片和旋转轴）的质量平衡时，修理的重量就成为重要的问题。在这情况下，有可能使所清除的损伤材料和修理中增加的材料一样多，以使重量和惯性矩几乎没有变化。如果不能这样，则修理后必须对构件重新进行平衡。

8.3.3.8 工作温度

大多数飞行器在使用中要经历极端的温度条件，对这些飞行器的修理也必须能够承受该飞行器所设计的极端温度条件。低温出现在高空飞行时，或者出现在极冷气候下地面存放的时候。很多飞机是按照最低服役温度-54°C（-65°F）进行设计的。其高温要求则随着飞行器的类型而变化；商业运输飞机和大多数旋翼飞机的最高温度为71°C（160°F），通常出现在炎热天气地面吸热情况下。然而，可能要对在起飞和初始爬升阶段经受严重载荷的构件，确认其在高达93°C（200°F）的温度下承受设计极限载荷的能力。超音速运输机、战斗机和轰炸机一般承受高达104°C（220°F）的空气动力加热，或者在特殊情况下高达130°C（265°F），特别是在升力面的前缘处。曝露在发动机热力下的构件，例如发动机短舱和反推装置，可能需要在局部区域承受更高的温度。

工作温度影响到修理材料（即预浸料修理的树脂体系、湿铺贴修理的树脂、以及胶接修理所用胶粘剂）的选择。必须选择在所需要温度下具有适当强度的材料。极端温度和环境曝露（特别是湿度）的组合常常是修理设计时必须考虑的关键情况。

8.3.3.9 环境

修理部分可能曝露在下列各种环境条件的作用下：

- 流体——盐水或盐雾，燃油或润滑剂，液压油，除漆剂，以及湿气；
- 机械载荷——冲击，声振动或空气动力振动，以及运行载荷；
- 热循环。

对于聚合物基复合材料，湿气是最关键的。在高温下，吸湿降低了基体支持纤维的能力，从而降低了压缩和剪切载荷下的层压板强度。在原先的设计中考虑了这个影响，同时用“湿-热”情况来限制其允许的载荷；在胶接修理中也有这样的考虑。

吸湿可能从三方面影响胶接修理，在选择修理程序时必须考虑这些问题。

- 母体层压板起泡——当加热“湿”层压板以使胶接修理处固化时，所吸收的水汽可能引起局部分层或起泡。在较低温度下进行胶接前的预先干燥、放慢加热速率和降低固化温度，都会减少起泡的趋势。
- 夹层结构蒙皮/芯子的毁坏——当加热构件以使胶接修理处固化时，蜂窝夹层结构芯格内的水分膨胀并可能形成足够的压力将蒙皮与芯子分开，特别当胶粘剂的强度由于温度和吸湿而降低时更容易出现这情况。相似地，这个过程可能严重到会使芯子壁破裂（在低芯子密度时）。通常采用预干燥的方法，防止这类胶层破坏。
- 胶层内的孔隙率——当把修理部分胶接到“湿”层压板时，湿气会导致胶层中产生孔隙率，这种孔隙率可能降低胶层的强度。通过预干燥、降低固化温度和选择抗湿气的胶粘剂，可以使这个问题减为最小。

8.3.3.10 周围的结构

在修理过程中不得使周围的结构受到任何损伤；引起损伤的主要原因是工具的掉落、撬开真空袋材料时引起的擦伤、以及在修理部分固化过程中所施加的高温。如果有可能出现后一种损伤，应当选择能在足够低温下固化并有足够湿热性能的树脂。

8.3.3.11 临时修理

用于临时或中间修理的修理设计准则可能不太苛刻，但如果准备把这临时修理在飞机上保留相当长的时间，则就可能会接近永久修理时的修理设计准则。如果可能，大多数飞机使用者和OEM都喜欢永久修理，因为临时修理可能损伤母体结构而迫使进行更大的永久修理或将构件报废。在使飞机回复到运行状态以前，必须验收所有的临时修理。

临时修理将在功能上恢复飞机及其系统，但这是临时性的。可能会把静强度要求降到限制载荷或谱范围内的最大载荷，也可能要把刚度要求降到不引起总体屈曲或颤振的水平。损伤容限和耐久性的目标也常常被严重降低或未考虑，而用缩短检测间隔来进行弥补。

飞机战斗损伤的修理（ABDR）和其他的紧急修理，是临时修理中的一个特殊子类。在此情况下，修理的设计准则将是要求有足够的强度、刚度和功能恢复，以使飞机能飞到某个修理机构进行修理，或按限定的飞行包线飞行100小时，或者按照ABDR的方案再飞一次任务。在军用情况下，有一个ABDR手册，其中推荐了要实施的一些修理类型，通常要求在24小时内完成这些修理。

8.3.4 复合材料结构的修理

8.3.4.1 引言

只有在由所认定的人员，按第8.3.1节介绍的检测方法确定了损伤的程度，并按照第8.3.2节进行了损伤评估之后，才能开始修理的任务。修理的目标是把损伤的结构恢复到所需要的能力，即恢复其在强度、刚度、功能特性、安全性、服役寿命、以及外观方面的功能。理想情况下，修理将使结构恢复其原先的能力与外观。为了开始这个修理过程，必须知道构件的结构组成，并应按照第8.3.3节的考虑因素选择合适的设计准则。采用螺栓连接或胶接方法连接新材料，将间隙进行桥接或把薄弱处增强，重新建立受损构件对载荷传输的连续性。因此，修理的本质就是一个把载荷由母体材料传入、并传出补片的连接接头。

究竟应当进行螺栓连接的还是胶接的修理，将取决于修理设计准则、构件构型、以及后勤要求。在决定较合适的修理类型时，主要的考虑因素如下。

情 况	螺 接	胶 接
小载荷，薄（<2.5 mm. [0.10 in]）		×
大载荷，厚（>2.5 mm. [0.10 in]）	×	×
高剥离应力	×	
蜂窝夹芯结构		×
干燥及清洁的被连接表面	×	×
潮湿和/或有污染的被连接表面	×	
需要密封	×	×
需要分解结构	×	
恢复无缺口强度		×

在任何情况下，特定构件的结构修理手册（SRM）将对所使用的修理类型给出指导。

8.3.4.2 损伤清理和修理部位的准备

一旦确定了损伤周围的修理范围，就可着手清除损伤。第一步是用手工打磨或其他机械方法清除表面涂层；禁止使用化学除漆剂，因为这会腐蚀复合材料的树脂体系同时会有残留进入芯子。一旦清除了表面涂层和底漆并能清晰确定损伤的铺层，如果发现损伤只部分深入层压板厚度，就用砂磨或其他机械方法除去损伤的铺层；如果损伤完全穿透层压板厚度，就可进行修割。在这两种情况下，已准备良好的场所都应具有明确确定的几何形状和平滑的切口边角。必须切掉损伤的芯子，要特别小心不要损伤到板对面（未损伤的）复合材料蒙皮的内表面。

一旦清除了损伤，必须检测修理区域有无水分和/或污染物的迹象。污染物（例如液压油或发动机滑油）将渗透到复合材料中因而极难得到清洁的胶接表面；他们还可能使复合材料的力学性能下降。没有检出的水分将在高温固化过程中转化为水蒸汽。当水蒸汽在壁板内寻求出路时，引起芯子的破坏和层压板脱胶。已发现，当被胶接到母体复合材料上的补片中水分含量高于名义值（0.3%重量水分含量）时，出现较低的胶接强度。对于室温固化的蜂窝夹层构件，不希望有水分的存在，特别是铝芯子材料的情况。关于应当如何在修理复合材料构件以前将其清洁和干燥，SAE ARP 4916（文献8.3.4.2(a)）和ARP 4977（文献8.3.4.2(b)）给出了指导意见。

胶接修理时，对修理安装部位的准备通常包括对铺层的斜削打磨和台阶的切割。这样做是为了把载荷逐渐导入和引出修理的材料。对于外补片，用台阶式修补的另外考虑是为了把气流的干扰减到最小。SRM中一般都规定了斜削角、搭接及台阶的长度。

8.3.4.3 螺栓连接修理

8.3.4.3.1 修理概念

螺栓连接修理中，可能包含一个形成单剪接头的外补片或内补片，或者包含两个补片（每边一个）形成双剪接头，见图8.3.4.3.1。在这两种情况下，载荷都是通过紧固件和补片用剪力传递的，但在双补片修理的情况下，载荷传递的偏心为最小。螺栓连接修理的主要缺点是，要在母体结构上钻出的新孔，造成应力集中和损伤的起始点，削弱了结构。

外部螺栓连接的补片是最容易的修理形式。以足够的面积的补片搭接在母体蒙皮上，以便安装足够数量的紧固件来传递载荷。对于大型的修理，补片可以是有台阶的，并可在不同行使用不同尺寸的紧固件以利于载荷传递。外补片的厚度可能受到空气动力考虑的限制，并由于中性轴偏置导致载荷偏心而受到限制。然而，因为可使用盲紧固件（即能够只从一边进行安装），这种修理不需要从背面接近。如果不能使用外部补片，则可以使用内补片。当不能从背面接近时，则将补片剖分以便从蒙皮的椭圆或圆形开口中将其塞入。在某些情况下，必须把损伤沿主要载荷方向扩大以增加修理的效力。由于硬件原因，内部螺栓连接的补片可能产生与骨架元件互相干扰的问题。从载荷传递的观点，同时使用内补片和外补片的双补片修理是希望的修理方式，但是，这种修理比较复杂也比较重。

对于复杂的修理，可能需要多排的紧固件以便逐渐把载荷由所修理的构件引入修理补片。事实上，载荷不可能在所有多排紧固件之间平均分配，但是仔细设计补片的几何形状、紧固件直径与间距，可以减轻第一排紧固件的最大载荷。在批准的修理手册或程序（SRM，TO，或TM）中，通常没有规定这样复杂的修理，一般需要有工程输入来进行设计。

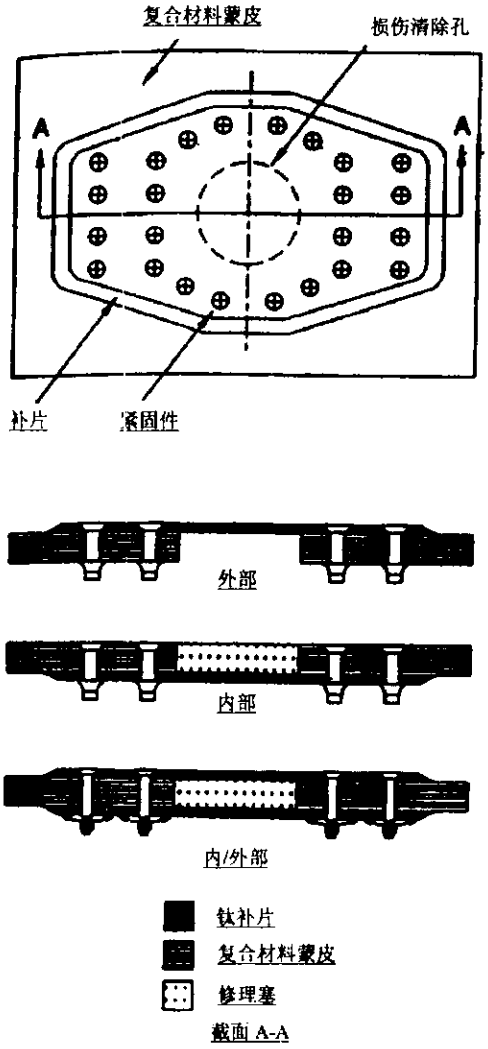


图8.3.4.3.1 基本的修理连接（螺栓连接）

8.3.4.3.2 修理材料

对螺栓连接修理，只需要选择补片材料和紧固件。补片材料可以是铝、钛或钢、或者预固化的复合材料、碳/环氧、或玻璃纤维/环氧。在碳母体材料上用铝补片进行修理时，要在其中间铺一层玻璃纤维布，以防止电化学腐蚀。修理承受高载荷的构件时，通常喜欢用钛或预固化的碳/环氧补片。对于承受高应变并伴有严重疲劳载荷环境的结构，采用碳/环氧补片进行修理可能更有效。预固化的碳/环氧补片将与母体材料具有同样的强度与刚度，因为他们一般是同时进行固化和检测的。这一类补片的主要缺点是，它们不能与曲面或不规则表面一致，同时预固化过程中出现的翘曲可能导致配合不好而需要加垫片。

复合材料构件修理中，限于选择钛、蒙乃尔铜-镍合金或不锈钢的紧固件；紧固件的类型的选择则严格受限于SRM。可在本卷的第6章找到有关复合材料紧固件的讨论。

一个通常的误解是，对螺栓连接修理的材料只需要很少的后勤支持。这是错误的，因为需要存储具有不同夹紧长度的很多种类紧固件。因为复合材料的紧固件价格昂贵，这样的存储代价很大。如果使用预固化的碳/环氧补片，需要有不同尺寸和厚度的补片，因为需

要专门的设备将其切割到一定尺寸。

8.3.4.3.3 修理分析

按照螺栓接头分析的办法进行螺栓连接修理的分析，见第三卷6.3节。下面将提出主要的步骤，特别强调与修理有关的内容。

8.3.4.3.3.1 估算通过修理部分传递的载荷

如同在引言中所定义的，修理是一个连接接头，载荷在该处由母体材料传入补片再传出，估算通过修理处传递的载荷，是修理分析的第一阶段。

有两个情况，即在编写SRM期间，或者当需要修理的损伤超过了SRM所允许的限制时，需要进行修理的分析。（第8.3.2节讨论了修理要求和取证要求）。SRM是由制造商编写的，他们从无损伤结构的分析中得到所有需要的信息。在第二种情况下，必须由制造商处获得有关载荷的信息。在特殊的情况下，特别是在临时修理时，可以用已知的母体结构设计反向推算来得到近似的载荷。应当小心地利用保守的近似值，即按母体结构的几何形状与铺层情况所能够承受的最大载荷所得出的值。

8.3.4.3.3.2 修理部分分摊的载荷

知道通过修理处传递的载荷后，必须求出这个载荷在不同紧固件之间的分布，然后，必须确定每个紧固件区域内在母体结构、补片、和紧固件之间的载荷分配。按照第三卷6.3.2.1节进行分析工作。

8.3.4.3.3.3 局部破坏分析

- 母体结构——所连接的母体部分可能并不适合采用机械固定连接，这可能是由于没有足够的厚度或适当的铺层来提供对挤压的抵抗。因为不可能改变其铺层，唯一的办法是再粘接额外的铺层。然而，必须小心避免造成很不对称的铺层形式，还必须小心正确地估计挤压/旁路比，并考虑所有可能的层压板破坏模式（第三卷，图6.3.2.3(a)），以避免因修理部位周边的破坏而使损伤扩大。分析技术依照第三卷，第6.2.2.2和6.3.2.3节进行。对于准备将这修理方案纳入SRM的情况，通常要执行一个试验计划，以验证所作的分析并证实所作的修理。
- 补片结构——在补片设计中，可按照分析的结果自由选择复合材料的材料类型、铺层及厚度。准备的补片可提供正确的强度、刚度、边距和螺栓间距。在准备使用复合材料补片的情况下，可以按照第三卷，第6.2.2.2和6.3.2.3节进行分析。
- 紧固件——应当用试验或分析方法决定紧固件的刚度，并将其用于以后进行的整个修理分析。应确定紧固件的拉伸和剪切应力是否满足静强度和对疲劳载荷的要求。关于紧固件的选择问题，见第三卷,第6.3.3.3节的讨论。

8.3.4.3.4 修理程序

本节介绍完成螺栓连接修理的一般程序。具体的修理程序在SRM，NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）和空军的TO 1-1-690（文献8.3.4.3.4(b)）中给出。在本节的最后，将介绍一个典型螺栓连接修理的例子。螺栓连接的修理程序包括六个单独的步骤：(1)补片准备和钻导孔；(2)在母体蒙皮上给出孔的位置，并钻蒙皮导孔；(3)如果补片覆盖了蒙皮上已经存在的某些孔，把蒙皮上的孔复制到补片上；(4)对补片和蒙皮钻/铰孔；(5)安装补片和紧固件以，及(6)将修理处密封。

把补片固定到受损伤结构以前，第一步要切割补片使其达到规定的形状和大小。在某些情况下，采购的修理补片是预先加工成形并预先钻孔的。如果要进行切割，应当使用适合这补片材料的车间标准加工程序。对金属补片需要锉磨，以防止沿所切割的周边出现裂纹起始源点。当在复合材料上钻导孔时，修理紧固件的孔最少必须离开现有紧固件四倍直径，并最少保持2.5倍紧固件直径的边距（这与金属情况不同，在金属情况下标准的边距是两倍直径）。所用的具体导孔尺寸和钻头类型应当依据相应的SRM。

为了将补片在损伤区域就位，应当在构件上画出定义主载荷或几何方向的两条互相垂直的中心线。然后，画出孔的分布图样，钻出蒙皮上的导孔。接着，把补片的主方向对准母体结构的主方向。标记出补片的边界，以便其能够恢复到同样的位置。取下补片之后，建议检测补片周边与最外的孔之间是否有足够的边距，然后，将补片上的导孔进行扩孔。

应当支持复合材料蒙皮以防止其劈裂，然后用内部的紧固件重新连接补片，以可以扩大角上的紧固件孔，接着对所有的孔进行铰孔。通常推荐对飞机构件采用（+0.06/-0.00 mm [+0.0025/-0.000 in]）的允差，对于复合材料这就意味着不使用干涉的紧固件。

一旦把紧固件孔钻到全尺寸并进行铰孔，就要安装永久的紧固件。在安装以前应当使用夹紧长度计测量每个紧固件的夹紧长度，因为不同的修理需要不同的紧固件，应当参考SRM了解许可的紧固件类型和安装程序。不过，所有的紧固件都应当用密封剂并按适当的螺钉和螺栓扭距进行湿安装。

螺栓连接修理中使用密封剂，是为了防止水/湿气的侵入、化学损伤、电化学腐蚀和燃油泄漏。这也提供了外形的平滑性。必须将密封剂涂在清洁的上表面，通常在补片的周围贴上保护带，保护带平行于补片的边缘，在补片边缘和保护带之间存有小间隙，密封剂就涂在这个间隙内。

8.3.4.3.5 螺栓连接修理举例

作为一个说明的例子，这个对复合材料蒙皮穿透损伤的外补片螺栓连接修，理取自NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）。如图8.3.4.3.5所示，这个修理适用于厚整体蒙皮的修理，孔直径可达100 mm（4 in）。将一块金属板罩在孔的上面，用40个盲紧固件把板紧固到蒙皮上。假定这个修理只能够从单方向接近。用一块稀纱布来防止电化学腐蚀。这个修理对具体应用情况的适用性，取决于载荷的状态和层压板的厚度。

8.3.4.4 胶接修理

8.3.4.4.1 修理概念

最常使用的两种胶接修理，是使用与母体材料相平齐的外补片或内补片，如图8.3.4.4.1所示；也常使用将这两者组合的修理方法。尽管外补片通常是阶梯式的，内修理却可能是阶梯式或斜削的；斜削的角度一般很小，以易于将载荷引入连接处并防止胶粘剂逸出；这坡度为1/10-1/40的厚度-长度比。处于修理材料和母体材料之间的胶粘剂通过剪力把载荷由母体材料传给补片。外补片修理概念是这二者中较容易实现的，其缺点是有载荷的偏心（会引起剥离应力）和会突出到空气流之中。可以通过台阶式补片、或使补片形成锥度，以降低补片边缘的应力集中，如图8.3.4.4.1所示。由于检测胶接修理的困难，与螺栓连接修理相比，胶接修理需要较好的质量控制、训练有素的人员和较好的清洁度。

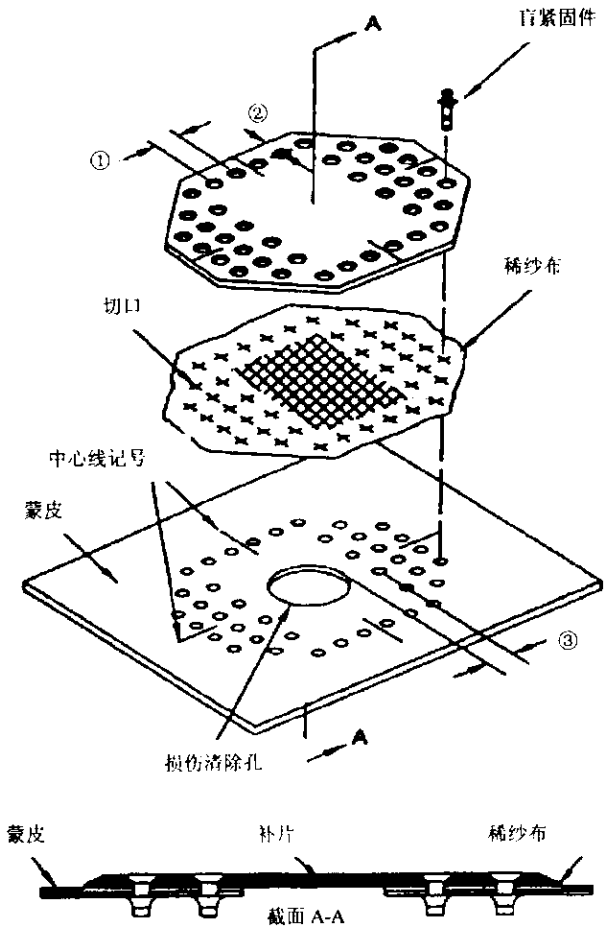


图 例

① 紧固件必须有最小间距 4*D* 最大间距 6*D*

② 紧固件必须有最小间距 3*D*

③ 紧固件到损伤清除孔边界最小必须有 3*D*

注：先在补片上钻导孔（3.25 mm(0.128 in)直径），穿透复合材料蒙皮后扩孔到最终尺寸。

图8.3.4.3.5 螺栓连接修理的修理布置，外补片

从载荷传递的观点看，图8.3.4.4.1的斜削式连接更加有效，因为母体材料和补片的中性轴很接近从而减少了载荷的偏心度。但是，这个构型在进行修理时有很多缺点，首先，为保持小斜度必须去除大量完好的材料；其次，必须非常精确地铺设替换的铺层，并将其安置在修理连接内；第三，如果不在热压罐内进行固化，对固化更换的铺层时可能导致显著的强度下降；第四，胶粘剂可能流到连接的底部，形成不均匀的胶层。以一序列小的台阶来近似这种斜削，有可能缓解这些问题。由于这些原因，除非构件是轻微受载，通常只在修理厂进行这类修理，如果在那里能够把构件装入热压罐内，这类修理可能达到原先构件的同样强度。

虽然看起来这里只有两类通用的修理概念，但这多少有些误解，因为可以用很多不同的方法来实现这两类修理连接。补片可以是预固化的，然后再二次胶接到母体材料上，这个方法最接近于螺栓连接的修理；补片可由预浸料制成，然后与胶粘剂同时共固化；最后，可以用干布、糊状树脂制作补片，再进行共固化。后面的这个修理叫做“湿”铺贴修理。固化循环的时间长度、固化温度和固化压力也可以变化，这就增加了可能的修理组合数。

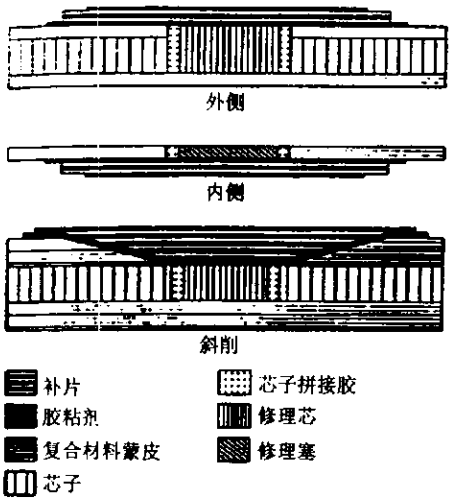


图8.3.4.4.1 基本修理连接（胶接）

8.3.4.4.2 修理材料

胶接修理中需要同时选择修理材料和胶粘剂，这个选择不能独立进行的，因为胶粘剂和修理材料的固化参数必须和共固化修理相一致。胶接修理还需要一些用于修理的工艺过程但不存留在修理处的材料。胶接修理使用的很多材料需要特殊的处理，它们对存储时间和温度敏感，并可能在修理过程中需要可控的环境条件。

在空军的TO 1-1-690（文献8.3.4.3.4(b)）和NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）中，对胶接修理可用和需要的材料提供了非常好的介绍。应当指出，和金属不同的是，这些修理材料的力学性能对所用固化过程的依赖极大。因为修理的固化过程通常不同于原先构件制造中的过程（固化温度和/或压力较低），材料供应商已经开发了按修理过程优化的独特材料。应当指出，修理材料在强度和刚度上通常低于原先的构件材料。第二卷中专门有一节介绍修理材料的性能。

胶接修理的金属补片是用薄片材料制成的，他们彼此胶接在一起构成一个台阶式的补片。预固化的复合材料补片也使用了同样的方法，但其薄片由两个或多个单向层织物或带组成。由于可以在热压罐中进行预固化的补片的固化，它们是用构造原先构件的复合材料制作的。

共固化的胶接修理中，可使用母体材料的预浸料（如果可以在热压罐中对修理部分进行固化），或使用修理材料的预浸料，或者使用干织物和糊状树脂。使用后一类材料时就定义为“湿”铺贴修理。预浸料对复合材料内部提供了均匀树脂的分布，但需要冷藏存储。湿铺贴修理所使用的树脂通常包括两个无需冷藏的组分。然而，混合这两个组分和把这混合的树脂涂刷到干织物上时，需要严守书面的规定协议，并由有经验的人员来实现一致的修理。对复合材料的所有修理材料都需要进行来料控制，或重新试验关键的性能，以保证所使用材料的完整性。AC 145-6（文献8.3.2.5(b)）讨论了修理材料的来料要求。

在第8.2.3节讨论了胶接修理中希望的胶粘剂性能。这里限于讨论可用的和正在使用的胶粘剂类型，这两类胶粘剂是胶膜和胶糊。提供胶膜时可能带有或不带网状衬布，典型的厚度在0.064-0.25 mm（0.0025-0.01 in）之间。衬布可方便处理，形成更加均匀的胶层，并有助于减少电化学腐蚀。虽然胶膜的胶层厚度比糊状胶粘剂更加均匀，但由于修理构件的

不可接近性或缺少冷存储设备，有时需要使用糊状胶粘剂。在湿铺贴修理中几乎总使用糊状胶粘剂，因为其在固化特性上与糊状树脂更加兼容。和糊状树脂一样，糊状胶粘剂包含两个具有长存储期的单独的组分。相反，膜状胶粘剂的使用比较普遍。当用预浸料做修理补片时，一般需要较高的温度和压力进行固化。

胶接修理需要很多辅助材料，它们不会成为修理的一部分，在修理完成后将被清除并抛弃，其中包括真空袋材料、稀纱布、吸胶布/透气材料、分离膜、胶带、擦拭材料和溶剂，这些材料的技术条件通常由特定的SRM给出。

8.3.4.4.3 修理分析

从结构的角度，胶接修理处是一个胶接连接接头。作为一个连接，载荷从母体结构通过胶接的补片（单搭接）旁路，绕过母体结构的损伤部分；补片在几何上通常是二维的。如果修理夹层结构，其修理后的或新更换的芯子构成支持面外载荷的基础，这正是胶接修理对夹层结构非常有效的缘故。胶接修理的修理分析按照胶接接头的分析原理进行，见第6卷6.2.3节。其主要步骤类同螺栓连接的修理（第8.3.4.3节），包括：

8.3.4.4.3.1 修理部分传递的载荷估算

如同第8.3.4.3.3节螺栓连接的修理。

8.3.4.4.3.2 分摊到修理部分的载荷

在胶接修理中载荷流是连续的，取决于被胶接体与胶粘剂的弹性特性和连接的几何特征。在某些情况下，可以用搭接或盖板接头的模型来近似其几何特征，用二维有限元模型来计算在蒙皮、补片、和胶层之间的载荷分布，用非线性解法来计入胶粘剂的非线性应力应变特性（第三卷，第6.2.3.6节）。

可以用几个专门开发的计算机程序来分析胶接修理。文献8.3.4.4.3(a)中讨论了PGLUE程序（文献8.3.4.4.3(b)），A4EI程序（文献8.3.4.4.3(c)）和ESDU8039程序（文献8.3.4.4.3(d)）。PGLUE程序包括一个自动网格生成器，为所修理的壁板生成一个三维的有限元模型，包括三部分——带开孔的板、补片、和连接补片与板件的胶层。分析中考虑了胶粘剂的塑性，然而通过ASIAC得到的这个版本并未考虑有可能很关键的剥离应力。传统的胶接连接程序，例如A4EI和ESDU8039，只对通过修理处薄板建立模型，同时未考虑薄板侧边的二维加劲效应。这两个胶接连接程序都允许台阶式的补片。A4EI考虑了胶层剪应力的塑性特性，但不能够预计剥离应力；而ESDU8039预计了连接的剥离应力但没有考虑塑性。

8.3.4.4.3.3 局部破坏分析

1. 母体结构——如同螺栓连接修理的情况，母体结构是修理设计中的已知部分。胶接修理的优点在于载荷以连续的方式引入到母体结构，不会使母体结构出现任何应力集中，因而不需要增大连接区域的厚度。确定了母体结构内的应力分布以后，按照第三卷的第5.3和5.4节进行应力和破坏分析。
2. 补片结构——和母体结构同样进行。
3. 胶层——第三卷的第6.2.3节广泛讨论了胶粘剂连接的应力分析，但是目前还没有包括失效准则。应当考虑到以下的因素：
   - 接头的设计不应当使胶层成为危险的连接元素。
   - 通过设计（采用斜削式或台阶式的被胶接体、充填等）应使剥离应力和横向剪

切应力最小。

- 考虑胶粘剂的非线性应力-应变特性（通常用弹塑性应力-应变曲线来近似）。
- 所测得胶粘剂弹性力学性能对其厚度的依变关系。
- 胶粘剂的性能由于环境和长期退化而改变。

8.3.4.4.4 修理程序

本节将介绍完成二次胶接、预浸料共固化、以及进行湿铺贴修理所用的一般程序，具体的修理程序由SRM、NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）、和空军的TO 1-1-690（文献8.3.4.3.4(b)）给出。胶接修理中需要严密控制修理的过程和修理环境。胶接连接的结构完整性在很大程度上依赖于工作区域的清洁度和其周围的大气温度及湿度环境。其他重要因素还有技艺和相配构件的几何配合等。本节最后部分将介绍一个胶接修理的典型例子。

影响胶接修理的四项主要操作是：补片与母体部分的表面准备，涂抹胶粘剂，真空袋设置，和进行固化。因为所要进行的胶接修理类型、所使用的材料、以及所修理的构件不同，每项操作都可能不同。修理的尺寸可能受限于所允许的胶粘剂曝露时间。按照补片的图纸来铺贴复合材料带或织物、金属薄片或干织物材料。采用标准的车间程序，用预浸料来制造复合材料补片用的层压板。在浸润树脂前先把湿铺贴用的干织物层切割到需要的尺寸，以使修理时间最少。关于如何适当地混合树脂，见SAE文献ARP 5256——树脂混合（文献8.3.4.4.4(a)）和NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）的说明。用混合的树脂浸润干织物的方法见SAE文献ARP 5319“修理铺层所用干织物的浸润”（文献8.3.4.4.4(b)）中的介绍。

在涂抹胶粘剂以前，必须用溶剂把修理补片和母体表面擦拭干净并让其干燥，此时，应当把复合材料的表面磨光（轻轻地喷砂比用手工打磨更加均匀），然后用无毛絮的布将表面擦干。金属补片有特殊的表面准备要求，这取决于用的是铝补片还是钛补片。应当严格遵守在SRM和MIL-HDBK-337（文献8.3.4.4.4(c)）中对这些问题的详细规定。首先把粘剂胶的膜贴附在补片上，再进行修整，然后固定到损伤的区域。

袋装是把修理处封闭起来准备固化的一个操作步骤。由于大多数修理在热压罐之外进行，这里所述的过程将只涉及真空袋的设置；这样使得能够在大气压力下进行修理处的固化。当可以在热压罐内进行修理处固化时，就可能施加更高和更均匀的附加压力。图8.3.4.4.4(a)所示为一个典型的袋装安排方式；其中，补片的预浸料铺层将与一层胶粘剂进行共固化，同时使用一个加热毯来提供热量。从补片的顶部开始，修理的袋装组合中包括：多孔的分离膜，以防止吸胶层粘在修理层上；吸胶层，用来吸收多余的树脂（假设预浸料不是净树脂型的）；带孔的聚酯薄膜（Mylar）隔离层，以便透气；均压板或压力板，帮助形成光滑的修理表面；透气层，为用真空源抽出袋内原先截留的空气提供通路；最后是橡胶的真空袋，在真空袋周围处用胶带进行密封。当胶接修理中使用金属补片或预固化的复合材料补片时，仍需要用袋装方式对胶粘剂施加真空压力，但其形式比较简单。

袋装过程的一个必要组成部分是：安置热电偶以检测固化过程中构件和修理部位的温度。需要在构件上安置热电偶，以保证构件不过热。图8.3.4.4.4(a)只显示了一根热电偶的金属线。（更加通常的做法是在真空袋内安置加热毯）。对于大型修理，需要更多的热电偶以反映整个修理区域的温度分布。采用适当袋装技术的目的之一，是要在修理处达到均匀的加热分布。在某些情况下，在袋内插入一块薄铝板或薄铜板以达到这个目的，但此时必须小心避免刺破袋子。关于应当在何处安置热电偶，NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)）

中有很好的说明。在SAE ARP 5143“装袋”中（文献8.3.4.4.4(d)）对适当的装袋技术给出了指导性意见。

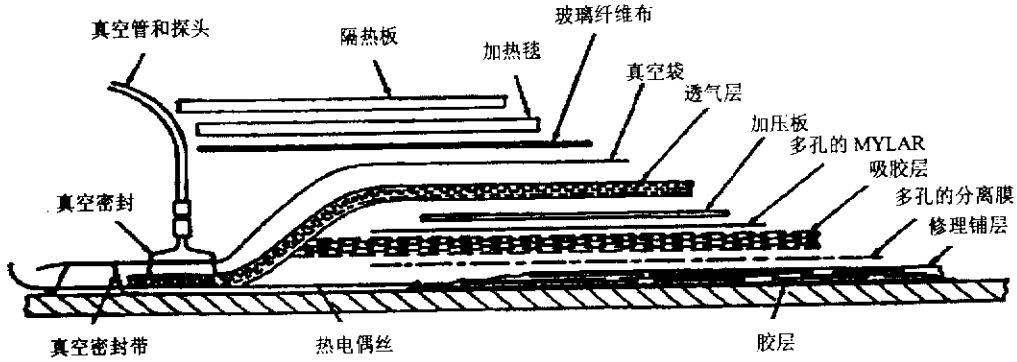


图8.3.4.4.4(a) 真空袋铺放剖面示意图

通过加热而加速化学的交联过程，实现结构胶粘剂和复合材料树脂的固化过程。因此，固化温度应当足够高，但应该小心不要达到可能损伤原先结构的温度。进行固化时尽可能保持低的固化温度，这是安全的策略。加热的速率很重要，因为树脂和胶粘剂在过程中经受着物理和化学的变化。因此，树脂和胶粘剂的固化循环必须相容，并要遵照预定的时间-温度曲线，即遵照温度增加的速率、保温持续周期以及降温速率。如果修理中采用热压罐固化，必须按照固化的技术条件施加压力。通常按最大的热电偶读数来控制最大允许温度。固化时间则按照最小的热电偶读数来调整。当完成固化后，要等修理组合冷却后才解除真空压力。关于这方面的更多细节，见SAE ARP 5144“热固性树脂固化的加热”（文献8.3.4.4.4(e)）。

加热毯（或者单独使用，或与修理器材一起使用）在胶接修理的固化中应用最广泛。热压罐、烘箱和石英灯是其他一些可接受的方法。

双真空袋处理的概念是几个可供选择的方法之一（文献8.3.4.4.4(g)）；自1980年代初以来就研究这些方法（文献8.3.4.4.4(f)），旨在为较厚层压板发展一些工艺过程，改进复合材料层压修理补片的整体质量。海空军作战中心（Naval Air Warfare Center）1983年的研究证明，双真空袋方法可在预浸料修理补片中形成较低的孔隙率、改善了树脂的分布、并改善了由树脂控制的力学性能（文献8.3.4.4.4(h)）。这计划还研究把双真空袋过程作为排除气体、压实的中间步骤，并作为在大气环境中存储预浸料修理补片层压板的阶段性方法，供以后作为共胶接的外场修理补片，用单真空袋方法在飞机上进行最后的固化。1992年，这项工作被推广到湿铺贴以及预浸料修理补片的双真空袋过程（文献8.3.4.4.4(i)）。近期的工作证实，采用针对具体树脂体系优化后的双真空袋工艺参数，例如排气和固化温度、加热速率、排气时间、真空水平、吸胶层数量等，可以进一步改善修理补片层板的整体质量（文献8.3.4.4.4(j)）。

为了用双真空袋过程制造湿铺贴修理层板，需要附加一个步骤，即把预浸的织物放置在如图8.3.4.4.4(b)所示的排气组合系统内。

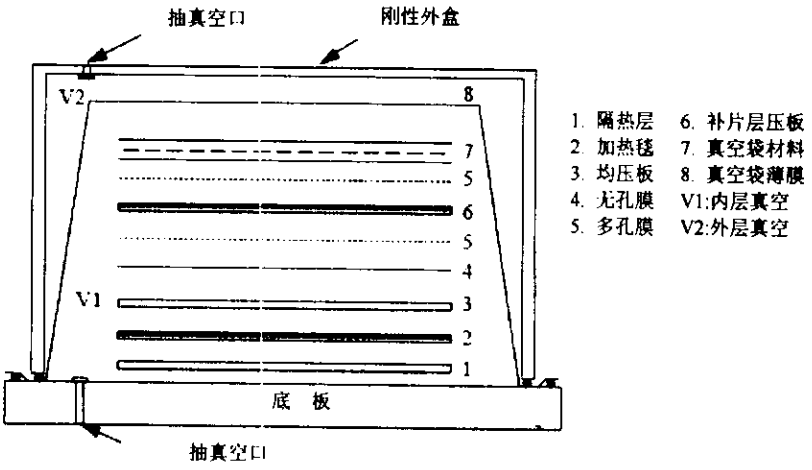


图8.3.4.4.4(b) 典型的双真空袋排气组合系统

为了开始这个排气的过程，抽空内柔性真空袋内的空气。然后把刚性外盒相对内部真空袋进行密封，再抽出刚性外盒与内柔性真空袋之间的空气。由于这个外盒是刚性的，第二次抽真空就可防止大气压力向下压到内真空袋再压向补片。这样，就可防止空气泡被“压缩”到层压板内，并由于内部真空而便于排除空气泡。然后，把层压板加热到预定的排气温度，以降低树脂的黏性并进一步排除层压板内的空气和挥发物。通过加热毯进行加热，用直接安置在加热毯上的热电偶进行控制，以限制在排气循环中树脂前移的总量。

一旦完成了排气循环，就将连接在外刚性盒上的真空源卸载，这样就使盒内重新恢复大气压力，对内真空袋施加正压力，以压实层压板使铺层形成一体。完成这个压实循环后，就从组合系统中取出层压板并准备进行固化。

在使用预浸料修理补片层板的情况下，将预浸料的铺层进行切割、铺叠、并放入图8.3.4.4.4(b)所示的双真空排气组合系统内。在这个过程中，沿层压板的边缘放置热电偶，以保证层压板的所有区域达到需要的排气和压实温度。与湿铺贴的分段（staging）过程相反，在预浸料的分段过程中不需要吸胶材料。

为了开始这个分段过程，先将内真空袋和外部盒抽真空。然后将预浸料的层板加热到排气温度。一旦完成了排气循环，就把层压板在温度下压实使铺层形成一体。完成压实循环后，从这组合系统中取出完成分段处理后的预浸料层板，然后，或者准备加以存储，或者立即进行固化。

已经证明，这双真空袋方法能够生产出空隙含量低、压实程度好的修理层压板，接近于用热压罐生产的层压板。但是，由于需要使用刚性的外真空盒，其使用受到一些限制。在共胶接的应用情况下，必须对补片层压板进行排气、压实，并离开飞机分段进行。 因为分段处理的补片为可成形的，可以把这补片转移到飞机上，按照外廓成形、用单真空袋过程共胶接到位并最后固化。这个两段的过程是必要的，因为在飞机上使用刚性真空盒组合系统会产生一个剥离载荷，这个载荷可能大到足以进一步损伤母体结构。同样，这个真空盒组合系统也难于（如果不是不可能的话）安装在有外形轮廓的表面上。补片的整个尺寸也受到刚性外盒最大实际尺寸的限制（实际上，可相对移动的真空盒最大约610 mm（24 in）宽和610 mm（24 in）长）。

8.3.4.4.5 胶接修理举例

第一个胶接修理的例子，是对某个16层层压板贯穿损伤的简单斜削式修理；这个修理取自空军的TO 1-1-690（文献8.3.4.3.4(b)），如图8.3.4.4.5(a)所示。斜削层中，以取向和厚度相同的修理铺层来更换母体的铺层，斜削的斜度由SRM确定。用在外、内模线（OML和IML）以外、铺在修理处的顶部的附加铺层，来补偿由于真空压力固化造成的更换铺层的强度降和刚度降，并保护修理的部位。这些外部的铺层彼此相同，以保持板的对称性。其0°和45°的铺层为齿状，以防止较大铺层的剥离。从齿状的铺层方向，人们可以假想主轴载荷是在0°方向并具有剪切分量。用标准的齿剪裁工具进行边缘剪裁，形成3.18 mm（1/8 in）深的齿。

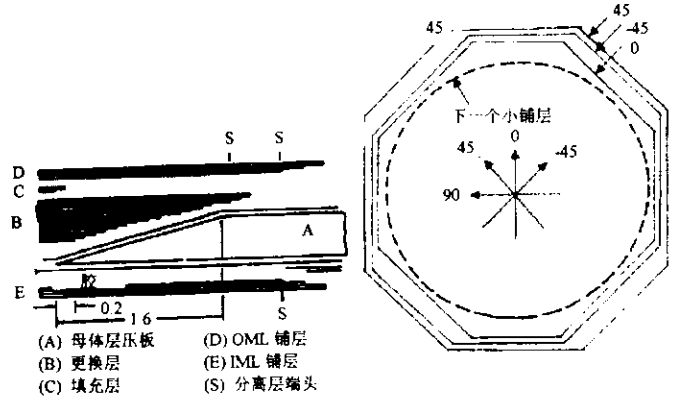


图8.3.4.4.5(a) 单-嵌接胶接接头修理

另一个较复杂的胶接修理例子如图8.3.4.4.5(b)所示；这是对蒙皮及其下部加筋条贯穿损伤的修理；试验证实，这个外场修理可恢复原先的强度和刚度。用一个圆形的湿铺贴外补片来修理蒙皮；而以Rohacell泡沫材料为模具和填充材料，并用湿铺贴方法在上面铺放一个正方形复合材料补片，对J-加筋条则加以重建。

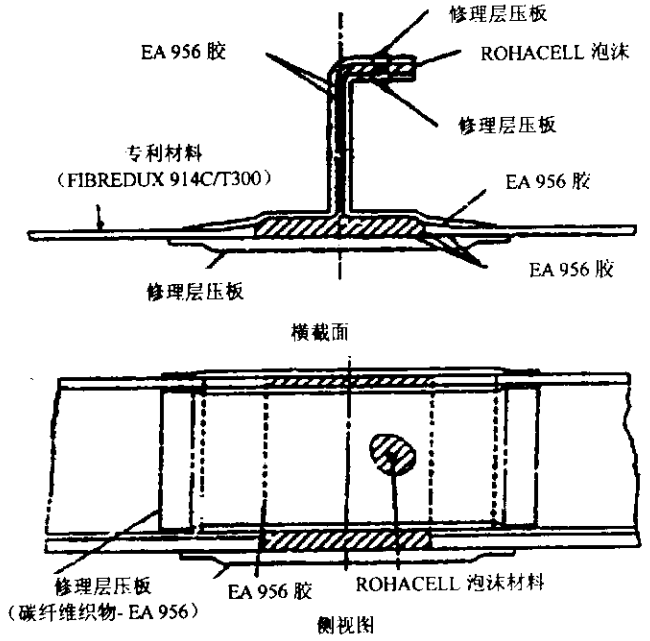


图8.3.4.4.5(b) J-加筋板件的外场修理

8.3.4.5 夹层结构（蜂窝芯）修理

大多数服役损伤进行的结构修理是对金属或复合材料夹层结构的修理。由于目前的复合材料构件大部分是轻型夹层结构，它们对损伤很敏感也容易受到损伤；也可将在金属夹层结构修理中所积累的修理经验用于复合材料夹层结构的修理。复合材料所额外具有的柔韧性还有可实现平齐的斜削修理。

8.3.4.5.1 修理概念

夹层结构是一种胶接结构，同时其面板是薄板；对夹层结构的损伤一般采用胶接修理。因此，进行修理的工艺过程也与上面讨论的胶接修理相似，只是增加了对受损伤芯子的修复。在修理夹层结构的一个面板蒙皮时，应当记住有一半的面内载荷是通过该面板传递的，因此，如果修理的刚度不能接近于未损伤的面板时，额外的弯矩会在面板和芯子之间引起剥离载荷。这样，通常只在薄蒙皮修理情况使用外补片，而对厚蒙皮修理则采用斜削修理。

8.3.4.5.2 芯子的修复

有三种通用的方法可以进行全高度芯子的更换，即芯子填充法、糊状胶粘剂法、和胶膜/泡沫法。这三种方法如图8.3.4.5.2(a)所示。芯子填充法用玻璃纤维絮状物充填的糊状胶粘剂来更换受损伤的蜂窝芯，因而限于小损伤的情况。必须计算修理的重量并与SRM中所设定的飞行控制重量及平衡限进行比较。其他两种方法可根据可能得到的胶粘剂选择使用。然而，糊状胶粘剂法的修理比胶膜/泡沫法重很多，特别是在损伤直径大于102 mm（4 in）的情况下。胶膜/泡沫法所使用的发泡胶粘剂是一种薄的无支持环氧树脂膜，其中含有的发泡剂在固化过程中被释放而形成泡沫。这个膨胀的过程需要在正压力下进行，以形成坚固、高度结构化的泡沫。和膜状胶粘剂一样，发泡胶粘剂需要高温固化和冷藏存储。芯子更换通常用单独的固化循环完成，而不和补片进行共固化。

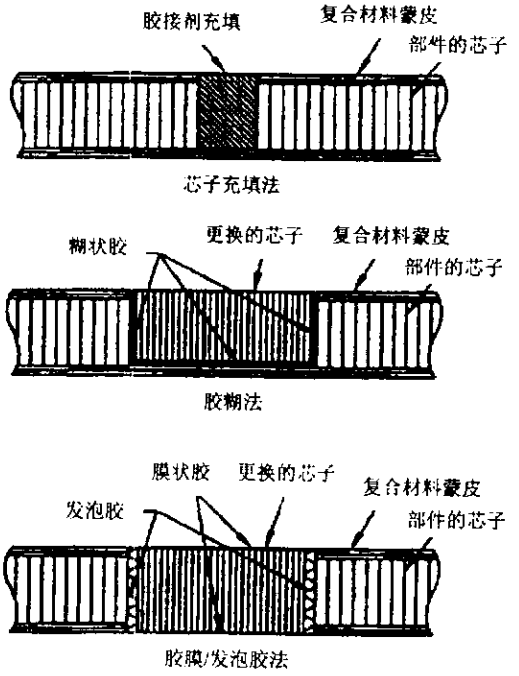


图8.3.4.5.2(a) 芯子更换方法——全高度

对于部分高度的损伤，可以用不同的方法把更换的蜂窝芯固定到母体蜂窝芯上，如所图8.3.4.5.2(b)所示。这两种方法介绍了预浸料/膜状胶粘剂胶接和湿铺贴胶接。这两种胶接方法已在第8.3.4.4节中进行了讨论。关于如何进行简单构型的芯子修复，在SAE ARP 4991“芯子修复”（文献8.3.4.5.2）中有一般的介绍。

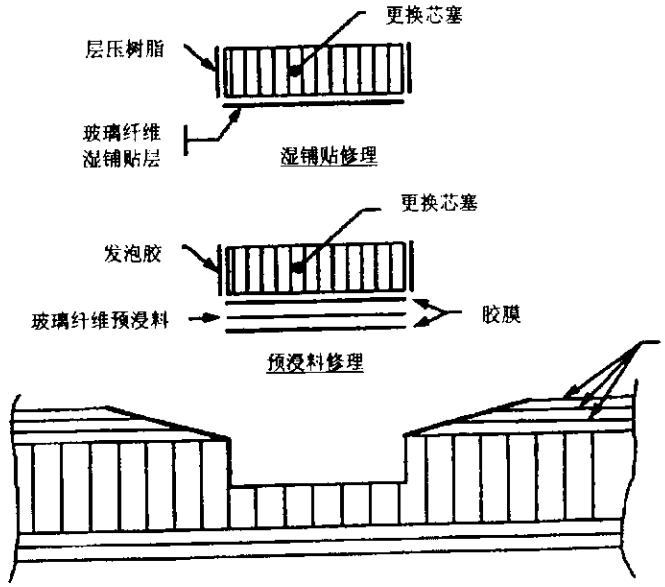


图8.3.4.5.2(b)　芯子更换方法——部分高度

8.3.4.5.3　修理程序

进行芯子更换之后，对夹层结构的修理过程进入对面板的螺钉连接修理或胶接修理，分别如8.3.4.3节和8.3.4.4所述。在进行面板修理之前需要再执行一个步骤，即在曝露的芯子顶部胶接一个预固化的玻璃纤维塞，用于保持芯子和面板之间胶接的连续性。

通常用胶接的补片进行夹层结构的修理。对于夹层结构的胶接修理，必须坚持的特殊考虑有：必须将蜂窝芯彻底干燥以防止固化过程中出现面板脱胶；以及固化压力必须低，以防止蜂窝芯压塌。如果不能将蜂窝芯干燥，并已经在SRM中批准的话，则采用低温（93℃（200℉））固化。

偶尔也用螺栓连接的外补片对夹层结构进行修理。在此情况下，必须用芯子更换时所用的填充料，充填螺栓将要穿过处的芯子把蜂窝芯增强。充填区域的直径至少为螺栓孔直径的3倍。对于这类修理应当使用夹紧力有限的特殊螺栓。

8.3.4.5.4　夹层结构修理举例

这个夹层结构的修理例子取自NAVAIR 01-1A-21（文献8.3.4.3.4(a)），显示的修理情况为操纵面带有全高度损伤、损伤的直径足够进行芯子更换。实际的修理步骤如图8.3.4.5.4所示；步骤中包括：清除损伤的材料，干燥修理的区域，修配更换的芯子，使用有足够玻璃纤维絮片的充填胶糊（使胶粘剂成的浓度达到油灰状）将更换芯子定位，对芯子机械加工使与构件的外形匹配，用发泡胶安装芯子并用加热毯固化，以及用另外的固化循环安装外补片。在这个例子中简略了最后固化的细节。除非补片是预固化的，否则袋装真空固化的情况将更为复杂。

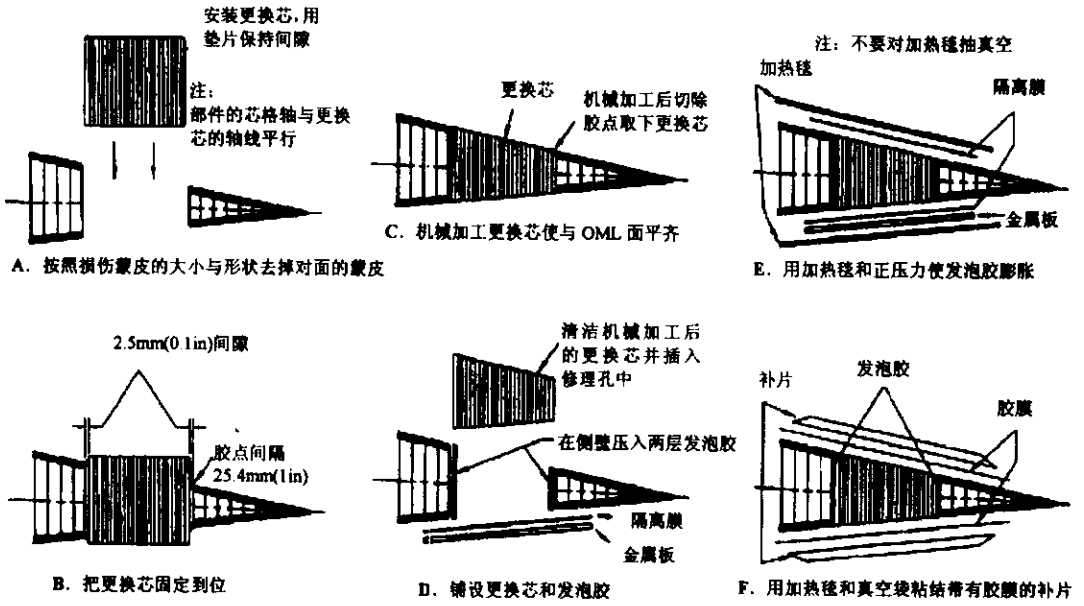


图8.3.4.5.4　夹层结构操纵面的胶接修理

8.3.4.6　修理检测

8.3.4.6.1　过程中的质量控制

为获得结构上坚固的修理，胶接修理需要的过程质量控制比螺接修理更多。对复合材料和胶粘剂需要保持广泛的记录，例如在冷藏库内的存储时间、加热的时间、以及取出后在车间内的时间，以保证其在寿命期内。需要检测铺贴操作中纤维取向的正确性。必须监控固化循环以保证其符合技术条件。对于大型的修理，要将小块的伴随板件随同修理一起固化；将其用于试片试验，以提供对修理、修理补片、和胶粘剂胶接质量的信心。

对螺栓连接的修理情况，需要检测其孔有无损伤和孔的尺寸。也需要对组装后的修理部分检测其紧固件的安装情况。

8.3.4.6.2　修理后的检测

应当在完成修理后进行检测，确定其结构的坚固可靠性。使用以前在第8.3.1节所介绍的NDI方法来进行这项检测。

8.3.4.7　修理的确认

对修理进行的成功检测，还不足以保证这修理能够像所设计和制造那样进行运行。需要用已经存在、经过试验验证的数据库、及分析，来支持修理设计。这有助于保证这个修理有能力承受预期的载荷或能够代替母体结构的功能。应当用认可的试验和数据处理方法，得出设计中使用的修理材料许用值；在处理方法中反映了完成的试验总量、现场的材料及工艺控制、以及结构的危险程度。

按照第8.3.4.3.3和8.3.4.4.3节所述进行修理设计时，必须同时考虑强度和刚度。需要在每个纤维方向进行分析，要注意按第8.3.3.1节所述那样限制硬点（hardpoints）的影响。必须了解，增大刚度并不相应于增大修理的安全系数。还必须考虑到母体材料设计所对应的环境以及一些细节情况，例如边缘带、开口、和紧固件的穿透等。

修理设计是按照使用某种具体材料或某一族材料进行的。设计性能通常用模仿特定修理过程的力学性能试验件得出。典型情况下，这试验不像对母体材料的试验那样，包括足够的重复试件以得出以统计为基础的性能。应当得出修理材料的批-到-批变异，这对湿铺贴材料可能会有些问题。通常利用两种实际办法来得出修理许用值。可以根据母体材料的性能加上一些减缩系数,以反映修理材料的固化温度和压力低于母体材料情况，或者对准备用于修理分析的修理材料，得出其许用值和材料性能。由于修理补片的工艺参数（如纤维体积、压力、和温度）比母体材料的变异更大，允许的设计值通常比平均值有大的缩减。

为了使修理材料具有有意义的设计许用值，必须设立严格的材料采购和处理规范。这意味着，材料采购要按材料规范（包括来料控制），材料的运输和存储要按规范，而且修理的实施要按工艺规范进行。

除了试片试验外，还进行各种元件试验来确认修理设计。通常进行这些工作来支持在SRM中所包括的那些修理设计，其范围表螺接和胶接载荷传递的简单连接试件，到全尺寸修理的试验。用简单连接试件来研究修理设计，这些试验一般是两维的；这种元件的例子可以是用单螺栓或双螺栓的试件以获得挤压、挤压/旁路、和净拉伸值，而用搭接的胶接试件来获得连接的剪切强度。用更复杂的元件来证实这修理设计和修理过程；这些元件代表了全尺寸的修理情况。

最后证实第8.3.4节所述的螺栓连接修理和胶接修理，取决于对所有细节的严格把握，包括：损伤清除和修理部位准备、修理设计、材料的适当使用、修理分析、材料及制造工艺、检测、以及由试验证据支持的适当设计值。

8.4 金属结构的复合材料修理（CRMS）

可以用复合材料进行结构的修理、修复，或用于增强铝、钢、和钛构件。用胶接的复合材料加强件能减缓或停止疲劳裂纹扩展，替换由于腐蚀而耗蚀的结构区域，并从结构上增强小裕量或负裕量的区域，这个技术被称为金属胶接和飞机上常规复合材料胶接修理的组合技术。美国空军和澳大利亚皇家空军将此技术用于飞机修理，已有25年以上的历史，修理的飞机从F-5到波音747、C-130、C-141以及B1B；商业飞机制造商和航空公司也开始用这个技术来满足其各自的要求。

已经把硼纤维环氧、GLARE和石墨环氧材料用作复合材料补片，来修复损伤的金属机翼蒙皮、机身段、地板梁和隔框。作为一种裂纹扩展的抑制元件，胶接的刚性复合材料约束了开裂的区域，降低了金属内的总应力，并围绕裂纹提供了替换的载荷路径。作为一种结构增强件或混合的充填物，高模量的纤维复合材料所形成的气动阻力是可以忽略的，而对其性能则可以进行选择和剪裁。

对断裂力学、耐久性与损伤容限以及结构与热载荷谱的理解，在应用CRMS的决定时有重要价值。第8.3节所介绍的复合材料结构修理技术和设计原理，也适用于金属结构中的胶接加强件的设计工作。要成功应用CRMS技术，需要了解层压板理论与特性、复合材料补片和金属结构各自的破坏模式、以及结构载荷与运行载荷。根据合理的材料许用值、可置信的金属表面准备、以及对结构修理后行为的充分了解所作出的设计决定，就将得出一个获得完全修复的结构。在设计和分析胶接的复合材料和金属加强件修理中，采用了有限元分析和封闭形式的分析解。美国空军（AFRL材料部）建立了一个详尽的文件，其中囊括

了有关这个技术以前所发表的数据，并说明如何把“金属结构的复合材料修理指南”，AFRL-ML-TR-1998-4113作为实用手册，来进行复合材料加强件的评估、设计、分析和安装。在那些指南中，用AFGROW和CalcuRep软件程序可对损伤/修理情况提供基本的了解，并得出初始的加强件尺寸设计。

喷砂（硅烷）处理和使用磷酸阳极化抑制系统（PACS）的磷酸阳极化，是美国空军已审查批准用于铝结构胶接加强件的唯一耐久和可靠的表面准备技术。通常用121°C（250°F）固化的薄膜胶粘剂把加强件胶接到金属结构上。安装过程的关键问题包括，进行良好的热固化控制，胶接表面具有并保持无水膜残迹，经过化学和物理准备的胶接表面，技术人员的训练和取证，以及控制胶接部位使之合乎质量要求。

二次胶接的预固化加强件和现场固化的加强件已被用于各类几何形状的结构，从机身框，到舱门开口，到片状加筋条。用真空袋对加强件和金属表面之间施加胶接和固化压力，用热压罐和修理区域的喷溅模具*来准备预固化的加强件。

已经建立了一些检测方法来监视胶接加强件下面的损伤扩展并评价胶接的质量。需要对每类修理应用情况建立程序，用于服役中评定和控制修理的部位。已经采用涡流检测来评定胶接硼纤维加强件处的裂纹扩展情况。由于硼纤维加强件不会屏蔽胶层和母体结构，用常规的涡流技术评定裂纹扩展时性能极好。已经用脉冲反射、超声穿透和热成像技术来评定金属和复合材料加强件下面的脱胶问题。有关这些方法，见8.3.1节的说明。

归结起来，用复合材料补片（加强件）修理金属结构时，可使用第8.3节所介绍的修理程序，但必须特别仔细地进行金属表面的准备。然而，第8.3节中未包括保证金属构件或母体结构寿命所需要的结构分析技术。可以从一些飞机结构的教科书和手册中，找到金属断裂力学和耐久性与损伤容限问题的有关讨论。可以从DoD、OEM、和卖方的文献中，找到复合材料加强件和金属结构的材料和设计许用值数据。除了对修理补片和金属结构之间胶接情况进行初始的检测，CMRS还需周期地检测源于金属结构损伤处的裂纹扩展情况。

8.5 后勤要求

8.5.1 培训

对复合材料结构进行合理的修理，需要专门的知识和技艺。由于复合材料的正交各向异性和与工艺相关的特性，要求技术人员能专注到详细的细节并经过良好的训练。与常规金属修理技术人员不同的是，复合材料的技术人员不仅要会组装受损伤的构件，还要在过程中创建材料性能。在修理复合材料结构时，还需要能熟练进行复合材料分析和复合材料修理的工程人员进行支持。

因为修理技术人员要在不同的结构上以很多不同类型的材料进行胶接修理，他们必须经过正规取证计划的培训。由于完成构件的铺贴和固化后一般还缺乏手段对整个构件的强度和刚度进行无损检测，这就意味着修理技术人员不能是未经过培训的人员。这个计划除了操作培训外还应当包括课堂讲授，对复合材料提供深入的专门知识，以在实践中证明其熟练程度。SAE的文献AIR 4938（文献8.5.1）提供了这种培训的课程，这应是复合材料技

* 原文为a tooling splash from the repair area.

术人员取证以前用实际构件进行在职培训（OJT）的先决条件。要维持复合材料修理的核心资格，其关键之一是要有一批富于经验和技术熟练的指导者来提供不断的指导与培训，因为这个技艺是需要不断学习和实践才能精通的。这个计划的基本目的是提供知识、技艺和能力，以使技术人员能够始终进行安全和有效的修理。目前，人事管理办公室正考虑一个全国防部范围的复合材料修理技术人员工作系列，以把这项技术所需要的技艺正规化和标准化。关于在批准的民用飞机修理站内工作的修理人员，其资格和训练培训则按FAA咨询通报AC 145-6（文献8.3.2.5(b)）的规定。

支持复合材料结构修理设计的工程师，多半需要有机械工程或航空工程的背景，具有材料力学的专门知识，需要透彻了解用各向异性和正交各向异性材料设计的结构。这些工程师应当具有复合材料层压板理论和连接分析的知识，以便对修理进行分析验证。对于复杂的修理，例如用三维层压板完成的修理，除了较常规的分析技术外，可能还需要有限元模型分析的技术。在很多大学生、研究生、和继续教育计划中提供了这些内容的可选课程，这对于建立和维持复合材料修理设计的必要技艺是非常有用的。需要有一个材料和工艺工程师来支持材料试验和复合材料工艺处理。这些工程师必须对热固性材料的化学和流变学有扎实的知识。

8.5.2 备件

外场修理的设施在空间、设备、加工能力、材料、训练有素的人员、和时间方面都受到限制。而运行的要求则规定飞机要尽快恢复到服役状态；要在每个外场单位都发展基地级的修理能力其费用是高昂的。因此，必须在飞机上或在大修车间内方便和迅速地修理损伤的复合材料飞机构件；或者必须将其拆下并以备份构件加以更换（R&R）。在后面一种情况下，如果相信这损伤的构件可以由负责的基地进行修理，就应当将其送到基地或原先的设备制造商处进行修理。某些情况下，如果不需要大量加工和设备，可以派遣一个基地修理组到外场单位进行修理。

在飞机设计和购买过程中，必须估计寿命循环中最可能的结构重大损伤。这个损伤可能是未预计到的飞行载荷作用的结果、是设计不足或制造不正确（内在损伤）的结果，或者是由于各种诱发损伤产生的结果；例如，飞行或地面运行中的机械冲击、雷击、过热、腐蚀、老化、流体浸入、化学污染、热应力、或飞行应力导致的损伤。通常，用基于概率分析和参照相似结构使用情况所得的维护活动之间的平均时间（MTBMA）和破坏之间的平均时间（MTBF）估计值，来确定修理和更换的速率，然后，由飞机采购机构用以确定初步的备件/更换构件供应要求。随着该构件的使用经验增加，可以对现行的供应要求进行调整。

通常把备件存储在指定飞机基地的封闭设施内。准确确定购买的备件数是很重要的，数量太少可能意味着在等待构件进行更换时要出现飞机的停飞或飞行限制，备件数量太多就意味要闲置宝贵的资源和构件成本。

从后勤支持的观点看，更喜欢可互换的构件。可以从供应基地领取或从别的飞机所废弃的物资得到预先钻孔的壁板，较容易地安装到受损伤的飞机上。对修配/配钻的（即可更换的）构件，进行安装时需要进行附加的工作，一旦经过修配，就只能用于其所修配的该特定飞机上；这样，或是将所拆下并修理的构件为该飞机专门保存起来，或者，把孔加以充填并重修边缘，然后多半还需要在基地进行加工以达到外廓匹配。然而，生产可互换的壁板较昂贵；如果考虑这些因素，可互换壁板和可更换壁板在寿命期的费用差别常常极小。

8.5.3 材料

另外一个后勤支持问题是修理材料。虽然飞机上的大多数结构构件是由一些复合材料的预浸料制造的，但出于支持的考虑，可能希望用一些不同的修理材料。修理所需要的材料由相应的修理手册规定。修理补片本身所选的修理材料，可以是预浸料或是带有铺层树脂的干布。无论使用哪种材料，在修理设计中应当使其强度和/或刚度与母体层压板相匹配。也必须能有完成任何胶接修理的胶粘剂。膜状胶粘剂虽然提供了优异的结构性能，但需要进行冷存储；在蜂窝芯组合中进行芯子拼接和充填小缝隙所使用的发泡胶粘剂也需要进行冷存储；层压树脂和糊状胶粘剂有室温存储的品种，但在较高温度下其性能下降。如果受损伤的结构具有防雷击的布置，则必须加以恢复，这样，在修理站必须有防雷击的系统，例如铜、镍或铝网。修理的材料和工艺必须按照相应结构修理手册的要求。

必须按照材料规范进行采购和控制所交给各修理设施的结构修理材料。可能需要进行某些来料试验以检验供应商的材料质量；AC-145-6（文献8.3.2.5(b)）对此进行了讨论。

除了实际修理使用的材料外，修理站还必须备有在修理过程中需要使用的附加消耗材料，这些材料可能包括无孔的和多孔的氟化乙丙烯（FEP）隔离膜、剥离层、透气层、吸胶布、真空袋膜、和胶粘带。如果带外廓的修理需要胶接成形的模具（喷溅模或结构）和脱模，则还需要模具材料。

虽然修理中的直接材料费用一般只占总费用的一小部分，但由于特殊的处理要求，如存储、安全、过程控制、采购和废物处理，可能导致显著的间接费用，这成为修理设计组在选择整个修理计划时要考虑的一个问题。将需要对储存期有限的胶粘剂和预浸料进行来料鉴定，并在超出制造商规定的储存期后重新进行鉴定，这个鉴定必须在实验室内由经过培训的人员进行，用适当的设备测量树脂和材料的性能。对材料强度和刚度进行的试片试验，需要拉伸和压缩试验设备及夹具。重新鉴定中通常检测由基体控制的性能，例如压缩、弯曲和横向剪切，以及检测树脂的物理性能如流动性、凝胶时间和玻璃化转变温度。由于材料的使用率和这些设施的费用，通常将这些设施配置在某个基地。

在最后的分析中，当某个修理设施着手支持一个新飞机时，一般很难预见应当准备就绪的相应修理材料的类型与总量。其结果，在为修理进行材料选择时，可用性（availability）常常成为一个重要的因素。

8.5.4 设施

在外场或基地内的复合材料修理设施，基本要求应包括铺贴区域、构件准备区域、构件固化区域和材料储存区域。需要有环境可控的区域，以防止胶接修理时修理的表面和材料受到灰尘、污物、油脂和水气的污染。理想情况下，铺贴/胶接区域是封闭的，并具有一定的正压力以防止灰尘进入。这个区域的温度和湿度应当是可控的，最大为24°C（75°F）和50%相对湿度。应当使用图表记录仪来跟踪设施内的状态。MIL-A-83377（文献8.5.4）规定了铺贴室的一般要求，武器系统特殊技术手册的具体要求可以覆盖这要求。民用飞机运营者必须证实其满足联邦条例21，43，121，125，127，135和145部Title 14中有关程序和设施的要求，AC-145-6（文献8.3.2.5(b)）列出了可能需要的设施。

对在飞机上进行修理的情况，不大可能进行湿度和温度控制。在最好的情况下，可利用一个机库在其中进行修理，对环境和污染有所屏蔽。在最差的情况下，将不得不在停机坪上进行修理。这样就应当设计围绕修理区域的某种形式的遮蔽物。应当在车间准备修理

材料并将其密封在袋内，只在安装前的时刻才把袋子打开。

由于基地的修理/翻修设施所必须实现的修理任务，包括超出外场支持能力的修理直到不正常构件的再制造，所以这些设施必须基本相当于原设备制造商的现有设施。翻修设施必须具备所有的设备和加工能力，使飞机构件基本恢复其原先的强度、刚度、空气动力和电气要求。在基地内，地面和空间不像在外场环境下那样短缺，这就可能有分别的铺贴、胶接、加工制造、构件机械加工区域，以及构件和工具的存储区域。

在重新修改制作的过程中，构件脱离了飞机而成为可以移动的。因此，可以在基地使用大型的固定工业用冷存储、固化、机械、及检测设备，来进行修理工作。基地还应当有一个三轴或四轴的芯子刀具和一些数控机床，使配件、芯子、骨架和模具获得精确的形状；并有足够的能力来储存并使用夹具与模具，或者制造这些夹具与模具。必须易于进入磷酸阳极化（PAA）生产线，以进行复合材料构件中金属骨架的表面准备工作。如果工作量证明有必要，也许值得考虑采用磨蚀的高压水切割设备，以迅速光滑地修整复合材料的板件。

8.5.5 技术数据

人员的技艺、设施与设备，这些只是复合材料结构修理中后勤支持要求的一个部分，为了迅速、适当地支持飞机结构的复合材料修理，需要有各种形式的信息或技术数据。技术数据的范围从结构修理手册/军用技术手册、到构件图纸与CAD数据、到工程师使用的载荷数据册及有限元模型。如果顺利的话，在原先的飞机购买过程中已经获得了这些数据，并在具备初步运行能力（IOC）以前或之后不久就可加以使用。航空公司和修理站则可能没有这些数据，因而不得不向原设备制造商（OEM）申请提供。

对于预期通常出现的较小损伤（小于102 mm（4 in）），可在结构修理手册（SRM）中找到其修理方法。随飞机还应当提供一个无损检测手册和一些NDI标准板，以能够准确地检测出复合材料板件的损伤。这些SRM应当对可以忽略的（装饰性的）、外场可以修理的、和不可修理的损伤情况，规定修理尺寸限。在手册中，应当对擦伤、刻痕、凹坑、分层、脱胶以及部分穿透和全部穿透等情况，提供尺寸和深度的限制；按照结构的“测绘图/分区”给出这些限制是最有用的。在手册中应当有构件的分解图解，附上每个子构件所包括的材料表。在可以忽略和外场可以修理的限值之内，所规定的修理方法应当能在外场的有限能力/条件下完成，并恢复结构的全部强度和刚度。修理方法中必须规定修理材料、设备、和结构修理技术人员能够理解的逐步操作指令。

对于SRM中没有提供的、或超出了外场可修理限制的修理情况，必须咨询有资格的工程师。这些工程师需要查询确定飞机构件载荷情况的设计信息，查询提供设计要求和结构内载荷分布信息的飞机设计手册。随着飞机结构设计中日益增多使用有限元分析（FEA），飞机采购机构会发现购买制造商所建立的FEA模型是有益的。否则，工程师将需要用FEA软件和工作站来进行重要结构修理的分析工作；这意味着工程部门也将需要一套全部标明尺寸的图纸，以在FEA模型中或图表分析中包括材料的性能和工艺条件。

8.5.6 支持设备

8.5.6.1 固化设备

基地和外场条件下通常可见的便携式加热和固化设备，其例子有加热毯、热粘合器、加热灯、加热枪和常规的烘箱。这些设备通常与真空袋联合使用，以在修理以前促进排湿，并对修理部位提供某些固化压力。可以用来制造预固化的复合材料修理补片，并把修理件胶接到构件上面。无论用哪种便携式热源，必须充分使用热电偶密切监控固化温度。

加热毯由耐热的柔性材料（如硅酮橡胶）和夹在其间的加热元件构成。可以把加热毯单独分区，使得修理区域有不同的加热条件。可以通过调节其功率来控制加热毯的温度，或者通过可变电阻器手动控制，或者用热粘合器。加热毯的价格低廉并可按不同尺寸和形状购买。但毯的柔性和元件的耐久性则是其限制因素；外形高度复杂的修理区域有可能无法使用加热毯。

热粘合器是进行程序加热和抽真空的控制单元，由其自动按照操作者规定的固化循环对加热毯提供能源。这个热粘合器通过修理区域上面和周围布置的热电偶来监控胶层的温度，并按照固化要求改变对加热毯提供的功率。这样就保证了可以接受的固化温度。热粘合器中通常还包括一个真空泵。热粘合器的电拖动力为30安培，必须有一个适当的能源（110V）。如果准备在飞机上面使用这些设备，则这个热粘合器系统必须是防爆的，渗入热粘合器壳内的燃油蒸汽有可能造成爆炸的危险。

也用红外线加热灯和加热枪进行复合材料修理的高温固化，某些还可能有温度调节装置。加热灯可以使表面迅速加热；为避免周围结构的过热和损伤，监控固化温度是必不可少的。但是，当构件有外形轮廓或因为修理尺寸关系不能使用加热毯时，这些方法是有用的。加热枪可以使用通常的热空气源，进行小面积的修理。

基地内必须有工业烘箱，在外场环境下也值得有工业烘箱，以干燥并固化复合材料构件和修理件。这是些固定的基本设备，大多数基地将有几台不同规模的烘箱以适应工作量。采用允许执行多步加热和固化循环的程序自动控制烘箱，可以得到最大的便利。通常将由武器系统的特定要求，规定烘箱的温度能力和规模。对于真空袋修理，需要在烘箱内有多个真空管线及热电偶连接和一台真空泵。一个大型的（3 m×2.1 m×3.7 m（10 ft×7 ft×12 ft））260°C（500°F）能力的烘箱，需要300 A，480 V的供电源。

热压罐是增压的烘箱，在基地的设施中通常需要这种设备，以进行构件修理和制造。典型情况需要达到586 kPa（85 psi）的压力，来最大限度压实复合材料预浸料层压板，以能进行大型的结构修理。因为构件已从飞机上拆下，热压罐的尺寸应当能够适应大型的构件及其相应的模具。和烘箱一样，热压罐应是自动控制的，适合于多步骤的固化循环，并具有许多真空管线和热电偶连接。热压罐应能提供689 kPa（100 psi）的压力和260°C（500°F）的温度，以完成环氧和双马来酰亚胺树脂的固化循环。应当用氮气来提供压力和进行惰化以防火灾或爆炸。由于固化过程所达到的高压力，需要有模具和胶接模具来支持飞机构件保持其正确的轮廓。由于热压罐中包含的基础设施（包括但不限于模具和胶接模具），需要有经验的操作者和技术人员，以及其非常高昂的运行及采购费用，因此只限于在基地使用热压罐。

虽然可以在热压罐内制造并贮藏多个补片，但热压机可能是基地中用于制造较小无外

廓要求的预固化修理补片的有用设备。热压机还可用于试验室中制造试片和试验件，完成验收试验和存储期取证试验。

8.5.6.2 冷藏室

需要有能使材料保持-18°C（0°F）或更低温度的非无霜冷藏设备，以维持大多数预浸渍材料和胶粘剂的存储期；无霜冰箱要临时加热到0°C（32°F）以上进行除霜，可能会减少所冷藏材料的存储期。由于预浸渍材料的使用率为中等，并且由于武器系统的支持需要大量不同存储期限的材料，以及很长的提前采购期，基地需要有一些允许人员步入的冷藏设施，以具备足够容量来满足当地（以及可能还有外场）6到12个月的需要。对于大多数规范的材料，采购和制造商的提前时间比交付时间早8周到4个月。大冷藏设施相对便宜一些，因此，如果空间和武器系统的要求有规定，外场单位也可以选择购买一个。

然而在很多情况下，箱式冷藏设施更适合于外场使用。万一电源和冷冻装置有故障，采用一个连接到24小时通报的警报系统，就可避免因存储期减少和/或材料的损失而付出高昂代价。AC 145-6（文献8.3.2.5(b)）已经对冷藏设施的控制和操作规定了专门的细则。

8.5.6.3 打磨/抛光棚

需要有与胶接与固化区域相分离的设施，对固化的复合材料进行除漆和机械加工。这个设施应当用安全的手段来清除机械加工中产生的尘埃。推荐使用向下或向侧面的通风棚，以去除构件上和空气中的尘埃。研磨和打磨的区域的布局必须能让尘埃无阻碍地进入过滤系统。工作台不得彼此遮挡，以防打磨的尘埃意外地进入相邻的工作区域并影响其他工作者。至少应当对技术人员配置一个车间真空系统，以收集复合材料的尘埃。

8.5.6.4 NDI设备

在外场和基地设施中都需要有损伤测定和检验设备，以进行复合材料构件的无损检测；可能需要X-射线照相（X-ray）、热成像技术（infra-red）、超声、和激光剪切成像检测设备，以进行修理前的损伤图绘制、过程中的检测、和修理之后的检测。外场设备多半是小型和便携的，以便能够搬上飞机并降低设施和设备的费用。基地则通常同时需要便携的和固定的NDI设备。如果工作量和时间许可，在基地使用机械人技术来扫描整个飞机的损伤是实际可行的。通常需要采用某种方法将NDI数据归档，或者用数值方法或者用硬拷贝/胶卷，以跟踪损伤的扩展。

在评定结构和涂层的电性能时，以上所述也同样有效，例如对雷达天线罩和低可视结构。具有经常性雷达修理任务的外场和基地单位，可能需要一个静态雷达试验场以测试修理后的雷达罩。正在开发外场使用的改进型手持设备，以测量所修理下视结构的红外性能或电性能。基地可能需要一个单独的电气试验场，用于低可视（LO）结构。此外，特殊的LO武器系统可能需要一个飞越（fly-through）试验场，以检验多个修理的性能是否适当。

参考文献

8.2.3.6 "Safe Handling of Advanced Composite Materials," Suppliers of Advanced Composite Materials Association, Arlington, VA.

8. 2.9.1 "Guide for the Design of Durable, Repairable, and Maintainable Aircraft Composites" AE-27, SAE, 1997.

8.3.1 "Composite Repair NDI and NDT Handbook" ARP 5089, SAE, 1996

8.3.2.5(a) "Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Inspection and Repair, Volume II Airframe: Non-Metallic Constructures, 1994

8.3.2.5(b) "Repair Stations for Composite and Bonded Aircraft 结构", Advisory Circular AC 145-6, 1996

8.3.4.2(a) "Masking and Cleaning of Epoxy and Polyester Matrix Thermosetting Composite Materials", ARP 4916, SAE, 1997

8.3.4.2(b) "Drying of Thermosetting Composite Materials", ARP 4977, SAE, 1996

8.3.4.3.4(a) "General Composite Repair", Organizational and Intermediate Maintenance, Technical Manual, NAVAIR 01-1A-21, January 1994

8.3.4.3.4(b) "General Advanced Composite Repair Manual", Technical Manual, TO 1-1-690, U.S. Air Force, July 1984

8.3.4.4.3(a) Francis, C.F., Rosenzweig, E., Dobyns, A., Brasie, S., "Development of Repair Methodology for the MH-53E Composite Sponson," in 1997 USAF Aircraft Structural Integrity Program Conference, San Antonio, TX, 2-4 December 1997.

8.3.4.4.3(b) Dodd, S., Petter, H., Smith, H., "Optimum Repair Design for Battle Damage Repair, Volume II: Software User's Manual," WL-TR-91-3100, McDonnell Douglas Corp., February, 1992.

8.3.4.4.3(c) Hart Smith, J., "Adhesive-Bonded Scarf and Stepped-Lap Joints," NASA CR 112237, Douglas Aircraft Co., January, 1973.

8.3.4.4.3(d) "Elastic Adhesive Stresses in Multistep Lap Joints loaded in Tension," ESDU 80039, Amendment B, Engineering Sciences Data Unit International plc, London, November 1995."

8.3.4.4.4(a) "Resin Mixing", ARP 5256, SAE, 1997

8.3.4.4.4(b) "Impregnation of Dry Fabric and Ply Lay-up", ARP 5319, SAE, 1998

8.3.4.4.4(c) MIL-HDBK-337

8.3.4.4.4(d) "Vacuum Bagging of Thermosetting Composite Repairs", ARP 5143, SAE, 1997

8.3.4.4.4(e) "Heat Application for Thermosetting Resin Curing", ARP 5144, SAE, 1997

8.3.4.4.4(f) Westerman, E.A., Keller, R.L., Rutherford, P. , "Improved Processing for Field Level Repair," The Boeing Company, Seattle, WA, Air Force Materials Directorate Wright Laboratory Report No. WL-TR-97-4119, December 1997.

8.3.4.4.4(g) Burroughs, B.A. and Hunziker, R.L., "Manufacturing Technology for Non-Autoclave Fabrication of Composite Constructures," Air Force Contract F33615-80-C-5080, Final Report for period October 1980-April 1984, Report No. AFWAL-TR-85-4060.

8.3.4.4.4(h) Buckley, L.J., Trabocco, R.E., and Rosenzweig, E. L., "Non-Autoclave Processing for Composite Material Repair," Naval Air Warfare Center, Warminster, PA, Report No. NADC-83084-60, 1983.

8.3.4.4.4(i) Mehrkam, P.A., Cochran, R.C., and DiBerardino, M. F. , "Composite Repair Procedures for the Repair of Advanced Aircraft 结构s," Naval Air Warfare Center, Warminster, PA, Report No. NAWCADWAR-92091-60, September 1992.

8.3.4.4.4(j) Bergerson, A., Marvin, M., Whitworth, D., "Fabrication of a Void Free 层压板 by Optimizing a Non-Autoclave Cure," Society for the Advancement of Material and Process Engineering.

8.3.4.5.2 "Core Restoration of Thermosetting Composite Materials", ARP 4991, SAE, 1996

8.5.1 "Composite and Bonded 结构 Technician/Specialist Training Document", AIR 4938, SAE, 1996

8.5.4 MIL-A-83377

第9章　结构可靠性

9.1　引言

可靠性通常定义是“一个装置在经受的使用条件下和预期的时间期限内正常完成其功能的概率”（文献9.1(a)和(b)）。可靠性定义必须考虑四个要素，首先是概率，指的是一个装置或结构部件正常工作的“可能性”，这些术语意味着可以接受某种程度的不确定性。第二个要素指的是正常的性能，为了确定一个部件是否正常完成其功能，需要一个标准来定义正常完成其功能意味着什么。第三个要素是预期的时间期限，这是所考虑的结构完成任务的耐久性或寿命。该定义的最后一个要素是使用条件。复合材料的可靠性，特别是聚合物基复合材料的可靠性，环境条件起着重要的作用。可以简单陈述为：结构可靠性是一个结构投入使用时，衡量该结构正常工作而不会失效的能力的一个尺度，从更广泛意义上说，结构可靠性包括与安全和不安全相关的事件。

到目前为止的设计过程中，对结构可靠性还没有做常规的分析或量化分析。不言而喻是用安全系数的方法来计及结构的可靠性，指南和教训也有助于改善可靠性，但结构设计师/分析师对新设计的结构并不进行正式的风险分析，这个任务要由可靠性专家运用基于经验的方法来完成。通常在绘图或概念设计之后，而且在结构没有多少安全裕度的情况下才进行可靠性评估。

正如定义所指出的那样，许多因素影响结构失效和可靠性。可靠性最简单的度量形式是将部件的应力同它的强度相比较，当应力超过强度时，结构失效。二者差距越大，则结构可靠性越大，结构越重；反之，二者差距越小，则结构可靠性越小，结构越轻。虽然未度量可靠性，一般来说，用安全系数来增大应力和强度之间的差距已足够了。

掩盖可靠性量化能力的复杂情况属于设计输入的随机特征。计算较容易，对强度和应力分布的统计特征进行数学上的比较，以及计算失效概率；然而定义这些分布，如果不是不可能的，也是一个强加于人的任务，因为许多与未知效应相关联需要考虑的事项都影响这些分布。

对于设计来说，建立安全系数的主要目的是保证安全性。但直到目前为止，在选择安全系数时，还没有进行目标分析，从而对开发的新材料和新工艺，未实施安全系数评估，正如文献9.1(c)中研究的方法所建议的那样，现在可以完成这些评定。这就意味着由于致力于可靠性指标而不是安全系数，将来的设计和设计过程可能获益匪浅，特别对复合材料来说，这可能是正确的。

以下几节探讨影响复合材料结构可靠性的一些重要因素。

9.2　影响结构可靠性的因素

9.2.1　静强度

通常用材料性能参数与限制载荷或极限载荷相比的方法来评价飞机结构承担使用飞行载荷的能力。一般限制载荷定义为飞机寿命期内预计的最大载荷，限制载荷乘以安全系数

就得到极限载荷。一般根据飞行包线、总重量、载荷因子、环境和驾驶员输入来推导限制载荷。在一些情况下，遭遇限制载荷的可能性是非常小的，用施加载荷乘以1.5安全系数来得到极限设计载荷的方法已为几代工程师们广泛接受。大多数人没有对该系数的由来提出问题，文献9.2.1极好地回顾了1.5安全系数在美国的演变历程。

从飞行一开始，乘员的安全性就是设计载人飞行器的一个主要关注点，而安全系数就是一个重要的设计准则。像许多设计要求一样，在一段时间内逐渐形成执行1.5安全系数，但也受到了许多关系的影响。

设计准则要求结构承受极限载荷不破坏，承受限制载荷而没有永久变形，这样就产生这样印象，1.5安全系数是由于金属的性能，特别是2024铝合金的性能。在建立1.5安全系数时，2024铝合金的极限强度与屈服应力之比大约是1.5。而在上世纪30年代初，空军正式确定1.5安全系数时并未考虑材料的性能。Mr A. Epstein从1929年到1940年一直在美国空军材料中心工作，1936年他制订了初期的空军结构规范——X-1803。Mr Epstein注意到（文献9.2.1）“1.5安全系数经受了许多要修改它的提议，但在1939年一段时间内，怀特基地的工程结构分部主管严肃地认为要降低该系数值，而当时具有较高极限强度与屈服应力之比的新的铝合金正在成为可使用的材料，他解释说安全系数就是极限强度与屈服强度之比。然而提出的下述辩解并没有产生作用：“安全系数不是极限强度与屈服强度之比，而是与飞机设计中的许多不确定性有关，如疲劳、应力分析的不准确性以及材料标准规格与名义值的差异等，对于易遭受炮击的飞机还应该考虑一个额外的安全裕度”。这样安全系数大大促进了可靠性，但它的定义却与任何特定的可靠性目的无关。

一般来说，可以将极限内应力与统计上已降低的材料参数（即B基准强度）相比较来确定复合材料的尺寸，内应力是设计极限载荷（1.5×DLL）引起的，非随机方法大体上可保证足够的可靠性，而不必与金属结构相同，这是因为复合材料与金属的统计分布和变异不同（见图9.2.1）。其结果则是：尽管材料可能有等效的B基准强度，但它们的可靠性可能是相当不同的，基于可靠性的设计方法可能需要考虑这种差别（文献9.1(c)）。

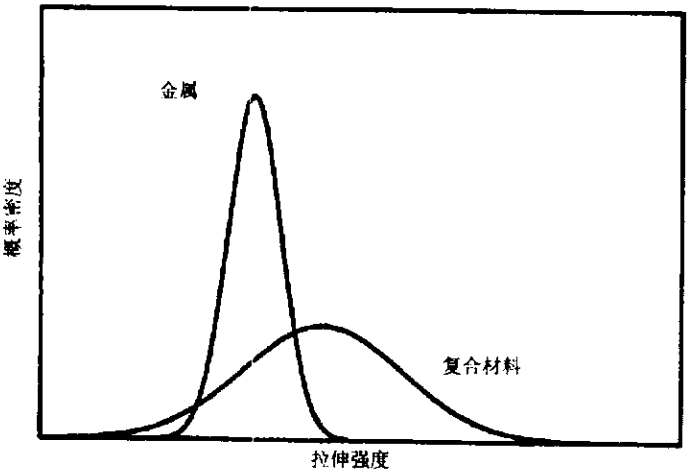


图9.2.1　与金属材料相比复合材料性能一般呈现不同的变异

9.2.2　环境影响

复合材料部件经历广泛的环境范围，但飞机必须经历的使用条件还没有很好地表征。

最重要的环境因素包括湿度和温度的联合作用。已经对吸湿和由于温度及湿度曝露引起的力学性能降低进行了许多研究，目前计及环境因素所使用的方法是确定曝露环境，而该环境是严酷的，而且可以用试验有选择性地评定对材料性能的影响，并且认为在结构寿命期内这些严酷环境将不会改变，强度值的降低与环境的严酷性相一致。

9.2.3 疲劳

与金属相比较，复合材料有较高的疲劳门槛应力，如果复合材料结构承受的应力较高，一旦超过此门槛值，复合材料就呈现大于金属材料疲劳的分散性并且可能趋向较低的可靠性特性。由于复合材料有较高的门槛应力，所以在复合材料结构设计中疲劳不是限制因素。设计准则如损伤容限已经把复合材料结构中的应力水平限制在较低的值，一般疲劳并不代表一个设计约束。然而这对于旋翼飞机的运动系统部件的高循环疲劳（即$n>10^7$）则未必是真实的（关于复合材料结构疲劳和耐久性方面更多的信息，见第三卷，7.6和7.7节）。

9.2.4 损伤容限

正如第三卷，7.2节所述，“损伤容限定义为结构经受某级损伤或存在某些缺陷，但仍能够安全地完成它的功能的能力的一个度量”。在复合材料结构制造或使用期间能够引起损伤，为了使设计的结构在经受这样的损伤之后仍能安全使用，在实践上一般是限制复合材料结构中的许用应力。具有代表性的是，复合材料结构被设计成经得起下述最苛刻的二个条件中任何一个：极限载荷下任何位置的6.3 mm的开孔或者规定尺寸的物体冲击表面时引起的损伤（代表目视勉强可见的冲击损伤威胁）。两个准则都假设在构件的寿命期内存在缺陷，这些准则降低了许用强度。

9.3 可靠性工程

对军方来说，可靠性主要关注在合同文件中规定具体的要求，工业部门则雇用可靠性专业工程师指导设计来满足这些要求。目前正日益强调结构的可靠性，其原因是两方面的，首先是材料技术的进展出现了较高性能的材料，而这些材料常常具有不利的负面效应（例如，高强度钢具有低断裂韧性），第二个原因是为了减小结构重量，对于高性能的飞行器需要高水平的工作应力。

借助于工程图纸可以将结构设计汇集成资料文件，图纸需要经过几个技术学科的审查之后才能发出，可靠性就是由技术学科审查的关注点之一，可靠性专家保证在设计中体现这些关注点。

用户可靠性准则一般规定三个目标，即失效之间的平均时间(Mean Time Between Failure——MTBF)，飞行任务的可靠性和失效模式影响严重性分析(Failure Modes Effects Criticality Analysis——FMECA)。用每百万飞行小时中未计划安排的维修次数来度量MTBF，飞行任务可靠性是一次飞行发生空中毁坏的概率指标，FMECA则确定特定的失效对完成飞行任务、安全性及结构利用的影响。

除了将满足可靠性要求输入到设计中以外，可靠性工程也提供给维修性小组来预估维护需要的人工小时，后勤人员也可将结果用于建立备件的供应要求。

9.4 可靠性设计考虑

以下列出了复合材料结构可靠性一般需要考虑的事项，它们将提供对改善可靠性和产生低可靠性原因的深入了解。

- 选择相容的材料，消除/尽量减小潜在的电化学腐蚀和/或热膨胀问题。
- 当金属用复合材料衬垫时，允许不同的热膨胀，因为复合材料的热膨胀系数较低。
- 对在很可能发生外来物损伤（FOD）和鸟撞的区域使用薄面板蜂窝夹层壁板时，要仔细审定，因为薄面板对冲击损伤敏感。
- 防护可能遭受雷击的结构。为了消除静电和雷击引起的电流，在所有金属和碳/环氧结构之间必须提供良好的电接触。
- 紧固件：使用钛合金或其他与碳/环氧相容的材料以防止电化学腐蚀。
- 发展目前的检测复合材料结构，特别是蜂窝结构中缺陷的能力，注重检测通道的设计以利于提高可靠性。
- 避免如整体加筋件中皱折和孔隙率这样的异常，能够改善可靠性，因为检测这样的缺陷是受到限制的。
- 在复合材料结构修理期间应格外小心，在补片或修理操作中要避免损伤另外的铺层，因为这可能导致可靠性下降。
- 制造工艺，如固化和机械加工的变化对零件的强度范围有重要影响，因而影响可靠性。
- 应该严密监控供应商提供的预浸料（即验收试验），以保证来料的一致性和符合设计值。

9.5 可靠性评估和设计

9.5.1 背景

先进复合材料在减重、维修性、耐久性和可靠性等方面都提供了相当大的改善，但还存在着限制其成功应用的许多性能因素。迄今为止在飞机工业中，复合材料设计和独特的性能因素的处理还是用传统金属材料的方法，该方法本质上具有确定性特征。概率方法提供了一个能够用作设计工具的不同的技术或更保守的风险分析方法，概率方法的应用展现了传统方法不可能得到的技术信息。

概率方法代表一项技术，没有谨慎地发展就不可能实施该项技术，然而它是一项易于可控的技术，可以用它进行确定性设计的评估。它可以对确定性设计建立一个逼真准则，或者可以作为一个优先选用的设计方法来实施。如果作为一个优先选用的设计方法，概率方法利用一个可靠性目标来代替安全系数，单就揭示风险特征，就会使设计者对应用该项技术感兴趣。

概率设计是一个如图9.5.1(a)所示的综合过程，该方法定义/发展框图内各工序的函数关系，然后建立它们之间的相互关系，并互相连接形成一个完整过程。当一个工序内某因素发生变化时，该方法能够确定这一变化对其他因素的影响，最终导致影响失效概率。

概率设计模型流程图如图9.5.1(b)所示，该模型由四个主要的工作过程组成，即设计过

程、材料生产、制造和飞行。设计过程的输出是来自飞行谱的期望的工作应力分布；其余三个工作过程提供通过代表来料强度随机变量的蒙特卡罗随机变量模拟确定的材料强度分布、制造缺陷和飞行因素的随机变化。当应力超过强度时，可能发生失效，用应力和强度概率密度函数的双重积分来确定“应力超过强度”的概率。

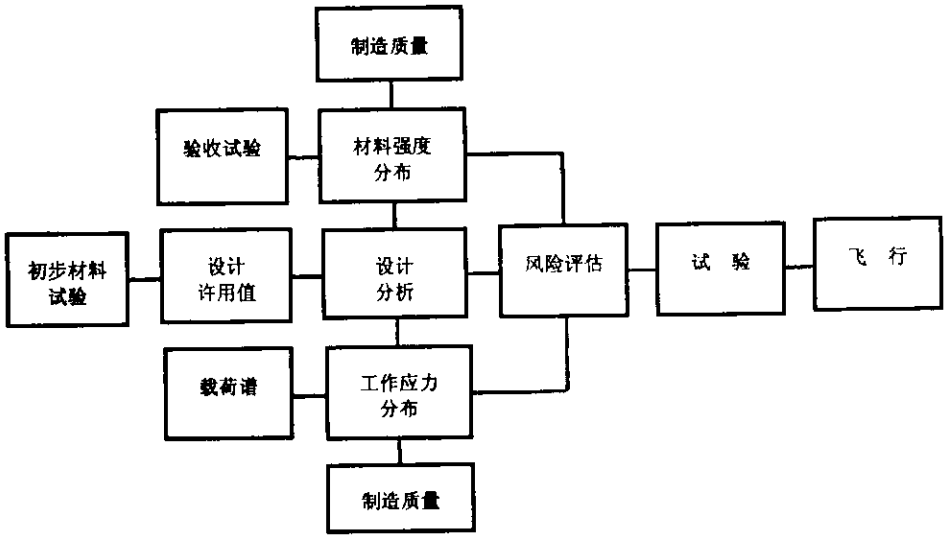


图9.5.1(a) 完整的概率过程

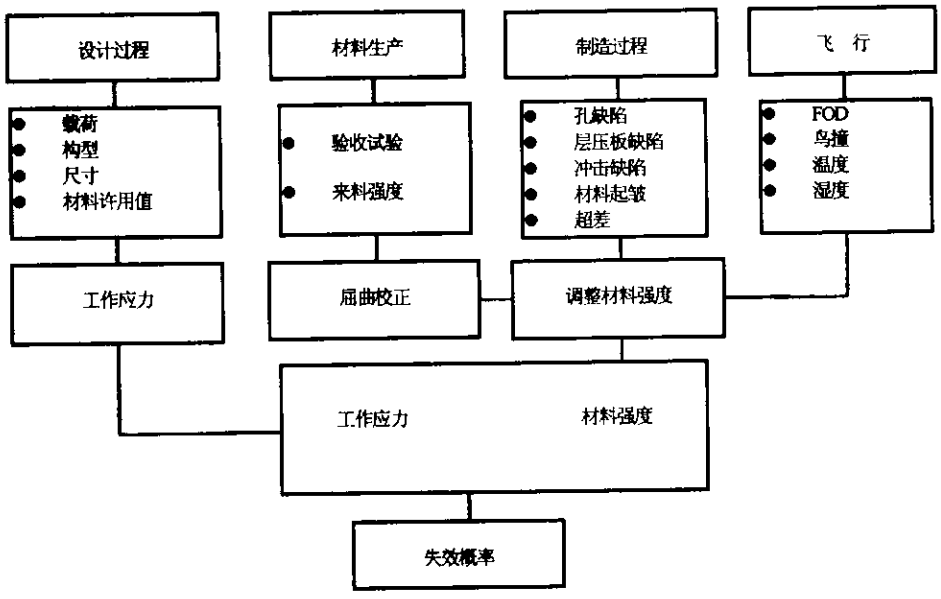


图9.5.1(b) 概率设计

9.5.2 确定性设计方法与概率设计方法的比较

部件尺寸、环境因子、材料特性和外载荷都是设计变量，可以用统计模式来表征它们，确定性方法是找出并定义在设计中要满足的一个最严重情况或一个极值，概率设计方法在设计中利用统计学特征并试图提供一个期望的可靠度。确定性方法规定一个安全系数以覆盖未知量而导致保守，传统上安全系数是1.5。概率方法依赖于一个变量的统计特征来确定

它的大小和频率，统计的数据量（如何正常地定义变量）影响变量的极值。

用安全系数来覆盖未知量已有成功的历史，但这种方法的危险性在于，安全系数可能太大，或某些情况下却太小，因为以往的使用并不能保证将来也会满足，最严重极端情况的整个方法可能导致混合的及低效的设计。只依据“以往使用过”来选择安全系数的方法应该受到检验。

在上世纪60年代早期采用了先进复合材料，并开始经历了重要的进展，然而某些障碍似乎是不可克服的，包括材料强度降低对高温、吸湿、冲击损伤及隐藏的缺陷或损伤的敏感性。适应这些材料强度下降因素的方法是拟定最严重的制造和工作方案，并假设在构件的整个寿命期内都一直存在。这些因素实际上是变量，但作为常数来处理。

用下述的混合的保守准则来控制复合材料构件的设计：

- 最严重载荷×安全系数（1.5）
- 最严重情况的温度
- 最严重吸湿
- 最严重的未检测到的损伤
- 从保守的统计准则推导的材料许用值

这些保守的结构准则的综合影响是生产低效的产品，概率方法替代混合保守方法，使安全程度定量化，并许可设计者去发现风险的策动源。

9.5.3 概率设计方法

如下所述，概率设计基础的数学理论是既考虑材料强度又考虑工作应力的概率分布。由于失效是一个局部现象，将一个部件划分为N个节点来代表可能发生失效的所有局部，一般假设在所有节点概率分布是相同的，在第六步则假设节点的材料强度是相互独立的。

步骤：

1. 确定许用失效率
2. 确定可能失效的节点数
3. 确定载荷的概率分布

$$P(X_X < x_s) = f(x_s)$$

4. 确定工作应力概率密度函数$f(x_s)$
5. 确定强度概率分布

$$P(Y_M < y_m) = F(y_m)$$

6. 计算失效概率

$$P_f = \int_V f_s(Z)\left[1 - F_M(X)^N\right]\mathrm{d}X$$

在文献9.5.3(a)和9.5.3(b)中讨论了另一个可供选择的概率设计方法，该方法的主要内容是：

- 在复合材料结构的所有级别上识别全部可能的不确定变量，包括组分级别的变量、制造过程和装配中所有阶段的变量以及施加的载荷。
- 对每一变量赋予一个概率分布函数。
- 通过一个解析器产生全部随机变量，该解析器由细观和宏观复合材料力学和层压板理论、结构力学和概率理论组成。

- 从解析器输出中提取有用的信息，并对照定义的概率设计准则进行检查。

NASA刘易斯中心开发的复合材料结构综合概率的评估IPACS（Integrated Probabilistic Assessment of Composite Structures）计算机软件综合了复合材料结构概率设计的上述内容，图9.5.3是该计算机软件的流程图。

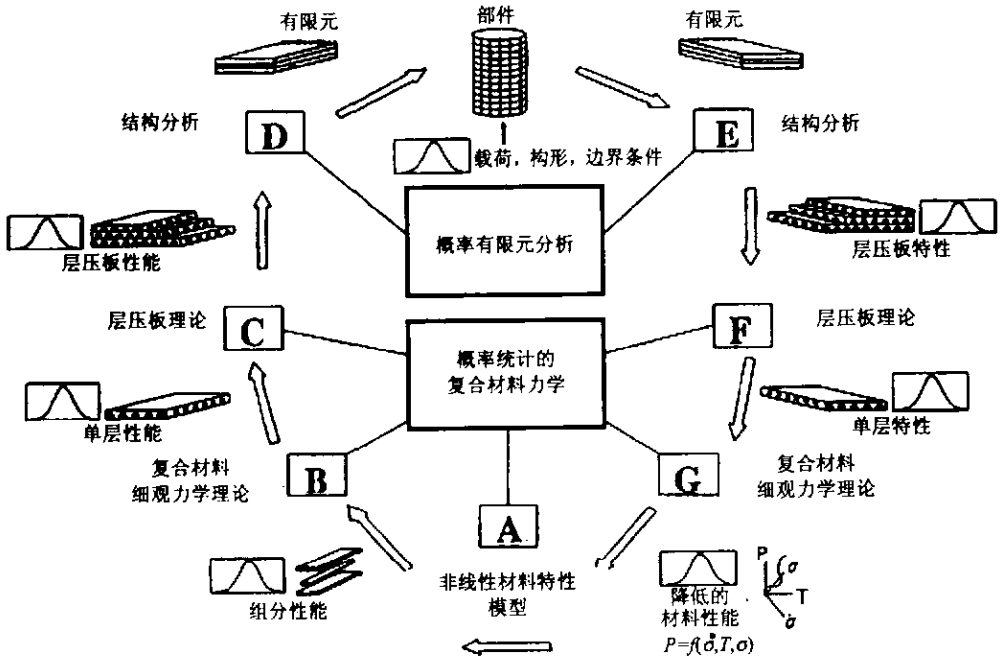


图9.5.3　计算机软件IPACS流程图

9.5.4　数据要求

为了安排一个概率设计练习，必须用随机变量来表征下述参数：

- 材料的力学性能
- 产品寿命期内预期的外载荷
- 制造工艺及其对材料强度的影响
- 环境对强度的影响
- 使用期间的环境历程
- 缺陷和/或损伤位置、严重程度、发生的概率及其对强度的影响
- 预测的精确度

复合材料来料的质量对于最终的产品质量来说是决定性的因素，为了保证来料符合规范，必须确定试验方法和测量值界限以便充分辨别低等级材料和期望的材料。生产商和用户必须一致同意这些准则，每一方都想使自己的风险最小，生产商的风险是报废“好材料”的概率，用户的风险是接受“低等级材料”的概率。

9.5.5　小结

没有理由不接受规定的结构准则，目前的准则对金属应用技术来说有它的由来。概率设计的目的是使可靠性成为复合材料结构准则的基础，它并不替代大多数结构力学的功能。

概率设计对于目前的复合材料设计方法来说是一个强有力的补充/可供选择的方法，它

要求在工程变量统计数据的概率和表征等方面发展成熟的技术。由于更多的人逐渐意识到概率设计的存在及它的好处，概率设计正处于发展的势头。

由于要求更精确、更成熟的设计，概率设计方法的要求将被广泛接受，概率设计的引入，尽管相当大胆，但可以提供采用传统技术达不到的重大的效果。

9.6 基于可靠性的结构验证

此节留待以后补充。

9.6.1 分析

此节留待以后补充。

9.6.2 试验

此节留待以后补充。

9.7 实现寿命周期

此节留待以后补充。

9.7.1 制造

此节留待以后补充。

9.7.2 使用

此节留待以后补充。

参考文献

9.1(a) Doty, L.A., "Reliability for the Technologies," Industrial Press, New York, New York, 1985, pp. 1-9.

9.1(b) Bazovsky, I., "Reliability Theory and Practice," Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, New Jersey, 1961, pp. 1-16.

9.1(c) Whitehead, R.S., Kan, H.P., Cordero, R., and Saether, E.S., "Certification Testing Methodology for Composite Structures," Vols. I and II, Final Report, Contract No. N62269-84-C-0243, October 1986.

9.2.1 Muller, G.E. and Schmid, C.J., "Factor of Safety - USAF Design Practice," Final Report, AFFDL-TR-78-8, April 1978.

9.5.3(a) Chamis, C.C. and Murthy, P.L.N., "Probabilistic Composite Analysis." First NASA Advanced Composites Technology Conference, Part 2, NASA CP3104-PT-2, 1991, pp. 891-900.

9.5.3(b) Chamis, C.C., Shiao, M.C., and Kan, H.P., "Probabilistic Design and Assessment of Aircraft Composite Structures." Fourth NASA/DoD Advanced Composites Technology Conference, June 7-11, 1993, Salt Lake City, Utah.

第10章　厚截面复合材料

10.1　引言和厚截面的定义

厚截面复合材料是指这类层压板，其几何形状（厚度/跨度比）、材料组分（基体和纤维的刚度/强度性能）、叠层方案、工艺和使用载荷的影响呈现三维应力状态。例如，在复合材料多向层压板（织物或非织物）的单层中，所有载荷都会引起多轴应力，即使载荷仅仅是单轴的情况，也是如此。当沿厚度方向的应力和应变达到某一严重程度时，分析、设计和试验中必须计及这些应力和应变。当它们的影响成为失效（即分层）、过度变形或振动的原因之一的情况下，即认为达到了严重程度。这些应力和应变经常引起失效，然而用传统的薄板二维分析不能精确地预估这些应力和应变。通常这种二维分析根据剪切和单轴拉伸/压缩试验得到的材料响应数据进行。在厚截面复合材料中，六个应力分量中任一个都可能对失效起重要作用，因此一个失效准则必须识别不同类型的失效模式，而失效模式与三维应力的每一个分量对某单一失效模式的贡献有关。单一失效模式是指由纤维、基体或界面控制的失效模式。对于厚截面复合材料来说，一个适当的失效准则必须考虑下述的层压板失效模式：

纤维控制的	基体控制的	界面控制的
• 纤维拔出	• 横向开裂	• 界面脱粘
• 纤维拉伸破坏	• 层内开裂	• 界面分层
• 纤维细观屈曲	• 层间开裂	• 压缩分层
• 纤维剪切破坏	• 边缘分层	•

例如，用高刚度和高强度纤维增强的厚截面复合材料常常存在严重的横向剪切和横向垂直变形（在薄板中三维应力的影响很小，可以忽略）。在动力学中，厚度效应还会受到短波长加载和高频振动的影响。由于复合材料固有的横向柔性高于纤维轴向柔性，因此复合材料的三维效应要比均质各向同性材料的显著得多。加之，复合材料层压板的横向和层间强度很低，这就使它对基体裂纹和分层特别敏感。

另外也可以从多层制造的观点来定义厚截面复合材料，制造引入的应力可能是严重的，要特别注意。需特别关注的制造效应包括残余应力、起皱、微裂纹、发热、挥发物排除、压实、机械加工以及机械连接和/或胶接。为了使这些效应最小，需要特殊的树脂、工艺、模具和固化循环。

在厚截面复合材料中，一般期望两个竞争目标，即制造引入的残余应力最小和最大的产品生产率（即要求达到完全固化的工艺时间最少）。加快固化周期，急剧的加热和冷却速率，都将导致较高的残余应力。另一方面，使全部零件厚度慢慢地同时达到完全固化，即使不是消除也会使制造引入的残余应力最小。应该特别注意，实际上可以有意引入制造产生的残余应力来抵消，或减轻叠加上的大的工作应力。

在厚板设计中，要求深入了解固化动力学和在此时间段内任一点的固化程度，对此固化模拟起着非常重要的作用，它甚至还能够预估固化周期内的工艺应力。对于预估以及防止应力和相关强度都较低的零件制造失败，这是一个重要的工具。

为了有效地设计复合材料厚板，结构分析师需要知道多轴强度和变形特性，但在确定多轴使用载荷下的材料响应之前，不可能了解厚板的全部潜能。然而在厚板设计、分析和相关的材料试验方面的技术进展，要比薄板复合材料在表征和应用方面通常可接受的技术进展缓慢得多。

图10.1给出了厚截面复合材料逐步分析方法的流程。

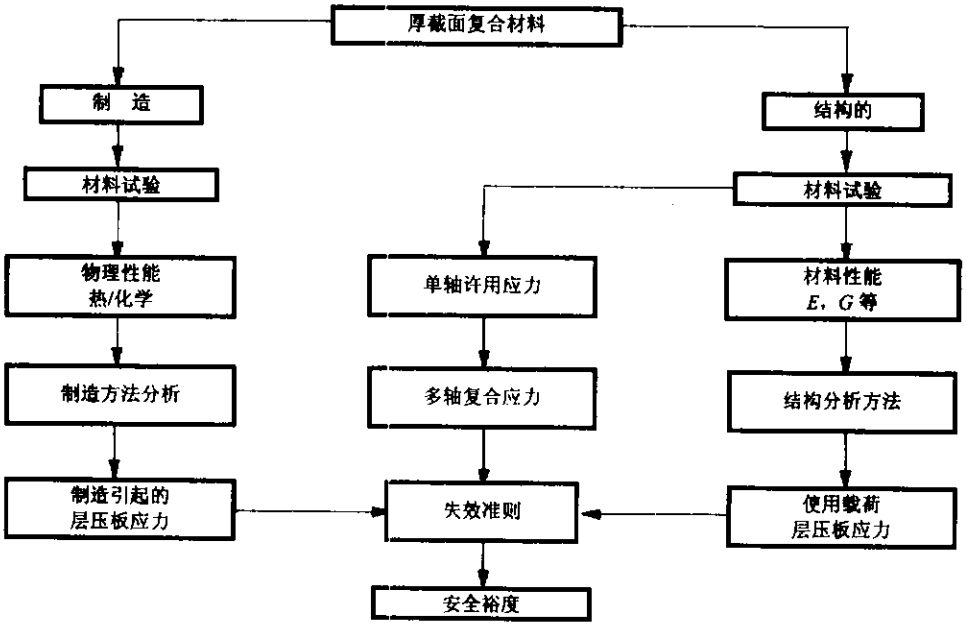


图10.1 厚截面复合材料的分析方法的流程图

10.2 厚截面复合材料3-D分析要求的力学性能

本节的目的是定义三维（3-D）点应力分析需要的3-D正交各向异性刚度特性和计算安全裕度所需要的失效强度和应变许用值。这些内容包括：

1. 定义目前传统二维（2-D）分析的刚度特性(第一卷中的6.7节)；
2. 定义3-D应力分析需要的附加的刚度特性；
3. 定义确定单轴加载（10.2.3.1节）和多轴加载状态（10.2.3.2节）下3-D刚度特性、失效强度和应变所要求的试验；
4. 讨论利用3-D单层特性预估层压板厚度方向刚度特性的方法（10.2.4节）。

手册中使用的符号和术语（第三卷中的1.3.1节）适用于2-D和3-D复合材料，单层坐标轴为1，2，3，多向层压板坐标轴为x，y，z。

10.2.1 复合材料 2-D 分析

当厚度方向应力不重要时，复合材料2-D分析方法（第三卷中的5.3.1节）适用。对于单向层压板，厚度方向或3-方向的应力较低（$\sigma_3=\tau_{23}=\tau_{31}$，平面应力），应力-应变关系为（文献10.2.1）：

$$\{\varepsilon_{ij}\}=[C]\{\sigma_{ij}\} \qquad 10.2.1(a)$$

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}S_{11} & S_{12} & 0\\ S_{12} & S_{22} & 0\\ 0 & 0 & S_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \tau_{12}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.1(b)$$

用由简单实验获得的工程弹性常数

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0\\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0\\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \tau_{12}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.1(c)$$

刚度相互关系是：

$$\frac{\nu_{12}}{E_1}=\frac{\nu_{21}}{E_2} \qquad 10.2.1(d)$$

对于2-D平面应力分析，四个独立的材料弹性性能是：E_1,E_2,G_{12},ν_{12}，能够用如10.2.3.1节讨论的确定刚度的相同试验，得到面内失效应力和应变。

10.2.2 复合材料 3-D 分析

当厚度方向的应力和应变是重要的时候（施加值接近它们的许用值），则问题就要求进行3-D正交各向异性应力分析。当复合材料截面厚度增加或厚度较薄但有面外载荷（弯矩、侧向压力等）时，经常需要3-D分析，因为这种状况下拐角在半径范围会引起层间拉伸应力或在梁或板中引起层间剪切应力。

10.2.2.1 单向层3-D性能

对于正交各向异性单层，用下述应力-应变关系表达其9个独立的常数（文献10.2.1）：

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_3\\ \gamma_{23}\\ \gamma_{31}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0\\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0\\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_3\\ \tau_{23}\\ \tau_{31}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.2.1(a)$$

或用工程常数表达为：

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\\ \varepsilon_3\\ \gamma_{23}\\ \gamma_{31}\\ \gamma_{12}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0\\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0\\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{23}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{31} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_1\\ \sigma_2\\ \sigma_3\\ \tau_{23}\\ \tau_{31}\\ \tau_{12}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.2.1(b)$$

对于正交各向异性材料，必定满足3个相互关系：

$$\frac{\nu_{12}}{E_1}=\frac{\nu_{21}}{E_2},\quad \frac{\nu_{13}}{E_1}=\frac{\nu_{31}}{E_3},\quad \frac{\nu_{23}}{E_2}=\frac{\nu_{32}}{E_3} \qquad 10.2.2.1(c)$$

对于正交各向异性单层，要求有9个独立的材料弹性性能：

$$E_1,E_2,E_3,G_{12},G_{13},G_{23},\nu_{12},\nu_{13},\nu_{23}$$

当材料的拉伸和压缩刚度不同时，如果二者的差别较小，实践中通常使用平均值；如果二者的刚度差别较大时，则使用能够反映出施加载荷特征的刚度（拉伸或压缩）。

10.2.2.2 多向正交各向异性层压板的3-D性能

本节定义在x，y或z方向加载的多向均衡对称层压板3-D分析所要求的柔度矩阵和相关的9个弹性常数。为了防止制造中引起热翘曲，实际上大多数使用的层压板是均衡和对称的。如果层压板是非均衡和非对称的，或对主正交方向“偏轴”加载，则矩阵是带有Chentsov系数（$\mu_{ij,kl}$）和耦合影响系数（$\eta_{ij,i}$，$\eta_{i,ij}$）的满阵。

对于在x，y或z方向加载的均衡、对称层压板，其柔度矩阵为：

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \varepsilon_z\\ \gamma_{yz}\\ \gamma_{zx}\\ \gamma_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}\bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{13} & 0 & 0 & 0\\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{23} & 0 & 0 & 0\\ \bar{S}_{13} & \bar{S}_{23} & \bar{S}_{33} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \bar{S}_{44} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{S}_{55} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{S}_{66}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_z\\ \tau_{yz}\\ \tau_{zx}\\ \tau_{xy}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.2(a)$$

用有效工程弹性常数，此方程变为：

$$\begin{Bmatrix}\varepsilon_x\\ \varepsilon_y\\ \varepsilon_z\\ \gamma_{yz}\\ \gamma_{zx}\\ \gamma_{xy}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{yx}}{E_y} & -\frac{\nu_{zx}}{E_z} & 0 & 0 & 0\\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & -\frac{\nu_{zy}}{E_z} & 0 & 0 & 0\\ -\frac{\nu_{xz}}{E_x} & -\frac{\nu_{yz}}{E_y} & \frac{1}{E_z} & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{yz}} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{zx}} & 0\\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}}\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\sigma_x\\ \sigma_y\\ \sigma_z\\ \tau_{yz}\\ \tau_{zx}\\ \tau_{xy}\end{Bmatrix} \qquad 10.2.2.2(b)$$

层压板有效刚度必须满足3个相互关系：

$$\frac{\nu_{xy}}{E_x}=\frac{\nu_{yx}}{E_y},\quad \frac{\nu_{xz}}{E_x}=\frac{\nu_{zx}}{E_z},\quad \frac{\nu_{yz}}{E_y}=\frac{\nu_{zy}}{E_z} \qquad 10.2.2.2(c)$$

多向层压板分析要求9个独立的有效材料弹性常数。

$$E_x,E_y,E_z,G_{xy},G_{zx},G_{yz},\nu_{xy},\nu_{zx},\nu_{yz}$$

10.2.3 试验性能确定

2-D复合材料的失效分析，目前最通用的方法是用单轴载荷下单向板试验来确定强度和

刚度值，然后使用计及各种加载方向影响的失效准则来计算安全裕度。在10.2.3.1节中定义了2-D和3-D复合材料的这些单轴试验。另一个方法是以模拟实际载荷的合适比例的载荷进行多轴试验，在10.2.3.2节中讨论多轴试验及方法。

对厚截面复合材料的单轴和多轴力学试验有一些应考虑的问题，下面列出了部分试验需要考虑的事项：

- 试验系统和载荷引入
- 夹持系统和夹具
- 计算机控制及界面
- 恰当的试件质心位置位移控制
- 试件设计和优化
- 厚复合材料内未知的应力状态
- 多轴引伸计和其他测量装置和技术
- 环境影响的引入及分析
- 数据采集和分析
- 多轴屈服和失效准则
- 尺寸效应和换算律
- 边缘效应研究
- 静力和动力试验，包括疲劳和冲击载荷
- 应力集中的敏感度
- 损伤的无损评定（NDE）

10.2.3.1 单轴试验

通常单向板的试验类型如图10.2.3.1(a)-(c)所示，用以获得常规的2-D面内拉伸、压缩和剪切刚度以及失效强度和应变，在第一卷中的6.8节详细讨论了这些试验。3-D（厚截面）分析要求的附加的单向板设计性能试验归纳在图10.2.3.1(d)中，并在图10.2.3.1(e)和图10.2.3.1(f)中详细描述了这些试验。在表10.2.3.1(a)中概述了为获得这些性能可用的试验方法，需要进一步开发3方向或厚度方向拉伸和压缩试验方法。

对于多向层压板的3-D分析，除2-D试验外所需要的附加设计性能试验归纳在图10.2.3.1(g)中。也可以用10.2.4节中讨论的方法（理论上确定性能）根据单向板刚度来预估3-D厚度方向刚度。表10.2.3.1(b)中归纳了用来确定多向层压板3-D性能的试验方法，类似于单向板试验，对多向板也需要开发厚度方向——Z向的拉伸和压缩试验方法。

表10.2.3.1(c)和表10.2.3.1(d)分别是单向和[0/90]多向铺层的中等模量碳纤维/环氧厚截面复合材料板典型性能的例子，参照图10.2.3.1(a)获取单层性能，[0/90]的数据从对80层（厚度t=15 mm）热压罐固化层压板（参见10.2.3.1(b)）的Hercules试验获得。

对于厚度大于6.35 mm的复合材料试件，表10.2.3.1(a)和表10.2.3.1(b)指出了三种单轴压缩试验方法。分别在图10.2.3.1(h)和图10.2.3.1(i)中所示的David Taylor研究中心（DTRC）和Alliant Techsystem试验夹具（参见文献10.2.3.1(a)和10.2.3.1(c)）就是为厚棱形柱复合材料试件的单轴压缩试验而发展的。美国陆军实验室——材料分部（ARL）的试验方法（参见文献，10.2.3.1(d)）利用立方体试件，直接在两钢板之间加载，而无相关的夹具。

通过独立的、逐次的施加单轴载荷，完成表10.2.3.1(a)和表10.2.3.1(b)指出的不同材料

取向的压缩数据的研究。用常规的中等偏高能力的加载框架就能够逐次进行这些单轴压缩试验，每一个材料取向施加一个方向的载荷，只要非常小心和使用合适的试件夹具，也可以用这些试验来确定材料的单向压缩强度和失效特性。

DTRC和Alliant Techsystem试验夹具的主要特点是保证试件在压缩载荷下合适的夹持力和对中外，并提供约束以尽量减少压缩载荷下试件末端压碎（试件劈裂）。任何明显的试件末端劈裂和夹持引起的试件材料开裂都会引起材料强度的严重下降。对于复合材料厚板的某些单轴压缩试验，可能要求特殊的加强以及对相关的试件-加强片的连接细节有要求。

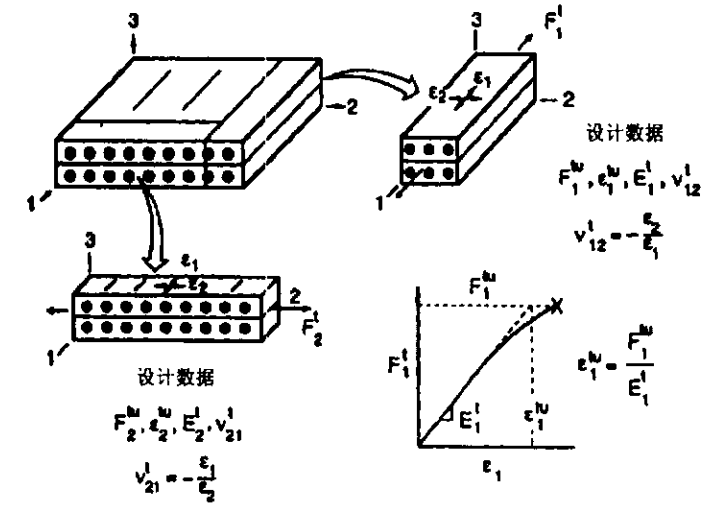


图10.2.3.1(a)　单向层压板面内拉伸设计性能

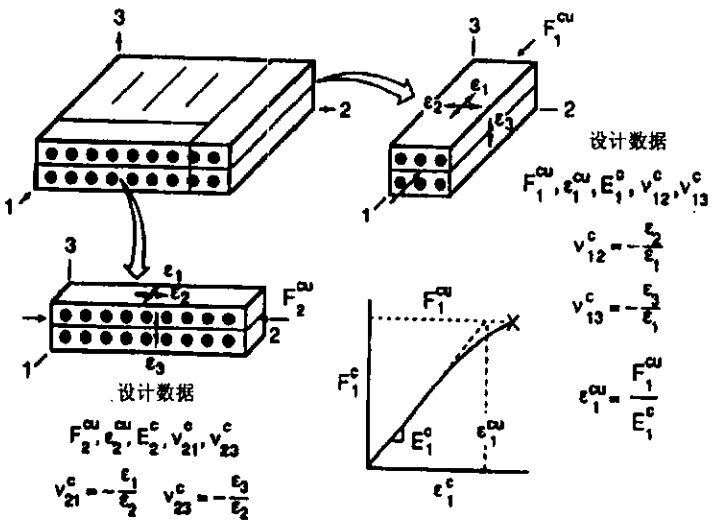


图10.2.3.1(b)　单向层压板面内压缩设计性能

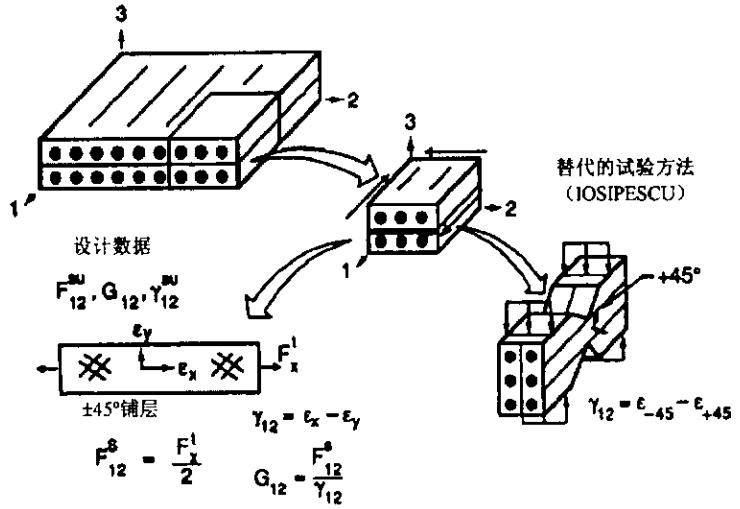


图10.2.3.1(c)　单向层压板面内剪切设计性能

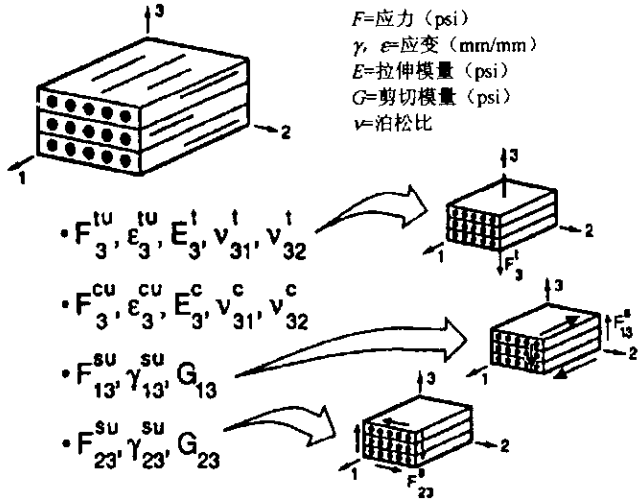


图10.2.3.1(d)　单向层压板厚度方向设计性能

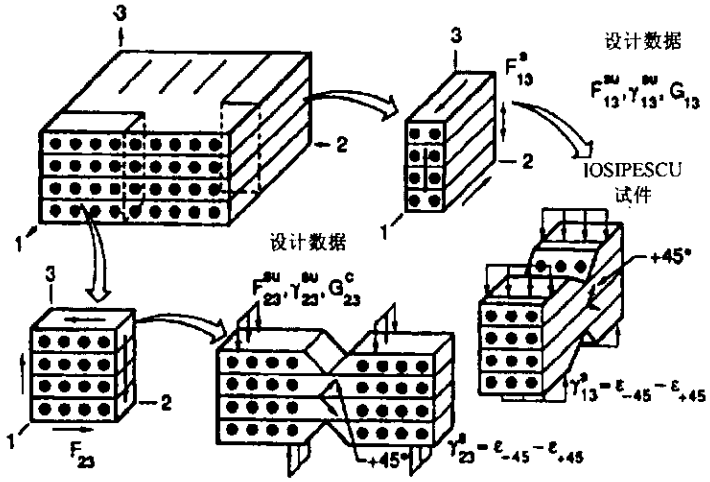


图10.2.3.1(e)　单向层压板厚度方向剪切设计性能

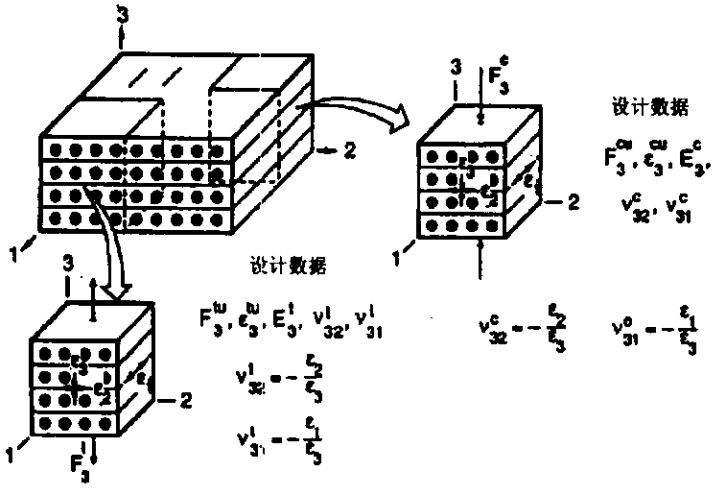


图10.2.3.1(f)　单向层压板厚度方向拉伸和压缩设计性能

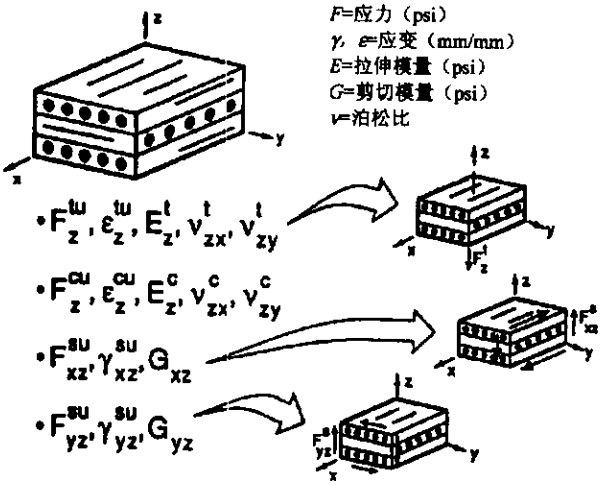


图10.2.3.1(g)　定向层压板厚度方向设计性能

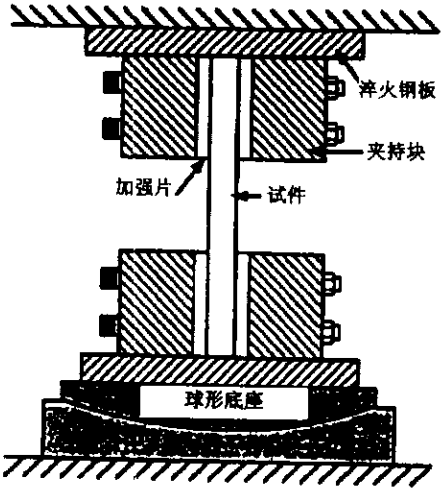


图10.2.3.1(h)　单轴厚截面压缩试验夹具—David aylor研究中心

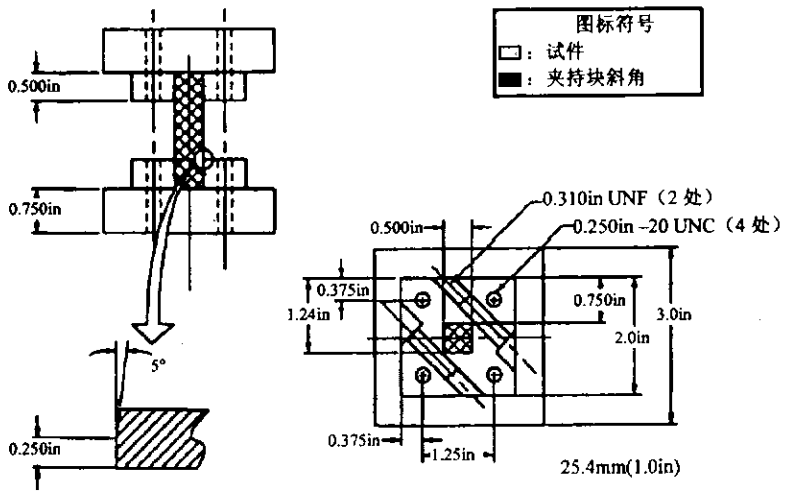
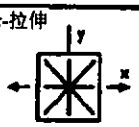
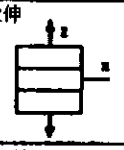
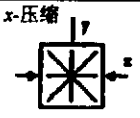
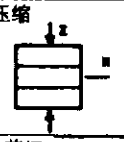
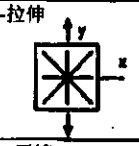
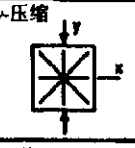
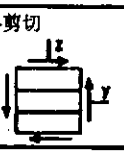
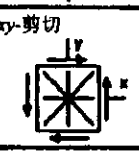


图10.2.3.1(i)　单轴厚截面压缩试验夹具——Alliant Techsystems公司

表10.2.3.1(a)　确定3-D层压板性能可用的试验方法

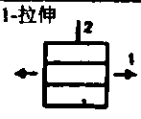
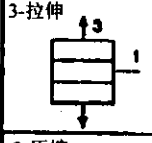
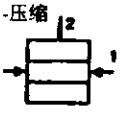
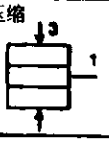
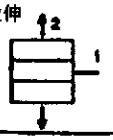
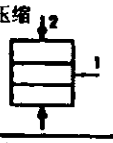
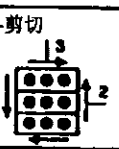
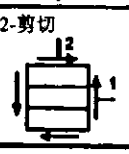
载 荷	面内性能	试验标准	载 荷	面外性能	试验标准
1-拉伸	F_1^{tu} ε_1^{tu} E_1^l ν_{12}^l	ASTM D3039 SACMA SRM-4	3-拉伸	F_3^{tu} ε_3^{tu} E_3^l ν_{31}^l ν_{32}^l	将予以发展
1-压缩	F_1^{cu} ε_1^{cu} E_1^c ν_{12}^c ν_{13}^c	ASTM D3410 SACMA SRM-1 ALLIANT TECHSYSTEMS DTRC ARL	3-压缩	F_3^{cu} ε_3^{cu} E_3^c ν_{31}^c ν_{32}^c	将予以发展
2-拉伸	F_2^{tu} ε_2^{tu} E_2^l ν_{21}^l	ASTM D3039 SACMA SRM-4	13-剪切	F_{13}^{su} γ_{13}^{su} G_{13}^l	ASTM D2344 SACMA SRM-8 IOSIPESCU
2-压缩	F_2^{cu} ε_2^{cu} E_2^c ν_{21}^c ν_{23}^c	ASTM D3410 SACMA SRM-1 ALLIANT TECHSYSTEMS DTRC ARL	23-剪切	F_{23}^{su} γ_{23}^{su} G_{23}	IOSIPESCU
12-剪切	F_{12}^{su} γ_{12}^{su} G_{12}	ASTM D3518 SACMA SRM-7			

表10.2.3.1(b)　确定3-D单层性能可用的试验方法

载 荷	面内性能	试验标准	载 荷	面外性能	试验标准
x-拉伸 	F^{tu}_x ε^{tu}_x E^{t}_x ν^{t}_{xy}	ASTM D3039? SACMA SRM-4?	z-拉伸 	F^{tu}_z ε^{tu}_z E^{t}_z ν^{t}_{zx} ν^{t}_{zy}	将予以发展
x-压缩 	F^{cu}_x ε^{cu}_x E^{c}_x ν^{c}_{xy} ν^{c}_{xz}	ASTM D3410? SACMA SRM-1? ALLIANT TECHSYSTEMS DTRC ARL	z-压缩 	F^{cu}_z ε^{cu}_z E^{c}_z ν^{c}_{zx} ν^{c}_{zy}	将予以发展
y-拉伸 	F^{tu}_y ε^{tu}_y E^{t}_y ν^{t}_{yx}	ASTM D3039? SACMA SRM-1?	xz-剪切 	F^{su}_{xz} γ^{su}_{xz} G_{xz}	ASTM D2344? SACMA SRM-8? IOSIPESCU
y-压缩 	F^{cu}_y ε^{cu}_y E^{c}_y ν^{c}_{yx} ν^{c}_{yz}	ASTM D3410? SACMA SRM-1? ALLIANT TECHSYSTEMS DTRC ARL	yz-剪切 	F^{su}_{yz} γ^{su}_{yz} G_{yz}	IOSIPESCU
xy-剪切 	F^{su}_{xy} γ^{su}_{xy} G_{xy}	ASTM D4255? IOSIPESCU			

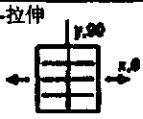
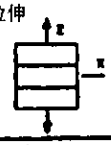
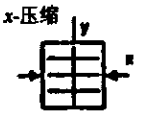
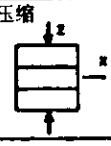
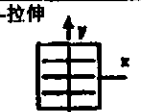
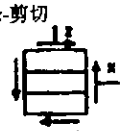
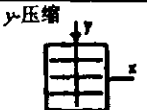
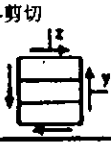
附注：
? ——适用性取决于层压板的铺层构型

表10.2.3.1(c)　中等模量碳/环氧单层典型的3-D性能

载 荷	面内性能	室温干态	载 荷	面外性能	室温干态
1-拉伸 	F^{tu}_1 ε^{tu}_1 E^{t}_1 ν^{t}_{12}	250ksi(1720MPa) 15200με 16.5Msi(114GPa) 0.33	3-拉伸 	F^{tu}_3 ε^{tu}_3 E^{t}_3 ν^{t}_{31} ν^{t}_{32}	8.00ksi(55.2MPa) 5700με 1.40Msi(9.65GPa)
1-压缩 	F^{cu}_1 ε^{cu}_1 E^{c}_1 ν^{c}_{12} ν^{c}_{13}	170ksi(1170MPa) 10300με 16.5Msi(114GPa)	3-压缩 	F^{cu}_3 ε^{cu}_3 E^{c}_3 ν^{c}_{31} ν^{c}_{32}	30.0ksi(207MPa) 21500με 1.40Msi(9.65GPa)
2-拉伸 	F^{tu}_2 ε^{tu}_2 E^{t}_2 ν^{t}_{21}	8.00ksi(55.2MPa) 5700με 1.40Msi(9.65GPa)	13-剪切 	F^{su}_{13} γ^{su}_{13} G^{t}_{13}	12.0ksi(82.7MPa) 4000με 0.87Msi(6.0GPa)
2-压缩 	F^{cu}_2 ε^{cu}_2 E^{c}_2 ν^{c}_{21} ν^{c}_{23}	30.0ksi(207MPa) 21500με 1.40Msi(9.65GPa)	23-剪切 	F^{su}_{23} γ^{su}_{23} G_{23}	12.0ksi(82.7MPa) 22000με 0.55Msi(3.8GPa)
12-剪切 	F^{su}_{12} γ^{su}_{12} G_{12}	15.0ksi(103MPa) 17000με 0.87Msi(6.0GPa)			

注：
1. 在2-3平面内，假设刚度、强度、应变横向各向同性。
2. 破坏应变=强度/模量。
3. 纤维体积为60%。

表10.2.3.1(d)　中等模量碳/环氧[0_3/90]层压板典型的3-D性能

载 荷	面内性能	室温干态	载 荷	面外性能	室温干态
x-拉伸 	F^{tu}_x ε^{tu}_x E^t_x ν^t_{xy}	140ksi(965MPa) 9330με 15.0Msi(103GPa) 0.10	z-拉伸 	F^{tu}_z ε^{tu}_z E^t_z ν^t_{zx} ν^t_{zy}	3.40ksi(23.4MPa) 3040με 1.12Msi(7.72GPa)
x-压缩 	F^{cu}_x ε^{cu}_x E^c_x ν^c_{xy} ν^c_{xz}	111ksi(765MPa) 8600με 12.9Msi(88.9GPa) 0.12	z-压缩 	F^{cu}_z ε^{cu}_z E^c_z ν^c_{zx} ν^c_{zy}	60.0ksi(414MPa) 3660με 1.64Msi(11.3GPa)
y-拉伸 	F^{tu}_y ε^{tu}_y E^t_y ν^t_{yx}	35.0ksi(241MPa) 6210με 5.64Msi(38.9GPa) 0.03	xz-剪切 	F^{su}_{xz} γ^{su}_{xz} G_{xz}	4.06ksi(28.0MPa) 7700με 0.53Msi(3.7GPa)
y-压缩 	F^{cu}_y ε^{cu}_y E^c_y ν^c_{yx} ν^c_{yz}	72.9ksi(503MPa) 12900με 5.66Msi(39.0GPa) 0.029	yz-剪切 	F^{su}_{yz} γ^{su}_{yz} G_{yz}	6.15ksi(42.4MPa) 9300με 0.66Msi(4.6GPa)
xy-剪切 	F^{su}_{xy} γ^{su}_{xy} G_{xy}	15.3ksi(105MPa) 22000με 0.70Msi(4.8GPa)			

注：
1. [0_3/90]层压板（t=0.59in）的平均性能引自文献 4，纤维体积=61.4%，空隙率=0.04%。
2. 纤维铺置，热压罐固化，平板数据，5-7 个试样平均值。
3. 破坏应变=强度/模量。

10.2.3.2　多轴试验

本节的目的是提供关于多轴材料试验方法的信息。一些技术，如2-D方法（双轴加载）可用于厚截面和薄截面复合材料。然而3-D试验的主要目的是评定厚截面复合材料试件的材料特性。当考虑到使用条件下需要评定复杂的3-D载荷下的单层和层压板响应时，多轴试验的重要性就很明显了。多轴试验有助于确定恰当比例加载情况下真实的材料强度和失效机理，加载模拟实际的使用条件。此外，推荐多轴试验还因为还没有能力对多轴加载工况下复合材料的响应进行预先评估。

目前仅仅只有有限的实验能力用来承担为获得材料多向响应数据库所要求的全部工作。执行复合材料厚板的试验方法还有某些困难，而且还没有被完全验证，其本身就是目前和将来研究的一个主要部分。然而，说明目前已开发的在确定复合材料厚板基本参数和实际的材料响应方面的多轴试验技术还是必需的。这些试验对结构中应用厚截面复合材料也是重要的，因为试验结果可以支持开发通用和可靠的3-D数值模拟、设计和分析能力（即有限元和边界元等）和失效理论。

目前使用两种明显不同的多轴复合材料试验技术、相关的力学试验加载机构和试件固定装置。一个方法是利用试验机，沿着相互垂直的基本坐标轴对直线型试件施加载荷/位移，这种类型的试验机包括平面双轴试验机（图10.2.3.2(a)）和定型的三轴试验机构（图10.2.3.2(b)）。第二个方法是使用对管状试件施加载荷/位移的试验机。双轴试验机由一个基本的单轴-万能试验机组成，该试验机有对圆柱形试件施加扭矩的附加能力。相应的三轴试验机（图10.2.3.2(c)）类似于双轴试验机构，但它有沿圆柱试件壁的横向施加内压或外压的附加功能。

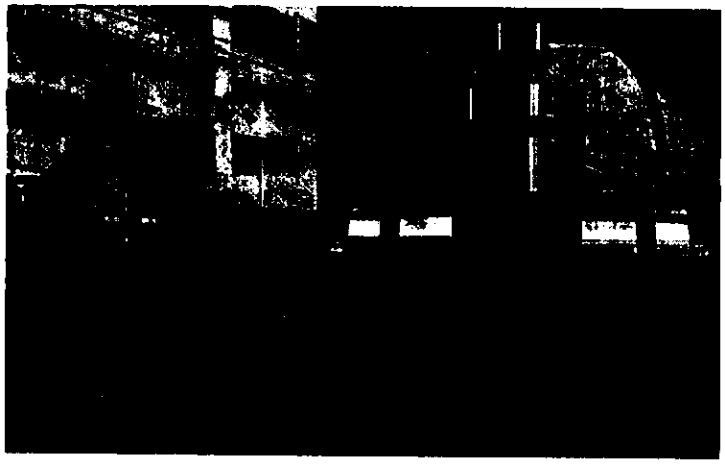


图10.2.3.2(a) MTX双轴拉伸/压缩试验系统

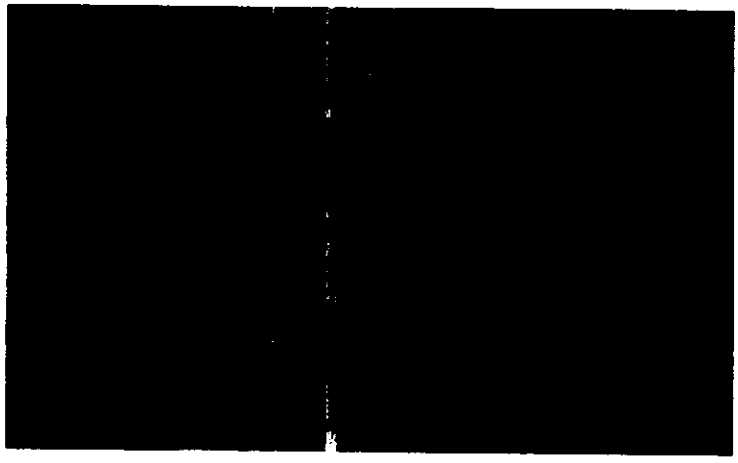


图10.2.3.2(b) AlliantTechsystems——怀俄明大学三轴拉伸/压缩试验系统



图10.2.3.2(c) 3-D轴向/扭矩加压试验系统

10.2.3.2.1 直线型试件/技术

这种材料试验方法可用图10.2.3.2.1所示的直线型试件，例如双轴试验是十字或平板构型试件，而3-D加载用立方体或平行六面体试件。

沿着2-D和3-D试件相互垂直的基本坐标轴加载就能够同时承担多轴拉伸/压缩试验。为了确定实际材料的强度/失效包线以及验明失效机理需要多轴试验。在准确确定材料的多向本构方程和恰当的失效准则时需要这些数据。

对于十字或板类构型的材料试件，可使用工厂生产的定型的双轴试验机，这些试验机一般都是液压伺服驱动。也有专门制造的，非商业供应的螺旋驱动双轴加载机构。二者都能沿两个垂直轴同时施加拉伸和/或压缩载荷。这些加载机构能在材料试件的试验区内形成综合的双轴正应力。也开发了专门的试件夹具，如刷状/梳状柔性加强片。为了使双轴拉伸/压缩试验中的面外弯曲最小，就要求允许不限制面内运动和横向约束，这种柔性的试件加强片像混凝土压缩试验中通常使用的刷状/支承滑块一样起作用。

也可以买到定型的三轴试验机，其加载机构对各向异性立方体材料试件有进行试验的能力。这些多向材料试验机不是液压伺服驱动就是螺旋驱动，这两类3-D试验机都能够对用加强片的立方体试件施加任意组合的3-D正应力状态。据我们所知，用这些设备还不能承担全面的3-D复合材料试验，因为这些试验机的专门夹具目前正在研制中，而且加载机构的标准化正在进行中。

对于双轴和三轴试验机都要求其控制系统基本保持试件形心在一个固定位置。其计算机软件-加载机构控制是一个必需的器件，其中建议试件应满足不受到不希望出现的偏心加载的条件。缺少正确的试验机构的位移或载荷控制将产生错误的试验测量、不适当的材料失效机理以及失效发生在仪表测量范围之外。总之，对1-D，2-D和3-D加载机构的恰当利用要求专门的试件固定夹具、试件构型的恰当设计、有效的加强和/或试件末端约束方法以及载荷施加方法以避免不希望的与应力集中一道出现的边界或末端效应。上述的3-D试验方法常常叫做真实三轴法，因为立方体试件构型允许相对于加载轴的纤维铺层取向是完全自由的。

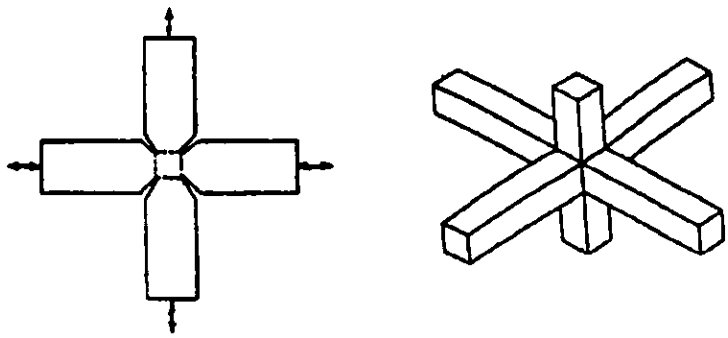


图10.2.3.2.1 直线型双轴试件构型

10.2.3.2.2 圆筒试件/技术

到目前为止，最经常使用的多轴2-D和3-D复合材料试验方法都利用图10.2.3.2.2所示的圆筒形试件，试件主要是薄壁管。市场上有数百种组装的双轴试验机，它们都能够在施加轴向载荷的同时相对于圆筒试件的纵轴施加扭转载荷。

三轴试验机类似于施加轴向和扭转载荷的2-D试验机构，因此这些加载机构也能沿空心

圆筒试件壁厚的横向在其内部或外部施加液压的附加功能。由于复合材料圆筒环状铺层的特点，这种试验技术似乎非常适合于研究长丝缠绕试件的材料参数和失效机理，特别是这种圆筒试件构型的环状连续性，使得在测量截面不存在边缘效应。而边缘效应，如压碎和剪断可能是一个问题，要求仔细地进行结构设计和对连接细节和试件构型的仔细分析。使用这种试验方法考虑的一个主要问题是结构经受单一或组合的轴向、扭转和压力载荷时可能发生结构的不稳定，例如圆筒形试件屈曲。试验圆筒的任何结构屈曲都将掩盖材料强度的测量。这类多轴试验技术基本上仅仅用来研究薄壁管试件。

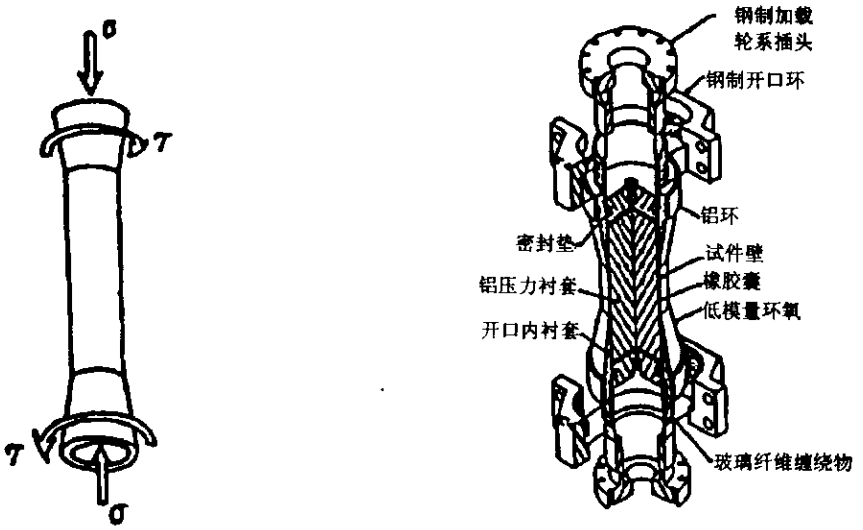


图10.2.3.2.2　双轴和三轴薄壁管状试件构型，犹他大学三轴试件夹具

10.2.4　理论性能确定

在考虑用理论方法确定复合材料的力学性能时可以选择的最基础量级是单一组分或细观力学量级。在手册第三卷中5.2.2.1节和文献10.2.4的第4节中综述了复合材料细观力学的理论发展，使用细观力学分析可以根据组分数据确定3-D层压板的性能，能够查阅到关于这个题目附加的信息和文献。

由于在复合材料结构分析中使用单层和层压板级的性能，所以本节仅讨论这些性能，而且分析都是线弹性的。

10.2.4.1　3-D单层性能确定

在10.2中列出了3-D单层基本分析所要求的9个独立的材料弹性性能，即

$$E_1, E_2, E_3, G_{12}, G_{13}, G_{23}, \nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23} \qquad 10.2.4.1(a)$$

这些性能中的$E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}$很容易用常规的实验方法得到。10.2.3节中讨论了面外性能的确定方法，在缺少这些性能的实验数据时，假设在2-3平面内横向各向同性是合理的。可以用文献10.2.4.1(a)-(c)的实验数据来验证该假设的正确性。横向各向同性则意味着：

$$E_3 = E_2, \quad G_{13} = G_{12}, \quad \nu_{13} = \nu_{12}, \quad G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})} \qquad 10.2.4.1(b)$$

即使用了这一简化假设，为全部了解9个独立的材料弹性性能，必须测定或评定ν_{23}。

在文献10.2.4.1(a)-(c)中报告了ν_{23}的实验测定值，在文献10.2.4.1(a)中给出了T300/5208压缩所确定的ν_{23}值。在文献10.2.4.1(b)中给出了T300/5208拉伸和压缩所确定的ν_{23}值。文献10.2.4.1(c)中给出了AS4/3501-6和S2/3501-6压缩所确定的ν_{23}值，也能够在表10.2.4.1中得到此值。

需要全部9个独立的弹性常数并不意味着3-D分析对上面讨论的厚度方向材料性能都是敏感的。例如选择ν_{23}为0.5和0.4（二者相差20%），但层压板或结构分析得到的应力或应变仅相差2%。如果该性能是不确定的，就应该通过参数研究对特殊的材料性能的特别分析来评定这种敏感性。

同样，当某一材料性能存在强非线性时（即面内和厚度方向剪切模量），使用线性分析并不影响层压板或结构的分析，在3-D分析中同样应该这样处理。

10.2.4.2 3-D层压板性能确定

像3-D单层性能一样，10.2节中列出了3-D层压板基本分析所要求的9个独立的材料弹性性能，即

$$E_x, E_y, E_z, G_{xy}, G_{xz}, G_{yz}, \nu_{xy}, \nu_{xz}, \nu_{yz} \qquad 10.4.2.2(a)$$

用常规实验或理论方法很容易确定$E_x, E_y, G_{xy}, \nu_{xy}$。可以使用本手册第三卷中5.3.2节介绍的经典层压板理论来确定这些值，确定剩余的层压板面外性能就要比面内性能困难得多。层压板面外性能的实验数据很少，而且用来产生这些数据的试验方法正如文献10.2.4.1(a)-(c)中使用的那样是非常特殊的。

表10.2.4.1 碳和S2玻璃纤维增强环氧的3-D弹性常数（文献10.2.4.1(c)）

E，G的单位是Msi（GPa）

	AS4/3501-6，59.5%纤维体积含量	S2/3601-6，56.5%纤维体积含量
E_1 (1)	16.48 (113.6) (3.7)(2)	7.15(49.3) (4.0)
E_2 (1)	1.40 (9.65) (3.6)	2.13 (14.7) (2.2)
E_3 (1)	1.40(3) (9.65)	2.13 (3) (14.7)
ν_{12} (1)	0.334 (3.0)	0.296 (4.1)
ν_{13} (1)	0.328 (1.2)	0.306 (2.8)
ν_{23} (1)	0.540 (1.6)	0.499 (1.4)
G_{12}	0.87 (4) (6.0)	0.98 (4) (6.8)
G_{13}	0.87 (5) (6.0)	0.98 (4) (6.8)
G_{23}	0.45 (6) (3.1)	0.71 (4) (4.9)

(1) E_1，E_2，ν_{12}，ν_{13}和ν_{23}由厚平板压缩试件确定

(2) 离散系数（%）

(3) 假设$E_3=E_2$

(4) G_{12}由$[\pm 45]_{2S}$拉伸试验确定

(5) 假设$G_{13}=G_{12}$

(6) 根据横向各向同性假设得到G_{23}

发展了许多基于单层面内性能预估面外性能的理论方法（文献10.2.4.1(a)-(h)）。这些方法基本上是用一个均质各向异性介质代替层压的非均质的正交各向异性介质，这种替代称为“模糊”，而形成的有效材料性能叫做“模糊”性能。在复合材料结构分析中通常使用这些模糊的各向异性性能。如果平均的、整体应力状态或平均位移对所作的分析是足够的，那么用模糊性能所做的分析就是所需要的全部分析。如果需要局部应力状态，则必须使用另外的分析技术，如“整体-局部”技术。在该方法中，用模糊的各向异性性能来确定整体应力状态，然后用该信息得出关注的指定区域的逐层的应力状态，这样一来就避免了对厚截面复合材料整体结构逐层分析的昂贵代价。使用这种整体-局部分析技术通常称为逼近复合材料厚板设计和分析问题的最合理的方法。

根据近似公式（文献10.2.4.2(a)）到精确公式生成模糊的3-D各向异性性能的所适用的解题方法并不包括弯曲-伸长耦合（文献10.2.4.2(c)），Pagano（文献10.2.4.2(c)）和Sun（文献10.2.4.2(b)）给出的精确解有助于在个人计算机上的简单编程。事实上Trethewey等（文献10.2.4.2(d)）和Peros（文献10.2.4.2(e)）已对Pagano解进行了编程，同时Sun在个人计算机上也对自己的解进行了编程。

表10.2.4.2(a)和(b)包含用层压板理论（LPT）和用Pagano，Sun和Roy解所确定的两种材料体系和6种层压板构型的3-D层压板弹性常数（文献10.2.4.2(g)，(h)）。表10.2.4.1列出了每一个分析所使用的输入单层的性能。对于介绍的全部情况，三个精确解（LPT，Pagano，Sun）对面内和厚度方向性能都产生了相同的结果，而Roy近似解的结果表明Z方向的性能在某些情况下的差别可达12%。

由于产生3-D实验数据的困难，限制了这些分析结果的数据验证，在文献10.2.4.1(a)-(c)、10.2.4.2(h)，(i)中提供了已有的数据。表10.2.4.2(c)包括Pagano使用线弹性理论的预估结果与文献10.2.4.1(c)和10.2.4.2(i)中的实验数据的比较。

10.2.5 试件设计考虑

10.3 厚截面复合材料结构分析方法

此节留待以后补充。

10.4 厚截面复合材料3-D分析所要求的物理性能分析

此节留待以后补充。

10.5 厚截面复合材料的工艺分析方法

此节留待以后补充。

10.6 失效准则

此节留待以后补充。

表10.2.4.2(a)　各种AS4/3501-6层压板的3-D有效性能

AS4/3501-6层压板性能，E，G（Msi）												
	$[0_2/90]_s$				$[0/90]_{2s}$				$[0/90/\pm45]_s$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	11.5	11.5	11.5	11.5	9.01	9.00	9.00	9.00	6.68	6.68	6.68	6.67
E_y	6.48	6.47	6.47	6.47	9.01	9.00	9.00	9.00	6.68	6.68	6.68	6.68
E_z		1.80	1.80	1.65		1.82	1.82	1.60		1.82	1.82	1.61
ν_{xy}	0.073	0.073	0.074	0.072	0.052	0.052	0.053	0.052	0.297	0.297	0.298	0.296
ν_{xz}		0.488	0.489	0.402		0. 506	0.507	0.438		0.375	0.376	0.318
ν_{yz}		0.519	0.520	0.465		0. 506	0.508	0.427		0.375	0.376	0.317
G_{xy}	0.870	0.870	0.870	0.870	0.870	0.870	0.870	0.870	2.58	2.57	2.57	2.57
G_{xz}		0.664	0.664	0.780		0.593	0.593	0.612		0.593	0.593	0.627
G_{yz}		0.536	0.536	0.503		0.593	0.593	0.573		0.593	0.593	0.519
	$[\pm30]_{2s}$				$[\pm45]_{2s}$				$[\pm60]_{2s}$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	6.84	6.84	6.84	6.84	2.94	2.94	2.94	2.94	1.77	1.77	1.77	1.77
E_y	1.77	1.77	1.77	1.77	2.94	2.94	2.94	2.94	6.84	6.84	6.83	6.85
E_z		1.66	1.66	1.50		1.82	1.82	1.71		1.66	1.66	1.74
ν_{xy}	1.14	1.41	1.41	1.13	0.691	0.691	0.691	0.689	0.295	0.295	0.295	0.294
ν_{xz}		-0.095	-.094	-0.197		0.165	0.165	0.211		0.390	0.390	0.434
ν_{yz}		0.390	0.390	0.434		0.165	0.165	0.211		-0.095	-.095	-.197
G_{xy}	3.34	3.43	3.42	3.42	4.28	4.28	4.27	4.27	3.43	3.43	3.42	3.42
G_{xz}		0.705	0.705	0.708		0.593	0.593	0.596		0.512	0.512	0.515
G_{yz}		0.512	0.512	0.515		0.593	0.593	0.596		0.705	0.705	0.708
AS4/3501-6层压板性能，E，G（GPa）												
	$[0_2/90]_s$				$[0/90]_{2s}$				$[0/90/\pm45]_s$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	79.3	79.3	79.3	79.3	62.1	62.1	62.1	62.1	46.1	46.1	46.1	46.0
E_y	44.7	44.6	44.6	44.6	62.1	62.1	62.1	62.1	46.1	46.1	46.1	46.1
E_z		12.4	12.4	11.4		12.5	12.5	11.0		12.5	12.5	11.1
ν_{xy}	0.073	0.073	0.074	0.072	0.052	0.052	0.053	0.052	0.297	0.297	0.298	0.296
ν_{xz}		0.488	0.489	0.402		0. 506	0.507	0.438		0.375	0.376	0.318
ν_{yz}		0.519	0.520	0.465		0. 506	0.508	0.427		0.375	0.376	0.317
G_{xy}	6.00	6.00	6.00	6.00	6.00	6.00	6.00	6.00	17.8	17.7	17.1	17.7
G_{xz}		4.58	4.58	5.38		4.09	4.09	4.22		4.09	4.09	4.32
G_{yz}		3.70	3.70	3.47		4.09	4.09	3.95		4.09	4.09	3.58
	$[\pm30]_{2s}$				$[\pm45]_{2s}$				$[\pm60]_{2s}$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	47.2	47.2	47.2	47.2	20.3	20.3	20.3	20.3	12.2	12.2	12.2	12.2
E_y	12.2	12.2	12.2	12.2	20.3	20.3	20.3	20.3	47.2	47.2	47.1	47.2
E_z		11.4	11.4	10.3		12.5	12.5	11.8		11.4	11.4	12.0
ν_{xy}	1.14	1.41	1.41	1.13	0.691	0.691	0.691	0.689	0.295	0.295	0.295	0.294
ν_{xz}		-0.095	-.094	-0.197		0.165	0.165	0.211		0.390	0.390	0.434
ν_{yz}		0.390	0.390	0.434		0.165	0.165	0.211		-0.095	-.095	-.197
G_{xy}	23.6	23.6	23.6	23.6	29.5	29.5	29.4	29.4	23.6	23.6	23.6	23.6
G_{xz}		4.86	4.86	4.88		4.09	4.09	4.11		3.53	3.53	3.55
G_{yz}		3.53	3.53	3.55		4.09	4.09	4.11		4.86	4.86	4.88

表10.2.4.2(b)　各种S2/3501-6层压板的3-D有效性能

S2/3501-6层压板性能，E，G（Msi）												
	$[0_2/90]_s$				$[0/90]_{2s}$				$[0/90/\pm45]_s$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	5.52	5.52	5.52	5.52	4.68	4.68	4.68	4.68	3.89	3.89	3.89	3.89
E_y	3.83	3.83	3.83	3.83	4.58	4.68	4.68	4.68	3.89	3.89	3.89	3.89
E_z		2.38	2.38	2.30		2.40	2.40	2.29		2.40	2.40	2.32
ν_{xy}	0.166	0.166	0.166	0.165	0.136	0.136	0.136	0.135	0.281	0.281	0.281	0.281
ν_{xz}		0.405	0.405	0.359		0.435	0.435	0.393		0.362	0.362	0.329
ν_{yz}		0.459	0.459	0.427		0.435	0.435	0.392		0.362	0.362	0.329
G_{xy}	0.980	0.980	0.980	0.980	0.580	0.980	0.980	0.980	1.52	1.52	1.52	1.52
G_{xz}		0.870	0.870	0.918		0.823	0.823	0.830		0.823	0.823	0.838
G_{yz}		0.782	0.782	0.754		0.823	0.823	0.811		0.823	0.823	0.781
	$[\pm30]_{2s}$				$[\pm45]_{2s}$				$[\pm60]_{2s}$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	4.45	4.45	4.45	4.45	2.88	2.88	2.88	2.88	2.26	2.26	2.26	2.26
E_y	2.26	2.26	2.26	2.26	2.88	2.88	2.88	2.88	4.45	4.45	4.45	4.45
E_z		2.30	2.30	2.16		2.40	2.40	2.33		2.30	2.30	2.44
ν_{xy}	0.546	0.546	0.546	0.545	0.468	0.468	0.468	0.467	0.278	0.278	0.278	0.277
ν_{xz}		0.200	0.200	0.136		0.267	0.267	0.284		0.387	0.387	0.406
ν_{yz}		0.387	0.387	0.406		0.267	0.267	0.284		0.200	0.200	0.136
G_{xy}	1.79	1.79	1.79	1.79	2.06	2.06	2.06	2.06	1.79	1.79	1.79	1.79
G_{xz}		0.895	0.895	0.895		0.823	0.823	0.823		0.762	0.762	0.763
G_{yz}		0.762	0.762	0.763		0.823	0.823	0.823		0.895	0.895	0.895
S2/3501-6层压板性能，E，G（GPa）												
	$[0_2/90]_s$				$[0/90]_{2s}$				$[0/90/\pm45]_s$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	38.1	38.1	38.1	38.1	32.3	32.3	32.3	32.3	26.8	26.8	26.8	26.8
E_y	26.4	26.4	26.4	26.4	32.3	32.3	32.3	32.3	26.8	26.8	26.8	26.8
E_z		16.4	16.4	15.9		16.5	16.5	15.8		16.5	16.5	16.0
ν_{xy}	0.166	0.166	0.166	0.165	0.136	0.136	0.136	0.135	0.281	0.281	0.281	0.280
ν_{xz}		0.405	0.405	0.359		0.435	0.435	0.393		0.362	0.362	0.329
ν_{yz}		0.459	0.459	0.427		0.435	0.435	0.392		0.362	0.362	0.329
G_{xy}	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	6.76	10.5	10.5	10.5	10.5
G_{xz}		6.00	6.00	6.33		5.67	5.67	5.72		5.67	5.67	5.78
G_{yz}		5.39	5.39	5.20		5.67	5.67	5.59		5.67	5.67	5.04
	$[\pm30]_{2s}$				$[\pm45]_{2s}$				$[\pm60]_{2s}$			
	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy	LPT	Pagano	Sun	Roy
E_x	30.7	30.7	30.7	30.7	19.9	19.9	19.9	19.9	15.6	15.6	15.6	15.6
E_y	15.6	15.6	15.6	15.6	19.9	19.9	19.9	19.9	30.7	30.7	30.7	30.7
E_z		15.9	15.9	14.9		16.5	16.5	16.1		15.9	15.9	16.8
ν_{xy}	0.546	0.546	0.546	0.545	0.468	0.468	0.468	0.467	0.278	0.278	0.278	0.277
ν_{xz}		0.200	0.200	0.136		0.267	0.267	0.284		0.387	0.387	0.406
ν_{yz}		0.387	0.387	0.406		0.267	0.267	0.284		0.200	0.200	0.136
G_{xy}	12.3	12.3	12.3	12.3	14.2	14.2	14.2	14.2	12.3	12.3	12.3	12.3
G_{xz}		6.17	6.17	6.17		5.67	5.67	5.67		5.25	5.25	5.26
G_{yz}		5.25	5.25	5.26		5.67	5.67	5.67		6.79	6.79	6.17

表10.2.4.2(c) $[0_2/90]_{ns}$层压板(文献10.2.4.1(c))和$[0_3/90]_{ns}$层压板（文献10.2.4.2(i)）的理论和实验结果比较，E，G单位：Msi(GPa)

	AS4/3501-6 $[0_2/90]_{ns}$		AS4/3501-6 $[0_2/90]_{ns}$		AS4/3501-6 $[0_3/90]_{ns}$	
	理论值	实验值	理论值	实验值	理论值	实验值
E_x	11.53 (79.5)	11.63 (1) (80.2) [4.0] (2) [32]	5.52 (38.1)	5.82 (40.1) [6.9] [32]	12.80 (88.3)	12.90 (1) (88.9)
E_y	6.47 (44.6)		3.83 (26.4)		5.27 (36.3)	5.66 (1) (39.0)
E_z	1.80 (12.4)		2.38 (16.4)		1.63 (11.2)	1.64 (1) (11.3)
ν_{xy}	0.073	0.069 (1) [6.7] [7] (3)	0.166	0.166 [4.3] [7]	0.090	0.120 (1)
ν_{xz}	0.488	0.469 (1) [3.0] [14]	0.405	0.363 [2.7] [14]	0.440	
ν_{yz}	0.519		0.459		0.452	
G_{xy}	0.87 (6.0)		0.98 (6.8)		0.87 (6.0)	0.70 (4) (4.8)
G_{xz}	0.73 (5.0)		0.78 (5.4)		0.72 (5.0)	0.53 (4) (3.7)
G_{yz}	0.63 (4.3)		0.64 (4.4)		0.54 (3.7)	0.66 (4) (4.6)

(1)由厚平板压缩试件得到的数据。

(2)离散系数（%）

(3)平均时数据点的数量

(4)由Iosipascu剪切试件得到的数据

10.7 影响厚截面许用值（即安全裕度）的因素

此节留待以后补充。

10.8 厚板的验证问题

此节留待以后补充。

參考文献

10.2.1 Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials*, 1975 Edition, Hemisphere Publishing理Corporation.

10.2.2.2 Lekhnitskii, S.G., *Elasticity of an Anisotropic Body*, p. 30.

10.2.3.1(a) Camponeschi, E.T., Jr., *Compression Response of Thick-Section Composite Materials*, DTRC-SME-90/90, August 1990.

10.2.3.1(b) Abdallah, M.G., et al., *A New Test Method for External Hydrostatic Compressive Loading of Composites in Ring Specimens*, Fourth Annual Thick Composites in Compression Workshop, Knoxville, TN, June 27-28, 1990.

10.2.3.1(c) Bode, J.H., *A Uniaxial Compression Test Fixture for Testing Thick-Section Composites*, Fourth Annual Thick Composites in Compression Workshop, Knoxville, TN, June 27-28, 1990.

10.2.3.1(d) Goeke, E.C., "Comparison of Compression Test Methods for "Thick" Composites," *Composite Materials; Testing and Design (Eleventh Volume), ASTM STP 1206*, ed. E.T. Camponeschi, American Society for Testing and Materials, 1993.

10.2.4. Engineering Materials Handbook, Vol. 1, Composites, ASM International, 1987.

10.2.4.1(a) Knight, M., "Three-Dimensional Elastic Moduli of Graphite/Epoxy Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 16, 1982, pp. 153-159.

10.2.4.1(b) Sandorf, P.E., "Transverse Shear Stiffness of T300/5208 Graphite-Epoxy in Simple Bending," Lockheed-California Co. Report No. LR 29763, Burbank, CA, Nov. 30, 1981.

10.2.4.1(c) Camponeschi, E.T., Jr., "Compression Response of Thick-Section Composite Materials," David Taylor Research Center Report No. DTRC SME-90-60, Oct. 1990.

10.2.4.2(a) Christensen, R.M. and Zywicz, E., "A Three-Dimensional Constitutive Theory for Fiber Composite Laminated Media," *Journal of Applied Mechanics*, Jan. 1990.

10.2.4.2(b) Sun, C.T. and Li, S., "Three-Dimensional Effective Elastic Constants for Thick Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, No. 7, July, 1988.

10.2.4.2(c) Pagano, N.J., "Exact Moduli of Anisotropic Laminates," *Mechanics of Composite Materials*, ed. G. Sendeckyj, Academic Press, 1984, pp. 23-44.

10.2.4.2(d) Trethewey, B.R., Jr., Wilkins, D.J., and Gillespie, J.W., Jr., "Three-Dimensional Elastic Properties of Laminate Composites," CCM Report 89-04, University of Delaware Center for Composite Materials, 1989.

10.2.4.2(e) Peros, V., "Thick-Walled Composite Material Pressure Hulls: Three-Dimensional Laminate Analysis Considerations," University of Delaware Masters Thesis, Dec. 1987.

10.2.4.2(f) Herakovich, C.T., "Composite Laminates With Negative Through-The-Thickness Poisson's Ratios," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, Sept., 1984.

10.2.4.2(g) Roy, A.K. and Tsai, S.W., "Three-Dimensional Effective Moduli of Orthotropic and Symmetric Laminates," to appear in the *Journal of Applied Mechanics*, Trans. of ASME, 1991.

10.2.4.2(h) Roy, A.K. and Kim, R.Y., "Effective Interlaminar Normal Stiffness and Strength of Orthotropic Laminates," Proceeding of the 45th Meeting of the Mechanical Failures Prevention Group, Vibration Institute, Willowbrook, IL, 1991, pp. 165-173.

10.2.4.2(i) Abdallah, M., Williams, T.O., and Muller, C.S., "Experimental Mechanics of Thick Laminates: Flat Laminate Mechanical Property Characterization," Hercules, Inc. IR&D Progress Report No. DDR 153253, Misc: 2/2-3249, June, 1990.

第11章　环境管理

11.1　引言

本章的目的是提供复合材料环境管理的有关信息。对所有类型材料再循环的要求在全球范围内正在增加而没有减少的可能。许多工业发现，对这类产品的环境管理采取主动支持的途径有助于避免制定复杂的条例，这类条例代价昂贵而且不如由市场解决有效。例如汽车及其部件的重新使用和再循环已由一个有效的，由旧零件商店、汽车破碎机和提取再循环车辆最大价值的销售商构成的全国网络所完成。由对报废车辆部件和材料的价值兴趣，而不是对遵守条例的引导和推动了这个网络。

对复合材料建立一个类似网络的工作目前正在进行之中。它涉及到尺寸缩减和基体分解技术的开发、组织收集系统和对再循环纤维和基体用途的识别等，或许更重要的是对复合材料生产和用户团体进行再循环需求和机会的教育。

与复合材料应用的其他方面相比，复合材料再循环的尝试仅处于早期发展阶段，因此本章的许多信息是不成熟的技术，但还是概述了目前的发展水平，并为那些对应用或开发复合材料还原、再利用和再循环技术感兴趣的人们提供一个方法。

11.1.1　范围

本章的范围是为复合材料的环境管理提供一个指南，它是为了控制环境的影响而仅适用于“还原、再利用、再循环”，并不讨论诸如苯乙烯放射、毒性材料处理或危险废料处置等课题。复合材料制造和使用的某些方面，诸如轻重量（后面定义）、预浸料使用和混杂复合材料的使用等作为环境管理的内容来论述，本章中仅就再循环意义上来讨论这些方面，更广泛的讨论请参照本手册的其他章节。

11.1.2　再循环的专门术语

主要种类（Broad Categories）——可再循环材料的一般分类，如玻璃、塑料、金属和纸张。

经纪人（Broker）——指担当可再循环材料经销商和购买者之间的代理商或中间人的个人或团体。

收集者（Collector）——指公共或私人承运人，他们从居民、商业部门、机关学校和工业界收集无危险的废料和可以再循环的材料。

前置处理可再循环材料（Comingled recyclable）——指几种可再循环材料混装在一个贮存器内。

处理设施（Disposal Facilities）——指固体废料的贮存器，包括那些打算永久性容留或销毁的地下填埋和燃烧的废料。

分离中心（Drop-Off Center）——指一种收集方法，在分离中心，将可再循环或可混合的材料单独分离到一个收集点，并放置到指定的贮存器内。

终止服务（End-of-Service）——指部件一直用到破坏或废弃。

最终用户（End User）——为了再循环的目的而购买或得到回收材料的机构，包括再

循环工厂和混合工厂，但不包括废料填埋机构。

输出商（Exports）——将废料和可再循环材料运到生产废料的州或地区之外。

生产商（Generators）——固体废料的产生者。

输入商（Imports）——为了加工或最终填埋，把固体废料和可再循环材料运到一个不生产废料的州或地区。

焚化炉（incinerator）——在可控条件下燃烧固体废料的炉子。

工业生产废料（industrial Process Waste）——制造加工期间产生的残余物。

工业废料（industrial Waste）——在工业区内来自包装和管理部门抛弃的无毒废料，例如波纹箱、塑料膜、木质集装箱和办公纸张，但不包括制造加工产生的加工废料。

轻重量（Lightweighting）——由于使用较轻材料、细心设计、避免大余量设计和其他工程变化来减轻系统的重量。

大生产商（Large Generator）——产生足够量固体废料和可再循环材料，并保证自己处理这些材料的商业机构、机关学校或工业部门。

材料回收机构（Material Recovery Facility（MRF））——将可再循环材料专门分类储存和加工或运输给再加工商的机构。

混合塑料（Mixed Plastic）——不专门分类的回收塑料（HDPE，LDPE）。

无毒的工业加工废料（Nonhazardous industrial Process Waste）——既不是可回收资源行动副标题C下的市政固体废料，也不是有毒废料。

其他塑料（Other Plastic）——来自设备、家具、垃圾袋、杯罩、餐具、运动和娱乐设备的塑料以及其他非包装用的塑料制品。

其他固体废料（Other Solid Waste）——包括在资源保存和回收行动副标题D下的无毒的固体废料，而不是市政固体废料，包括市政污泥、工业无毒废料、建筑和拆毁废料、农业废料和矿业废料。

塑料经营者（Plastic Handler）——对可再循环塑料进行分类、打包、粉碎、颗粒化和/或手中储存有足够量塑料的公司。

塑料再生者（Plastic Reclaimer）——进一步加工塑料的公司，至少要完成下述一种处理阶段之后：冲洗/净化、制成颗粒状或制成一个新产品。

消费后的材料/废料（Postconsumer Materials/Waste）——曾作为消费物品已使用过，并以收集、再循环和填埋为目的，从市政固体废料转来的已回收的材料。不包括来自工业加工的材料，他们没有到达消费者手中，例如制造加工中破碎的玻璃。

消费前的材料/废料（Preconsumer Materials/Waste）——制造加工中产生的材料，例如加工废料、边角料/切屑，也包括已报废的库存物品。

初级再循环（Primary recycling）——为了生产出与原产品类似或相同的产品而再循环清洁的材料和产品。

加工商（Processors）——中间操作者，他们以预备再循环材料（材料回收机构、废金属堆放场、纸张经营者）为目的，处理来自收集者和生产商的可再循环的材料，他们在收集者和回收材料的最终使用者之间起中间人的作用。

第四级循环（Quaternary Recycling）——用焚化进行废料的能量转换。

回收（Recovery）——以再循环为目的，将来自固体废料物流分流。不包括再利用和

原始还原活动。

可再循环材料（Recyclables）——已从固体废料物流中回收，并已转运给加工商或再循环的最终用户的材料。

再循环（Recycling）——指对报废材料的一系列活动：收集、分类、加工以及把他们改造为原材料，并用于制造新产品。但不包括作为燃料代用品和为产生能量而使用这些材料。

再循环设备（Recycling Plant）——把已回收的材料再加工成新产品的设备。

残渣（Residues）——加工、焚化、颗粒化或完成再循环之后剩余的残渣，通常把残渣填埋地下。

再利用（Reuse）——以原来的形式对市政固体废料的一个产品或部件的多次使用。

次级再循环（Secondary recycling）——将混合材料或产品再循环制成产品，但其品质低于原来的产品。

缩减来源（Source Reduction）——在进入固体废料处理系统之前，为了减少材料的毒性或总量，而对诸如产品和包装材料进行的设计、制造、购买或使用。这可能涉及到重新设计或包装、重新利用已制成的产品或包装以及延长产品寿命以推迟处置；也可称为“废料预防”。

分类（Sortation）——为了再循环，把已前置处理过的材料进行分类的过程。

第三级再循环（Tertiary）——指的是将一种材料完全分解为它的化学组分，并恢复到它原来品质的再循环。

转运站（Trasfer Station）——为了长距离运输，将固体废料从收集车辆转运到大货车或铁路车辆的机构。

废料特性研究（Waste Characterization Studies）——为了规划地下填埋能力、确定最佳的处理规范和开发费效比合算的再循环项目，而对各个类别固体废料的鉴别和测量（重量或体积）。

废料的产生（Waste Generation）——在再循环、分解、填埋或焚烧之前，进入废料物流的材料和产品的总量（重量或体积）。

废料物流（Waste Stream）——来自家庭、商店、机关学校和制造厂的必须再循环、焚化或地下填埋的固体废料的总流量，或它的任意流程段，如“居民废料物流”或“可再循环废料物流”等。

废料的能量转换设备/燃烧炉（Waste-To-Energy Facility/Combustor）——将已回收的市政固体废料转换成可使用的能量形式的设备，通常通过燃烧来实现。

11.2 再循环的基础结构

为了复合材料的再循环，开发一个可行的基础结构，理论上应是复合材料供应商、制造商和最终用户的共同追求。这样一个基础结构由于将改善复合材料制造效率，改变复合材料不能再循环，因此金属更好一点的观念，减小复合材料使用对环境的影响而有益于整个复合材料工业。本节列出了开发再循环基础结构的一些要求。

11.2.1 再循环基础结构开发模型

已经开发的其他材料的再循环基础结构，可为建立复合材料再循环方法提供指导。研究这些例子可以推进复合材料再循环的开发工作，并可避免其他工业所碰到的代价昂贵的错误。

一个重要的教训是，虽然一种材料实际的再循环技术是重要的，但后勤、教育和经济问题同等重要。先进的再循环技术只有同相协调的再循环来源、已再循环材料的稳定市场、有效的收集和运输系统以及对可再循环材料恰当处置的强化教育等结合为一个整体才能成功。

最成熟和最有效的再利用/再循环基础结构之一是汽车工业。汽车再循环商的一个大型的计算机化整体网络实现终止汽车使用、除去液体和蓄电池等有毒部件、对可再利用部件分类和拆卸车辆或库存车辆部件。将全部可利用部件拆卸后，把车辆破碎，并用磁性技术把黑色金属分离以及将“无价值”的轻重量材料和其他材料分离出来。其结果是，汽车中90%的钢材可以再循环，每年约有1 200万吨钢材。汽车制造商正越来越注意可拆卸和再循环设计，并在产品中考虑了材料的可回收性。

一个使用者补偿再循环模式可能有启发性，该模式是为回应对镍镉（NiCd）蓄电池的镉含量引起的地下水污染的关注而开发的。由于旧NiCd蓄电池已广泛散布的特征，已在电子零售出口以预先付款和预留地址邮箱的方法建立了使用过的蓄电池的收集中心网络，当蓄电池装满邮箱时，则被打包递送和运输给全北美大陆统一的再循环机构。再循环商提取出镉并在一个平炉式炉子里与其他不锈钢废料一道处理镍含量。高镍含量增加不锈钢再循环的价值，并有助于支付加工费用。

与此相反，大量终止使用的复合材料和制造中产生的复合材料废料则通常是地下填埋（文献11.2.1(a)-(b)）。虽然只有少量体积的固体废料处置问题，但没有任何价值回报。作为条例，各种产品再循环的强制性要求已产生效力，特别是在欧洲，不能再循环的材料将越来越少。先进复合材料虽可得到例如由于减重带来的较高的燃料效率，但若不实施再循环技术，那么将不能满足对环境影响的要求。

11.2.2 基础结构需求

尽管已有复合材料基体分解和保留高强度纤维的回收技术（文献 11.2.1(b)和11.2.2(a)-(d)），但这些技术仅处于实验室演示或小规模试验性阶段。为了完全实施这些技术，目前正致力于优化这些工艺方法和扩大其规模。

必须建立一个资源回收网络，或“背靠”已有的网络去收集和与消费后的用户沟通，将已用过的复合材料返回到回收机构（MRF）。由于使用中的先进复合材料量相对较小，最有效的运输系统可能包括一个材料转运站网络，它把再循环材料集中并整理成大的装载物。一个转运站可以接收来自一个州或大城市居民区的加工废料和已用过的复合材料的货物，并把许多小型货物重新装到单个的大卡车或铁路货箱中。在这个整理过程中，为了维持再循环的价值，不同类型的复合材料必须保持分离。对于材料来说，在第一地点保持分离总比在之后进行分类容易得多。

11.2.3 再循环教育

尽管目前对热固性体系复合材料的还原、再利用和再循环已有方法，而且未用过的纤维、预浸料和其他制作它们的母体材料的交换服务是现成可用的，但由于缺乏对它们的了解而限制了其应用。生产部门和用户自己应该熟知再循环是他们做生意常规程序的基本步骤。在制订计划时，自上而下和自下而上都对再循环产生兴趣是最有效的，如果在车间、商店层面都没有实施，则管理部门制订的规划多半会失败，而如果没有管理部门的支持，单独的努力也不会成功。本章及文献的信息可以作为这种教育过程的一个开端。

11.3 复合材料再循环经济学

复合材料再循环经济学的完整讨论需要详尽和专门地针对各个类别复合材料的许多课题进行交流，这样的讨论超出了本节的范围。复合材料再循环经济学的一些综合考虑有助于设计和评估再循环项目，本节将讨论这些方面。

再循环的成本主要来自收集、运输和加工。这些成本理论上是由再循环材料得到的产品的价值来抵消。对于有毒废料（未固化树脂就是这样一类），还有与废料填埋有关的成本问题，称为“倒掉的费用”。在评估再循环运行成本时，应考虑减少或消除填埋成本。

除此之外，如果一个工业部门未能自己采取主动行动，那么根据已有的和将要颁布的环境法规将付出重大代价。对某些再循环计划，工业部门因将加给它们较重的负担而阻挠立法，结果导致一个低效率的再循环结构。对再循环做较好的尝试有重要的公共关系利益，而不做尝试会有很大的负面效应。复合材料在基本设施、运输、海底输油和其他工业部门的大规模应用最终要求进一步开发复合材料的再循环项目。

在判别材料再循环经济上最有利的方面，涉及几个方面的考虑。收集和运输成本的最小化是有效再循环一个不可缺少的要求。例如玻璃纤维较重，而且不产生高价值的再循环，这使成本可能过高。因此在临近材料来源的地方设置再循环机构是最有效的。

另一个重要要求是衍生出高价值的材料。例如尽管碳纤维复合材料可以在平炉里完全燃烧变成能量，但它们的价值只是缩减为能量含量。当前玻璃纤维再循环的一些技术是把复合材料研磨成细颗粒，并作为新复合材料的填充料，但这种填料必须同非常便宜的碳酸钙填料竞争，所以价值较低。这些技术的主要好处是废料不会有地下填埋问题，以及再循环的填料密度比矿物填料低，会使复合材料较轻。

回收可用状态下纤维的技术能够达到较高的再循环价值，并能支付整个再循环过程的费用。同研磨相比，回收玻璃纤维的技术有这个优点，但由于玻璃纤维的价格较低，为了从经济上作出判断，纤维拔出过程必须很便宜。碳纤维较高的价值是这类材料再循环的一个优点，如果碳纤维能以足够好的状态从基体中抽出，同5美元/磅的低档次的纤维竞争，就能获得显著的价值，那么，再循环过程就可能在一个经济的基础上运行。

复合材料总是不得不同整体的金属竞争，在大多数情况下，金属实际上能恢复到他们原来的品质，称为第三级再循环。对于复合材料再循环，找到高价值的二级利用是取得竞争成功的一个必需要素。

对大多数类型的材料来说，再循环材料的循环市场都存在着一个问题（文献11.3(a)-(b)），当再循环材料价值较高时，建立了昂贵的工厂和进行了投资，然而市场的变

化给公司留下闲置的能力或在成本远高于价值的情况下去购买材料。这种市场波动的基本原因是一种锯齿状疼痛，在其中，首先大量的材料被再循环，但对于以前没有的一个产品，没有现成的买方，以及建立一个市场时，需求超过供给。纸张和塑料特别推动了这些波动。

这种循环变化使制造商处于依赖于不能够可靠地或经济地采购的再循环材料的流量的状态。健全的制造过程应是：当可能时就利用再循环材料，当需要时则能够用首次使用的材料替代，这样一来就能够减轻这些问题。

11.4 复合材料废料物流

1991年（文献11.2.1(a)）和1995年（文献11.2.1(b)）对先进复合材料工业进行了调查，以确定复合材料废料的类型、数量和目前的处置方法。如图11.4(a)所示，制造产生的废料中，66%是未用过的预浸料，约18%是固化后的零件，14%是边角料，1%或2%来自零件精加工和粘接的蜂窝。因此先进复合材料消费前的废料由约2/3的预浸料废料和1/3的边角料和固化后的零件构成。

含有先进复合材料的许多军用和民用平台一般有很长的服役寿命，很难预估其中的复合材料部件什么时候终止服役进入复合材料废料物流。关于许多军用飞行器中复合材料的一项研究给出了要求再循环或最后在某一地点填埋的各类复合材料的类型和数量（文献11.2.1(b)）。如图11.4(b)所示，军用飞行器中复合材料大部分是碳纤维/环氧、芳纶纤维/环氧和碳/碳复合材料。

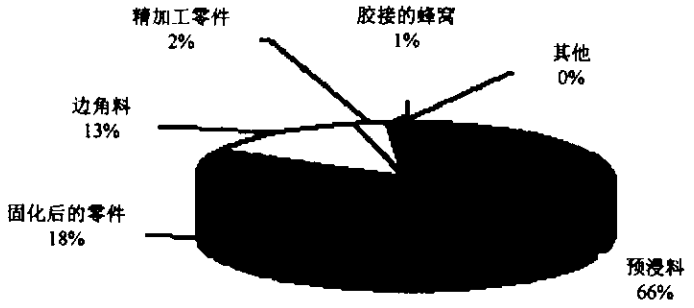


图11.4(a) 报道的先进复合材料废料的材料类型分布

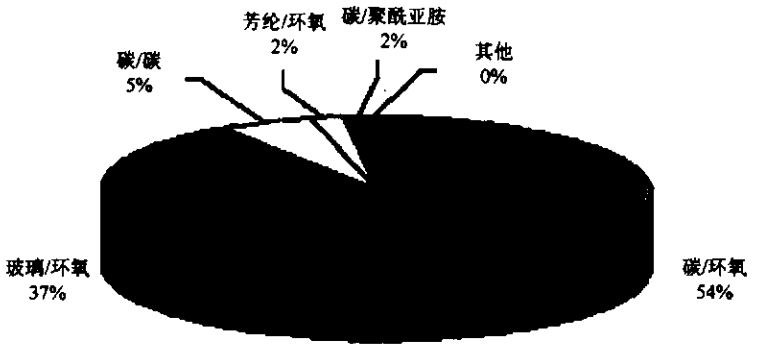


图11.4(b) 1995年先进复合材料的基体和纤维的分布

11.4.1 工艺废料

由于目前大多数复合材料制造工艺的特点，工艺废料成为全部复合材料废料物流的重要组成部分。另外也有部分废料物流必须在生产制造期间，而不是在终止服役时填埋，因此存在立即处置问题。

如图11.4(a)所示，预浸料占工艺废料的最大部分，因此预浸料就成为减少废料来源和再循环工作的最重要的目标。另外，不用的纤维、固化剂和树脂也是工艺废料。通过仔细控制最小库存量的策略（11.5节），这些材料常常能够按实际配置或交换（11.7.2节）。

11.4.2 已用过的复合材料废料

复合材料再循环的最大挑战或许是对已使用过复合材料的废料的收集、分类、加工和再利用找到一个可行的方法。投入服役的材料在地理位置上多半是分散的，可能采集污染物时要求拆卸，同时可能包含没有记录的纤维和基体类型。复合材料部件制造后的退役年限可能是数十年，这使得很难制订再循环计划，以及很难优先考虑。尽管如此，如果复合材料要在委托的再循环系统内竞争，提出使用过复合材料的再循环课题是极重要的。

可以从纤维制造商的数据推断已生产的复合材料数量，另一种跟踪方法是记录各种飞行器和其他方面应用的复合材料的数量和种类，然后监视这些飞行器的采购水平。图11.4(b)给出了1995年各类先进复合材料实际用量的百分比分布图（文献11.2.1(b)）。

评定已用过的复合材料废料物流的最不确定性是含有复合材料部件的系统的退役日期，换句话说，是复合材料部件失效或破坏日期的不确定性。由于许多军用和民用飞机保持服役数十年，当其他部件迅速作废时，很难预估先进复合材料废料物流的程度和时间。

因为汽车的寿命周期很少变化，对汽车中应用的片状模塑料和其他复合材料可以进行更可靠的预估。聚合物和聚合物复合材料目前占新汽车总重量的20%，并且稳步增加。与汽车大部分组分材料可以再循环相反，这些材料目前用汽车切碎机生成废料（ASR），它是塑料、橡胶、玻璃和无机材料的混合物，通常是地下填埋。当前正在开发ASR的再循环技术，但这超出了本节的范围。在11.8.3.2节和11.8.3.5节将讨论片状模塑料的再循环技术。

11.5 减少复合材料废料物流的来源

减少废料量是减轻对环境影响的最好办法。不在首发地点的废料不需要负担再循环或填埋费用，因此，最优先考虑的应是努力减少废料的形成，减少废料来源在降低采购成本和减少再循环或填埋成本两方面都可直接获益。应该努力去验明废料来源，并减少或消除这些来源。下面介绍减少复合材料初级废料的方法。

11.5.1 恰好及时和刚好够用的材料投放

近年来，恰好及时库存控制系统对制造商的生产计划产生了一个较大的影响。在材料使用之前才投放材料所带来的好处包括降低库存量和储存要求以及更有效的生产流程。对于用存放期有限和要求冷藏的预浸料制成的复合材料来说，能得到更大的收益。应该十分注意对预浸料、树脂和其他存放期有限材料的库存量保持严格的控制。

收到预浸料时录入到计算机数据库内，并在存储之前贴上条形码标签，这样可以有效地跟踪预浸料的库存量。数据库内的信息可以同生产要求的下一步采购计划和时间相比较，

也可以设置数据库系统来标识有到达截止期危险的材料，这样可以调整工艺过程以避免浪费。在某些情况下，如果试验证明不损害部件的质量，则已到达截止期的预浸料仍然可以使用。不再适合主结构严格要求的预浸料有时可以再转到要求较低的应用中，或再转给非关键结构使用。关于材料交换的信息见11.7节。

超量采购材料也是废料的一个重要来源。如果能同材料供应商协商安排好，做到准确的供应量和最小限度的余量也是减少废料形成的有效手段。

11.5.2 电子商务数据管理

电子商务是通过因特网用数字传送所要求的信息来确定和采购材料和元件的过程。用电子商务来预报复合材料数据可以减少库存量，并可减少订货至交货间的时间，也能够直接同库存管理连接以尽量减少废料。

11.5.3 废料最小化指南

本节提供复合材料生产和初级废料最小化实施方法指南。

11.5.3.1 预浸料

高效率的使用预浸料是废料最小化最有效的方法，预浸料剪裁的废料一般等于材料的25%-50%，这类废料增加采购和处理成本。已尝试开发预浸料再循环的方法（文献11.2.1(a)-(c)，11.5.3.1(a)-(c)），但大多数方法不易实施。因此特别强调应努力优化预浸料剪裁形状的图样嵌套，可利用计算机程序来简化这项任务。

11.5.3.2 树脂

美国将未固化的树脂废料归类为有毒废料，并必须做相应的处理。以处置为目的而进行的树脂固化被认为是有毒废料的处理过程，即使是在同一工厂为生产复合材料产品而按常规进行树脂固化，也要求有专门许可，除非和直到放松或修改这些要求。这对尽可能减少形成树脂废料是加倍重要的。仔细计划采购和采购刚好够用的树脂是树脂废料最小化的手段。

11.5.3.3 纤维

此节留待以后补充。

11.5.3.4 固化剂

此节留待以后补充。

11.5.3.5 热压罐材料

此节留待以后补充。

11.5.3.6 包装材料

此节留待以后补充。

11.5.4 轻重量

通过仔细的设计来降低复合材料部件的重量可以改善环境管理，这是因为减少了最终必须再循环或地下填埋的材料的消耗量。尽管减轻重量的主要动机是改善结构效率，但在没有额外成本的情况下会产生额外的利益。因此可以认为，减轻复合材料部件的重量是任

何环境管理计划的一部分。

由于失效准则、材料性能和复杂加载工况下性能的不确定性，复合材料部件通常是超裕度设计，这种超裕度设计降低了复合材料与整体材料相比较的性能优势。目前正在努力改进复合材料的设计能力，这些能力的实施将有助于减少废料的产生。

11.6 复合材料零部件和材料的再利用

减少废料的形成之后，对环境管理来说，下一步最好的方法包括系统、零部件和组分的再利用。一个完整的零部件在相同或类似应用中得到再利用能够最好地获得最大价值。本节提供复合材料零部件再利用的信息和概念。

11.6.1 复合材料零部件的再利用

再循环汽车的最大价值部分是来自可用的或可再制造零部件的再利用，这些零部件由分布的汽车零件大型网络拆卸分解和再出售。已用过的汽车零件通过完善的卫星连接的数据库网络编目并转发给买主，该网络在买主和卖主之间交换信息。从已损坏或已退出现役的飞行器上拆卸分解下来的复合材料零部件再分配的类似系统，能够回避成本问题和得到材料最大价值的回报。

11.6.2 加工成较小的零部件

终止服役或其他情况下剩余的复合材料零部件，有时能加工再成形为其他方面的应用。例如，可以用飞机构件制成帆船大梁。由于通常这样再利用回报的价值高于再循环，所以在将材料转送去再循环之前，应考虑是否可再成形或卖给能完成此职能的公司。把零部件加工成较小尺寸的最大困难在于找到与要求相符合的材料和相符合的几何形状。鉴于此，允许几何形状有某些灵活性的应用是有利的。

11.7 材料交换

通过未用过材料的再分配或再出售进行的材料交换，是减少废料和降低获得物成本的一个方法。在一个机构内或在机构之间都可以这样做，但常常借助于经纪人的帮助。本节叙述初级复合材料交换的指南和技术。

11.7.1 初级材料的再分配

备有严格证明文件并处于良好状态的过剩初级材料常常能在公司内再分配。如果材料出现某些降质，或超过了材料的截止期，有时能找到较低标准许可的应用。尽管不能作为严格控制的库存物的代用品，但对未固化废弃预浸料最通常的处理方法，除了地下填埋之外，是制成平板（文献11.2.1(b)）。

11.7.2 复合材料交换服务机构

材料交换服务机构既买又卖剩余的材料，或对适宜于出售的材料进行编目，并能负担买主和卖主联系的费用。用此方法，大量的材料能够再出售。专门从事初级复合材料交换的材料服务机构帮助探明复合材料初级产品的来源和用户。这些公司应当就关于交换各种

纤维、预浸料和其他初级产品的要求和机会方面详细的专门信息进行联系。

11.7.2.1 未用过材料的管理

如果未使用的材料要再卖给其他制造商，就必须对它们保持与新材料同样的管理，以便使混有未使用材料的部分满足规范。要求冷冻储存的热固性预浸料应该保持冷冻，这样就能很好地确定剩余的储存期。缺少冷冻或在室温下把材料放置一段未知的时间，这是一个常有的处理错误，但将导致部分固化，降低铺覆和粘附性能，造成材料无任何再使用价值。如果在零部件中使用这样的材料，由于它的状态是未知的，因此可能导致严重的安全事故。与此类似，对纤维、树脂和固化剂也应当给予恰当的管理。

11.7.2.2 包装

未用过的初级产品应当复原到原包装，并密封防潮、阻断空气和其他污染。如果原包装材料不适合或原包装太大而不适用于储存已减少了体积的初级产品，就应当使用与原防护性质对等的其他包装。未密封的包装能使材料的性能严重退化。

11.7.2.3 管理文件编制

对高要求应用的材料性能、组分和管理等必须提供资料。本节介绍复合材料和初级材料交换要求的一些类型。如果对剩余的初级产品进行了适当的管理，但没有提供适当的资料，就不能保证材料的质量，也不能有把握地使用该材料。例如对热固性预浸料，应当有跟踪履历书，它记录该材料曝露在大气中和曝露在非冷冻温度下的持续时间。当材料运送到材料交换服务机构或其他用户时，这个履历书应当和材料伴随。

11.7.2.4 未用过材料说明书

一个说明未使用材料特征的完整说明书应当与材料一起发送。应当从原来的文件上复印纤维和基体的类型和其他信息，以便将复合材料信息告知交换服务机构和其他用户。

11.7.2.5 DoD 再出售限制

在许多情况下，DoD对DoD支持项目的未使用材料的处理设置一些限制。为了防止腐败，这些限制能使未使用材料只有很小剩余价值时才不再出售或转移。试图从事交换复合材料初级产品的组织应当察觉任何相矛盾的法定的和合同的规定。

11.8 复合材料再循环

如果复合材料零部件或材料不可能再利用或再成形，那么对可再循环复合材料或初级材料的再循环就提供其次的最高价值的回报。本节提供指导再循环和可再循环性设计的指南。

11.8.1 可拆卸和可再循环的设计

可拆卸和可再循环的设计能够极大地推动服役寿命终止的零部件和系统的再循环过程。许多要求约束了设计者，如重量、包络面、强度和韧性，所以在有些情况下包括可再循环性等额外因素难以实现。如果在完成设计时能既考虑到增强又能考虑到后面的可拆卸和可再循环，那么在设计过程中的各个决策点就能做出较好的选择。

11.8.1.1 紧固件

紧固件的选择对拆卸和再循环的难易程度有重要的影响，尽可能避免嵌入金属紧固件，因为在加工期间它们难以拆去，并存在一个污染源。目前在许多应用中对金属紧固件并没有一个合适的替代品，因此要求研制理想的紧固件，它应该与复合材料部件支持部分的材料相同，或者至少其材料与基体分解过程是相容的。

11.8.1.2 胶粘剂

只要可能，对热塑性基体应当选择与树脂相容的胶粘剂，这样经再循环的融化和混合操作之后它们会结合在一起。许多胶粘剂和热塑性塑料不相容，并可能使再循环的塑料或复合材料产生严重的降质。

研制了一种兼容剂，它能使在其他情况下几种（不相容的热塑性塑料）组分以混合的形式进行再循环。也有可能研制胶粘剂、基体和兼容剂体系，这将扩展可再循环胶粘剂可用范围及它们的性能。

各种熔焊工艺可用作可选择的胶接技术，它不引入外来材料，形成原本就可再循环的胶接。

11.8.1.3 混杂复合材料

使用多种类型纤维的复合材料，例如芳纶/碳纤维结构，要比使用单一纤维制成的结构更难以破碎和再循环，破碎和基体分解之后，剩余的混合纤维难以再利用，因此要比单一类型纤维的价值低。除非因为有重要的设计优点必须采用混杂复合材料之外，应尽量避免使用这类材料。

11.8.2 再循环后勤

再循环后勤对于保证已生产的再循环材料的性能、质量和经济寿命都是极为重要的。如果再循环收集系统的后勤效率低下或使进行收集的负担过重，那么再循环就将失败。

11.8.2.1 收集和运输

有效收集再循环材料是经济上成功的再循环项目的最为基础的部分。

进入用户之前的废料（次等的或超期的）和工厂产生的其他废料，相对来说易于收集、储存和控制质量，所以有利于再循环。不符合技术条件而不能使用的零部件，由于已经知道其基体、纤维和工艺过程，同时又可以用最小的运输成本而买到，也有利于再循环。对复合材料制造商来说，可以在工厂内进行再循环，只需要支付废品和其他废料的费用，而不必再支付填埋费用，因此应想方设法使用这些材料。

碎片或碾碎的废品零部件能制成特别有吸引力的填充料和夹芯材料，因为他们与零部件的其余部分一样，由相同的基体和纤维构成（文献11.8.2.1(a)-(c)）。例如，对于玻璃纤维船只制造业来说，制造商收集舱体和其他的碎料，将他们破碎，可以用做木质芯材的替代品。

11.8.2.2 纤维和基体的识别

保持聚合物废料物流分离大大推进了聚合物的再循环。一般来说，混合塑料没有用作结构材料的价值，因为不同聚合物的不相容性导致其只有很低的力学强度。而保持废料物流分离要比分离混合的废料物流容易得多。

与复合材料再循环的许多情况相类似，如果废料物流变成混合的，例如包含有乙烯基酯/玻璃纤维和碳纤维/环氧树脂，那么，要破碎和分解不同材料所要求的工艺条件将是效率很低的，而且由于掺合在一起，大大降低了回收纤维的价值。尽管能够用目视方法很容易地区某些类型的纤维，但不借助于复杂的、成本高昂的试验，则无法区分不同类型的碳纤维。因此强烈劝告，在复合材料废料物流的整个收集、储存和再循环的过程中始终要保持废料分离。

11.8.2.2.1 傅里叶变换红外线光谱

傅里叶变换红外线光谱（FTIR）可以作为聚合物类体系的一种识别工具。例如，可以获取聚合物贮存器反射的红外线光谱，并与将要再循环的不同类型的聚合物已储存的光谱相对照，可以发现最好的匹配，然后将每一个贮存器输送到合适的储存料箱内。类似的技术可以用来识别复合材料的基体材料。表面涂层，如漆和雷达吸波材料使FTIR更困难，在试验之前，必须除去这些表面涂层。

11.8.2.2.2 密度测量计

密度的差别可以作为一种简单有效的方法来分离某些类型的聚合物和复合材料。例如为了分离聚合物，通过使用沿着一条简单水槽的方法能从其他塑料中分离出聚乙烯。使用加盐增加流体密度的相类似的工艺，可以有效地用来选择不同纤维和基体密度的聚合物复合材料。

11.8.2.3 成分编码

可以用一个编码系统来简化普通塑料的分类，在该系统中，分类等级压制在聚合物贮存器上。系统包括七类聚合物，如聚乙烯、聚丙烯、PVC等等。用户使用后，可以简单地按这些编号将贮存器分类。

11.8.2.4 废料物流的输送

此节留待以后补充。

11.8.3 复合材料再循环工艺流程

本节叙述为已固化复合材料再循环而开发的一些工艺。在11.7.4节中则讨论了预浸料废料的再循环或使用技术。

11.8.3.1 尺寸减小

通常将要再循环而不再使用的零部件用破碎或研磨的方法使其尺寸减小作为再循环工艺的第一步。可以使用市场上的钢刀破碎机，它能快速有效地把大多数复合材料切成碎片，使之更适合于运输、储存和后继加工。用研磨的方法将片状模塑料进一步缩减尺寸，形成填充粉末。这种粉末可以替代矿物填料制成新的片状模塑料，并能满足全部技术条件要求的性能。然而矿物填料的低成本，用此方法进行复合材料再循环的价值很低。要使再循环达到较高的价值，就要求留下的纤维有足够的长度/直径比以提高增强作用。

将尺寸缩减之后，再循环的复合材料可以直接加入新材料中来替代胶合板、泡沫或蜂窝芯，也可以将破碎的复合材料碎屑和新的基体材料一起制成像粗纸板一类的新复合材料。

11.8.3.2 基体的除去

为了复原纤维以便再利用，就必须将纤维从基体材料中分离出来。对于热固性和热塑性基体材料都可以使用热、化学和热化学方法很容易进行分解而基本上不会使纤维降解。本节叙述当前除去基体工艺的研发状况。

在研究再循环方法，特别是复合材料再循环的方法中，使用了四种除去基体的技术，它们是：催化转化、逆向气化、直接加温热解和在流化床中热解。每一种技术都存在问题，但每一种方法都可以进行技术改进使之在商业上可行。

复合材料基体的催化转化是在低温条件下除去基体材料的一项技术（文献11.5.3.1(a)-(c)，11.8.3.2(a)-(d)），其过程是把基体转化为低相对分子质量的气体，下一步工艺是除去该气体，或作为燃料使用。有一个专利催化剂，在比较低的工艺温度下就可以除去基体，该温度约为250°C（482°F），而且也能很好地保持纤维强度。低温也有助于保持能量和降低反应成本，增加商业上采用的机会。该技术已成功地分解了环氧基复合材料和其他聚合物基复合材料，但对PEEK和PMR-15基体则基本无效。目前实施该工艺涉及到5-10 kg/小时连续输送废复合材料碎片到反应器的能力。目前正致力于将该工艺转变为试验性工厂规模的操作。

在能源部门的许可下，逆向气化技术已在密苏里大学的圣路易斯工作室应用于复合材料的再循环（文献11.2.1(b)，11.2.2(c)）。该技术将复合材料废料和氧气加入反应器中，并在高温下反应，产生分离的纤维和可燃气体。要求高温带来的缺点是需要昂贵的反应器和较高的能量成本，但该技术有适合应用于任何有机基体材料的优点。

流化床燃烧技术已在英国诺丁汉大学得到应用，并正在努力从聚酯类片状模塑料中复原玻璃纤维，把SMC碾碎到尺寸小于25 mm，并用空气使其流体化，然后用一个气旋分离器把纤维复原。结果发现，复原纤维的拉伸强度大约是原纤维强度的50%，而且发现强度与流化床的温度有关。

11.8.3.3 纤维的再利用

从再循环的复合材料中提取纤维，代表工艺的最高价值和最大的经济驱动力。碳纤维成本高，在可以预见的将来也不会低于5美元/磅，以及有限的供应，这就为再循环提供了一个高价值的、可靠的市场，以及对任何成功的再循环项目提出了一个基本要求。

用再循环纤维制成的复合材料的力学性能受到纤维强度、长度分布和界面粘结的影响，制造工艺造成的缺陷引起纤维拉伸强度的降低是一个特别关注的问题，因为非常小的表面缺陷就可能有重大的影响，而一些可能的除去基体的方法就可能对纤维表面造成影响。

再循环纤维的一个潜在应用是它们同其他来源分离出来的再循环聚合物结合起来再制成低成本复合材料（文献11.8.3.3(a)-(b)）。纤维因提供增强可能有助于减轻混合的聚合物或其他损害的影响。

11.8.3.4 除去基体的产品

基体分解产品的成分取决于除去基体所使用的工艺。低温催化转化基本上产生气体形式的低相对分子质量的碳氢化合物（文献11.2.2(a)，11.5.3.1(a)-(c)，11.8.3.2(a)-(d)）。这种化合物可以蒸馏成化工原料或作为燃料使用。碳氢化合物的组成依赖于基体材料的组分。

适当控制工艺参数，用逆向气化除去基体能产生可燃烧的气体（文献11.2.2(b)）。该气体可以用作驱动该工艺的能量，或者压缩、储存，为今后使用。

用流化床燃烧分解基体，基体在灰中被氧化，产生能量和氧化产品。片状模塑料（SMC）含有碳酸钙填料，复合材料可以与煤一起燃烧，其结果可减少含硫氧化物的散发。

11.8.3.5 其他再循环和工艺方法

也能用研磨方法使复合材料废料再循环，或者将废料送到焚化炉中作为能源来重新获得它们的价值。这些技术由于不涉及纤维复原而不产生较高的价值，但对低价值的复合材料，如玻璃纤维和SMC或许是合适的。

用研磨的方法使SMC废料再循环的工艺已用了多年（文献11.8.3.5(a)-(g)）。由于玻璃纤维便宜，因此再循环的玻璃纤维必须以很低的成本来复原，并且要求纤维复原型的再循环工艺在经济上是可行的。研磨方法比目前的纤维复原方法便宜，但研磨产品的价值很低，因为它们用作SMC中无机填料的代用品，而无机填料是成本很低的材料。

废料作为能量焚化是一个相对简单的工艺，对于某些类型的复合材料，它可能是最为经济可行的处理技术。某些基体材料可能产生有毒的排出物，因此要求有排出物控制清除器。碳纤维也有可能通过排气管道逸出、远距离散布，引起电线短路。废料变换为能量不认为是再循环的过程，尽管有时也被称为“第四级”再循环，但正确地说，地下填埋至少要更好一些。

对处理玻璃纤维增强塑料的各种技术已进行了评定，并定量确定了不同技术的经济可行性（文献11.8.3.5(h)）。

11.8.4 废预浸料的再循环

预浸料材料构成了复合材料制造商造成的复合材料废料的一个主要部分，有调查说超过65%，1995年约产生了190万磅碳纤维废预浸料（文献11.2.1(b)）。

产生的大多数废预浸料是铺设复合材料过程中无效的组合排样而导致的，在11.5.3.1节中介绍了减少产生废预浸料的方法，本节介绍废预浸料碎片再使用或再循环可以使用的方法。

重新使用废预浸料制成复合材料零部件将会使废预浸料获得最高的价值。对于已知的复合材料及其工艺特征，废预浸料中含有适当比例的未固化基体和未用过的纤维。再次将废预浸料重新组装加入到部件中，进行固化，就可以制成复合材料零部件，而不需要进行废预浸料处理了。

已成功地应用催化转化的方法除去预浸料的基体，可以完全地除去基体，并留下较高剩余拉伸强度的纤维（文献11.2.2(a)-(b)，11.3(b)）。尽管有硅处理过的脱模层，仍可以使用该项技术，而且不需要除去这种脱模层。另外也注意到在系统的进口处，有预浸料阻塞的倾向。

麦道公司尝试了将再循环的废预浸料破碎后生产片状模塑料的技术（文献11.2.2(a)）。目前正在开发预浸料废片再循环（文献11.8.4(a)）或再利用（文献11.8.4(b)）的其他方法。

参考文献

11.2.1(a) Composite Prepreg Scrap Reclamation Program, McDonnell Douglas Corporation, MDC 95P0078, Final Report, Contract Number N00014-90-CA-0002 for Great Lakes Composites Consortium, 1995.

11.2.1(b) Unser, J.F., "Advanced Composites Recycling/Reuse Program," Final Report, WL-TR-95-7014, Wright Laboratory, Armament Directorate, Eglin AFB, FL, April 1995.

11.2.2(a) Allred, R.E., and Salas, R.M., "Chemical Recycling of Scrap Composites," Proc. AIA, SACMA, and NASA Joint Conference on Environmental, Safety, and Health Considerations, - Composite Materials in the Aerospace Industry, Phoenix, AZ, Oct. 20-21, 1994.

11.2.2(b) Eriksson, P.-A., Albertsson, A.-C., Boydell, P., Prautzsch, G., Manson, J.-A.E., Prediction of Mechanical Properties of Recycled Fiberglass Reinforced Polyamide 66, Polymer Composites, Vol. 17, No. 6, Dec. 1996, pp. 830-839.

11.2.2(c) Unser, J.F., Staley, T., and Larsen, D., "Advanced Composites Recycling," SAMPE Journal, Vol. 32, No. 5, Sept./Oct. 1996, pp. 52-57.

11.2.2(d) Allred, R.E., and Salas, R.M., Recycling Process for Aircraft Plastics and Composites, Final Report, Contract F08635-93-C-0109, December 1993, AT-93-5133-FR-001.

11.3(a) Thayer, A. "Plastics Recycling Up, but End Markets Down," Chemical & Engineering News, June 8, 1992, pp. 6.

11.3(b) Alexander, M., "The Challenge of Markets: The Supply of Recyclables is Larger than the Demand," EPA Journal, July/Aug. 1992, pp. 29-33.

11.5.3.1(a) Allred, R.E., Salas, R.M., and Gordon, B.W., "Tertiary Recycling Process for Plastics, Composites, and Electronic Materials," Proc. 40th Intl. SAMPE Symp. and Exhib., Anaheim, CA, May 8-11, 1995, pp. 1794-1805.

11.5.3.1(b) Allred, R.E., "Recycling Process for Scrap Composites and Prepregs," Proc. 41th Intl. SAMPE Symp. and Exhib., Anaheim, CA, March 24-28, 1996, pp. 21-31.

11.5.3.1(c) Allred, R.E., Coons, A.B., and Simonson, R., "Properties of Carbon Fibers Reclaimed from Composite Manufacturing Scrap by Tertiary Recycling," Proc. 28th Intl. SAMPE Tech. Conf., Seattle, WA, Nov. 4-7, 1996, pp. 139-150.

11.8.2.1(a) Pettersson, J. "Recycled Reinforced Plastics as Replacement for Coremat and Plywood Cores in Sandwich Laminate: A Comparison of Mechanical Properties," SPI 1996.

11.8.2.1(b) McDermott, J., "Fiberglass Recycling: Earning Respect," Composite Fabrication, May 1996.

11.8.2.1(c) "Process for Separating Fibres from Composite Materials," International Patent Application, International Publications No: WO93/05883, Phoenix Fiberglass Inc., April 1, 1993.

11.8.3.2(a) Allred, R.E., Doak, T.J., Coons, A.B., Newmeister, G.C., and Cochran, R.C., "Tertiary Recycling of Cured Composite Aircraft Parts," Proc. Composites '97 Manufacturing and Tooling Conf., Society of Manufacturing Engineers, Dearborn, MI 1997, pp. EM97-110 to EM97-110-17.

11.8.3.2(b) Allred, R.E., and Busselle, L.D., "Economical Recycling Process for Mixtures of Electronic Scrap," Proc. 1997 IEEE Int'l Symp. On Electronics and the Environment, IEEE, Piscataway, NJ, 1997, pp. 115-120.

11.8.3.2(c) Allred, R.E., Doak, T.J., Gordon, B.W., Harrah, L.A., and Hoyt, A.E., "Catalytic Conversion Process for Recycling Navy Shipboard Plastic Wastes," Polymeric Materials Science and Engineering, Vol. 76, American Chemical Society, Washington, DC, 1994, pp. 578-579.

11.8.3.2(d) Allred, R.E., Doak, T.J., and Coons, A.B., "Recycling Process for Automotive Plastics and Composites," Proc. 12th Annual Am. Society for Composites Tech. Conf., Dearborn, MI, Oct. 6-8, 1997.

11.8.3.3(a) Xanthos, M., Grenci, J., Patel, S.H., Jacob, C., Dey, S., and Dagli, S.S., Thermoplastic Composites from Maleic Anhydride Modified Post-Consumer Plastics, Polymer Composites, June 1995, Vol. 16, No. 3, pp. 204-214.

11.8.3.3(b) Kimura, T., Takeuchi, M., and Nakanishi, K., Recyclability of Waste Cord of Synthetic Fibers as Matrix Material of Thermoplastic Hybrid Composites, Proceedings of Tenth International Conference on Composite Materials (ICCM – 10), 1996, Volume IV, pp. 373-380.

11.8.3.5(a) Recycled SMC Now in Appearance Parts," Plastics Technology, Oct. 1993, pp. 94.

11.8.3.5(b) Etterson, J., and Nilsson, P., "Recycling of SMC and BMC in Standard Process Equipment," J. of Thermoplastic Composite Materials, Vol. 7, Jan. 1994.

11.8.3.5(c) Inoh, T, et. al., "SMC Recycling Technology," J. of Thermoplastic Composite Materials, Vol. 7, Jan. 1994.

11.8.3.5(d) Mapleston, P. Auto Sector's Recycling Goals Keep Plastics on Hot Seat, Modern Plastics, May 1995, pp. 48-56.

11.8.3.5(e) Allred, R.E., Recycling Process for Automotive Plastics and Composites, Project Title: Tertiary Recycling Process for Polymer-Based Automotive Components, SBIR Phase I Final Report, NSF Award Number DMI-9660673, 1997.

11.8.3.5(f) Update on Recycling Automotive Plastics, Automotive Engineering, August 1997, pp. 41-44.

11.8.3.5(g) Design for Recycling, Automotive Engineering, August 1997, pp. 46-48.

11.8.3.5(h) Fiber Reinforced Plastics: Planning for Profitable Reuse, Recycling Feasibility Final Report, for Minnesota Technology, Inc. funded by and available from Minnesota Office of Environmental Assistance, 520 Lafayette Rd. St. Paul, MN 55155, 1993.

11.8.4(a) Michaeli, W., and Oelgarth, A., New Technologies for Processing of Non-Cured Prepreg Waste – Preparation of High-Strength DMC, Proceedings, 41st International SAMPE Symposium, March, 1996, pp. 1551-1562.

11.8.4(b) Unser, J., Reuse of Scrap Prepreg, Proceedings of 42nd International SAMPE Symposium, May 4-8, 1997, pp. 216-224.

第12章　经验教训

12.1　引言

本手册的重点是为开发和应用复合材料性能数据建立适当的技术，主要不是针对具体应用为选择这些数据进行提示。本章集中阐述有关承包商、机构和企业从中得到的知识，以便将这些经验教训传播给潜在的用户，使它们不致重复过去曾犯过的错误。提供这些经验教训所涉及的很多承包商都有航空航天领域背景，因此这些经验教训可能有着强烈的航空航天观点。

本章一开始讨论复合材料与金属不同的一些特性，它们是建立本手册所给方法和技术的主要原因。

以后各节给出了具体的经验教训，它们包括具体的“经验方法”，以及得到这些经验教训的理由，或如果不遵从可能产生的后果。为方便起见，这些经验教训分为6个不同的类型。

12.2　复合材料的特殊性

复合材料在几个方面与金属不同，它们包括基本上是弹性响应、对强度和刚度的剪裁能力、损伤容限特性和对环境因素的敏感性，这些差别使得在分析和设计、加工、制造和装配、质量控制、试验及取证中需要采用不同的方法。

12.2.1　弹性性能

材料的弹性性能是它们刚度的度量，为确定载荷产生的变形需要这一性能。在复合材料中刚度由纤维控制；基体的作用是防止纤维的侧向偏斜，并提供纤维之间传递剪切载荷的机制。连续纤维复合材料是横向各向同性的，在二维应力状态下需要4个弹性性能来表征材料：

- 平行于纤维的弹性模量，E_1
- 垂直于纤维的弹性模量，E_2
- 剪切模量，G_{12}
- 主泊松比，ν_{12}

材料表征通常可能还需要前面没有定义的其他性能，5.3.1节中对此进行了充分的讨论。对各向同性材料只需要2个弹性性能，即弹性模量和泊松比。

虽然有些玻璃和陶瓷纤维呈现非线性或双线性行为，但常用的纤维控制复合材料的应力-应变响应，直至破坏几乎都是线性的。这与金属相反，金属在超过比例极限后呈现非线性响应，在超过屈服点后后出现塑性变形。很多纤维控制的复合材料呈现很少的屈服（如果有的话）；而韧性材料和热塑性材料能显示明显的屈服，特别是对于基体控制的性能。这个因素要求对复合材料结构存在应力集中的细节处（孔、开口、缺口、圆弧、斜削等）予以特别重视。在金属静强度分析时，这种应力集中不是重点考虑的对象（然而在耐久性和损伤容限分析时它们起着特别重要的作用）；在复合材料静强度分析时必须要对其进行

考虑。一般来说，如果在层压板零件的设计/分析时适当考虑了这些应力集中问题，则疲劳载荷不是关键的。

复合材料弹性响应的另一独有特性是它的正交各向异性。金属在一个方向受到拉伸时会在垂直方向收缩，收缩量等于泊松比乘以纵向应变。不管在哪个方向受到拉伸，情况都是这样。复合材料中，纵向（1或x向）的拉伸在横向（2或y向）产生的收缩等于“主”泊松比ν_{xy}乘以纵向拉伸量。如果反过来，横向拉伸在纵向产生的收缩就要小得多。在纤维控制的层压板中，泊松比的变化可以从小于0.1到大于0.5。

复合材料最特殊的特性是当铺层为非均衡和/或非对称时产生的响应，这样的层压板呈现各向异性的翘曲特征。这种条件下，一个方向的拉伸能产生面内的剪切变形，它也能引起面外的弯曲或扭转响应。有时在一个层压板中能观察到所有这些效应。由于会产生翘曲应力或内在应力，通常不希望出现这种响应。因此多数层压板都是对称均衡的。

经典的层压板理论将单个单层的性能进行组合来预计任意层压板的线弹性行为。层压板理论需要定义单层的弹性性能、它们在层压板中的方位和铺贴的位置。这个过程要求平截面假设和保持均衡。层压板理论求出给定载荷状态下，层压板给定位置上各单层的载荷/应力/应变；并可与适当的失效准则相结合，来预计层压板的强度（通常要用经修正过的单层性能输入值）。

12.2.2 剪裁性能和面外载荷

复合材料层压板的性能取决于单层的方位，这为工程师提供了对层压板进行剪裁以满足特殊要求的能力。对在一个方向上高的轴向载荷为主的情况，层压板中多数层的方位应平行于受载方向。如果层压板主要承受剪切，则其应有很高比例的±45°层组。对多向受载的情况，层压板应是准各向同性的。全部均为0°层的层压板能在给定方向得到最高的强度和刚度，但由于其横向性能过低，很容易在机械加工和处理时出现损伤，对多数应用是不实际的。最常使用的是纤维控制的均衡对称层压板，其在0°，+45°，-45°和90°每个方向上的铺层比例均不少于10%。

剪裁也意味着，在知道层压板每一方向上的铺层比例以前，工程师就无法确定复合材料层压板的强度或刚度。对于对称均衡层压板，常采用各种性能与各方向铺层比例关系的毯式曲线。图12.2.2给出了一个刚度的毯式曲线例子，也能给出强度的类似曲线。

面外载荷也能对复合材料带来一些麻烦；这些载荷会在层压板中产生层间剪切和层间拉伸应力，而层间剪应力能使基体或纤维-基体界面区产生破坏。层间剪切和层间拉伸应力能使层压板出现分层或脱胶。如果可能的话，应避免出现这种载荷。易于产生层间载荷的设计情况包括：高的面外载荷（如油箱压力）、屈曲、截面突变（如加筋条终止）、铺层递减，以及会产生非均衡非对称铺层层压板的铺层情况。在任何自由边也会产生层间应力。不管任何地方，只要面内应力分量存在梯度，就会在铺层方位不同的各层间产生层间应力。

12.2.3 损伤容限

损伤容限度量了结构能够承受某一损伤水平或缺陷、并能实现其使用功能的能力。其所关心的是损伤结构具有适当的剩余强度和刚度，以能够：(1)直到在定期的维护检查和修理时检测出损伤为止，保证服役的安全性；或(2)若损伤未被检出，则能在剩余的飞机寿命期内保证安全使用。因此，安全性是损伤容限的主要目标。由于很少有（如果有的话）精

确的分析方法可用，必须要通过试验来评价有关损伤容限的静强度和耐久性。

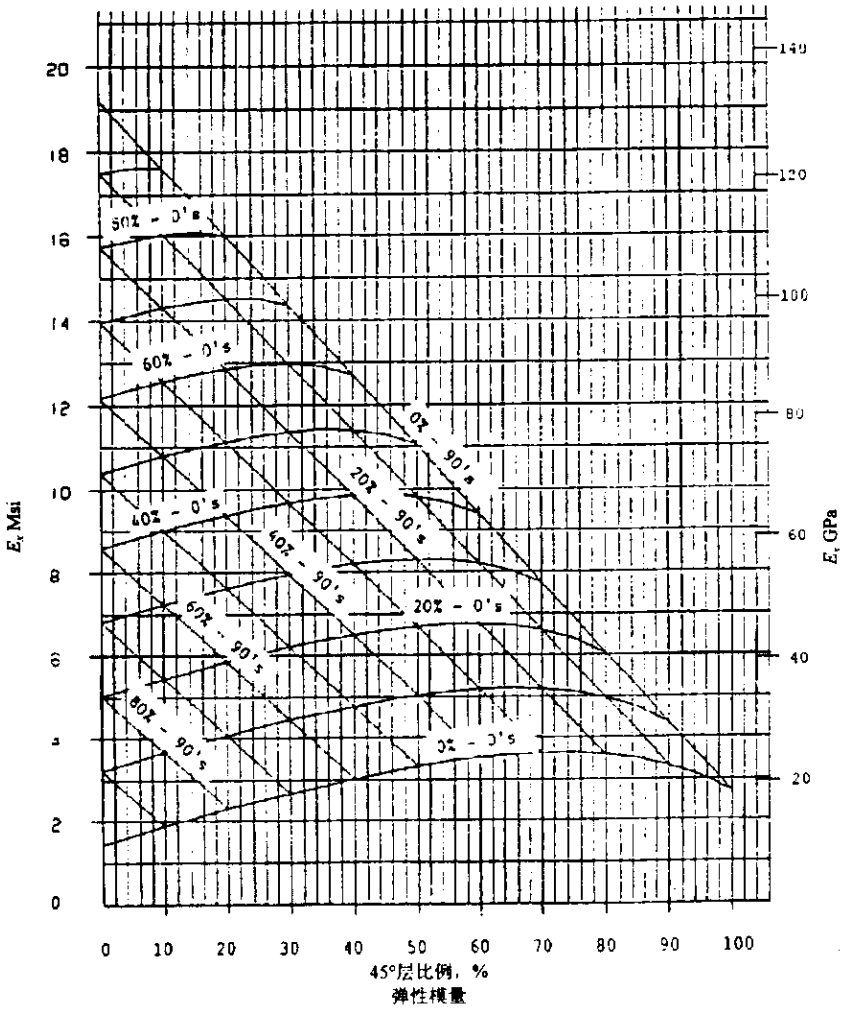


图12.2.2 毯式曲线实例

按损伤是在零件制造还是使用过程出现来分类，主要有两类损伤，即在制造时出现的损伤或在使用时出现的损伤。常规的质量检测有希望能检出多数与制造有关的损伤（如果超出规范规定），但仍可能会有一些超出规范规定的“无赖”缺陷或损伤被漏检。因此，在设计程序和随后进行的（静力和疲劳）试验中仍要假设它们的存在，以验证结构完整性。

对使用中损伤的考虑与制造损伤的情况类似。使用损伤的种类，包括边缘与表面凿槽和切口、或外来物撞击和工具掉落或与使用设备接触引起的钝物体冲击损伤。应该确定不可检损伤水平，并通过试验证明它不会危及飞机结构在两倍寿命期间的正常使用。应该规定检测能够发现的某个损伤水平（允许的最大值），使得在进行修理或更换以前，飞行器能够承受不超过设计限制值的某个载荷水平下完成规定飞行小时数的飞行。也应该对这一损伤水平进行（静力和疲劳）试验，以证明结构完整性。

分层也能成为危险的缺陷形式，但主要是薄层压板的问题，除非它们很大（直径大于50 mm（2 in））。制造缺陷，例如稍微超过最大允许值的孔隙率和紧固件孔缺陷，一般不

是太严重问题。通常用由带应力集中（如缺口）试验件得到的设计许用性能值来考虑它们的影响。最常用的是带中心孔的试验件，对压缩一般用开孔，而对拉伸则用开孔或充填孔（安装紧固件的孔）。（对压缩，开孔比充填孔更危险；对拉伸，充填孔可能更危险，特别是对在载荷方向上的铺层方位占优势的层压板。）因此，可以用这样得到的设计许用值，来考虑装有或漏装至少6.4 mm（0.25 in）直径紧固件时所引起的名义设计应力集中，同时也可考虑很多其他的制造缺陷影响。有时把这种方法称为对层压板设计的“无赖缺陷”方法，参见文献12.2.3。

12.2.4 耐久性

结构的耐久性是结构在整个结构使用寿命期间保持其强度和刚度的能力。结构在受到预期的使用载荷和环境谱时必须具有适当的耐久性，以避免在整个使用寿命期内出现过高的维护、修理和更改成本。因此，耐久性主要是经济性上的考虑。

金属结构可能对耐久性很敏感，限制寿命的主要因素是腐蚀和疲劳。金属疲劳由产生裂纹（裂纹起始）所需的载荷循环数和裂纹扩展到出现灾难性破坏的临界长度（裂纹扩展）所需的载荷循环数之和来确定。裂纹/损伤扩展速率主要与裂纹周围的应力集中有关。

已经证实，复合材料中最常见的损伤扩展机理是层间开裂（分层）；这使得复合材料对压缩为主的疲劳载荷最敏感。其次的常见疲劳破坏模式是由高挤压应力引起的紧固件孔磨蚀，在这种失效模式中孔逐渐拉长。对复合材料最严重的损伤是低速冲击损伤，它能降低静强度、疲劳强度，或疲劳后的剩余强度。同样必须要做试验！

迄今为止，多数实际使用的飞行器应用中的复合材料应变水平一直相当低。受面内载荷时复合材料具有相当平坦的应力-寿命（*S-N*）曲线，且疲劳门槛值（耐久极限）相当高。这两个因素的联合使得复合材料在多数载荷情况下对疲劳不敏感；但是，复合材料具有的较大的变异性则要求工程师在表征复合材料到破坏时疲劳寿命的同时，还要表征它的疲劳分散性。

12.2.5 环境敏感性

当把具有聚合物基体的复合材料放在潮湿环境时，基体会吸湿。多数实际使用的纤维其吸湿可忽略不计，但芳纶纤维（如Kevlar）曝露于高湿环境时吸湿会比较严重。而玻璃/石英纤维界面处吸湿则是众所周知的退化现象。

当把复合材料在潮湿环境下曝露足够长的时间后，基体中的水分浓度将是均匀的。常见环氧树脂复合材料在严重潮湿环境下曝露的平衡吸湿量一般是1.1%-1.3%重量增量。主要的强度退化影响与基体材料的玻璃化转变温度变化有关。由于吸湿，降低了基体由玻璃态向粘稠态转变的温度，这样，强度性能随吸湿量的增加而降低。目前的数据表明这个过程是可逆的；当吸湿量减少时，玻璃化转变温度提高，也就恢复了原来的强度性能。对玻璃/石英纤维，在其与基体的界面还有附加的退化；对芳纶纤维，在其与基体的界面，同时也在纤维中都有附加的退化。

对温度增加也要考虑同样的问题。当温度增加时，基体和单层会丧失强度和刚度。这个影响对基体控制的性能是最重要的。对玻璃/石英纤维和芳纶纤维，温升也使纤维/基体界面的退化严重，芳纶纤维性能也会由于温升而退化。

用于设计目的的方法是假设处于最恶劣的情况。如果假设材料完全饱和并处在最高温

度下，能够导出这个极端情况的材料许用值。它是一种保守的方法，因为对大多数复杂结构，通常的使用环境不会完全饱和。一旦知道复合材料的扩散率，就可以用Fick方程来精确预计吸湿量和沿厚度方向的分布；它取决于对温度-湿度使用环境的精确表征。

常用复合材料，如碳/环氧树脂，其热膨胀特性与金属差别相当大。碳/环氧树脂的热膨胀系数在纵向（0°或1）几乎为零；而在横向（90°或2）的热膨胀系数则与铝材料相同。这一性能使复合材料能得到在很大温度范围内获得尺寸稳定的结构。

复合材料的另一与环境有关特性是对腐蚀的阻抗。聚合物基体复合材料（有些碳/双马是例外）不会受到盐水和多数被认为是腐蚀敏感的化学物质的损害。在这方面要当心的是电化学腐蚀。碳纤维是阴极的（高电位的），铝和钢是阳极的（低电位的），这样，当碳与铝或钢接触时就会发生电化学作用，引起金属腐蚀。要在复合材料和金属的界面放置防腐蚀隔离层（如玻璃纤维和密封剂）以防金属腐蚀。另外要当心的是在多数聚合物附近使用除漆剂的问题。化学除漆剂具有很强侵蚀性，能对复合材料的基体造成严重损伤，因此在复合材料结构上禁止使用化学除漆剂。

值得一提的其他环境影响包括长期的辐射曝露。太阳发出的紫外线会使环氧树脂退化，这可以很容易地采用表面涂层如涂漆来加以防护。另一种因素是由雨滴或尘埃高速冲击引起的冲蚀或点腐蚀，多半在未加防护的前缘上可能会遇到。现已有了像雨蚀涂层和漆这样的表面涂层来防护表面磨蚀。对复合材料来说雷击也是一个问题，直接雷击会使层压板产生明显的损伤，在敏感区要采用导电层这样的防雷击措施。对内部骨架也是复合材料的情况，接头螺栓的内侧可能需要用导线彼此相连并接地。

12.2.6 连接

12.2.6.1 机械紧固件连接

成功的连接设计依赖于对可能失效模式的了解，而失效模式则取决于给定材料的连接几何尺寸和层压板铺层；所用紧固件形式也对特定破坏模式的出现有影响；不同的材料会给出不同的破坏模式。

当螺栓直径与板宽的比值足够大时，会产生净截面拉伸/压缩破坏。对于大多数成功的设计，当碳/环氧树脂体系的铺层接近各向同性且D/E小于等于1/3时，该比值（D/W）为大于等于1/4。

螺栓太接近层压板的边缘时会产生剪豁或剪豁分层。只有当出现部分净截面拉伸或挤压破坏时，能引发这种破坏。D/t比值应为0.7到1.25。

螺栓受弯变形后，有时会把螺栓头拉出。对沉头紧固件常常会见到这种模式，这种模式与所用的具体紧固件密切相关。

挤压强度与连接几何尺寸、紧固件及连接元件刚度有关。对0°层为20%-40%，±45°层为40%-60%及90°层不少于10%的0/±45/90系列层压板，其挤压强度基本上是常数。紧固件特性，如夹紧力和头部形状有重要影响，但对特定的层压板族、特定的紧固件和厚度相等连接元件，影响最大的参数是D/t。

复合材料出现挤压破坏所需要的D/W和D/E值小于金属情况。

由于复合材料连接强度受连接区周围旁路载荷的影响，其强度特性不同于金属。当在一条线上安排2个以上紧固件以通过此接头传载时，就会出现这个问题。由于并不是所有的

载荷都由一个紧固件来承担，有一部分载荷就要绕过该紧固件。一旦旁路载荷与紧固件挤压载荷之比超过20%，旁路载荷的影响就变得很明显。

钛紧固件是复合材料机械连接接头中最常用的，这是因为在不相似材料产生的电化学环境下它是不受腐蚀的，钛与碳的电位比较接近。

12.2.6.2 与含剥离层复合材料表面胶接有关的问题

对纤维复合材料层压板胶接有两种看法。一种看法要求进行轻微但彻底的机械打磨，如用低压吹砂，因为过去只有在完全干燥的复合材料层压板打磨表面上胶接，才得到从未出现提前破坏的胶层。另一种看法则允许在剥去剥离层的表面上直接胶接，可以要求也可以不要求干燥，其理由是这样具有“适当”的初始强度，尽管有些连接在使用中出现了提前破坏。同时很重要的是，目前还没有任何一种超声检测技术能区分哪些胶接接头在使用中会破坏，哪些不会。此外，大多数随炉件并不代表其相邻大零件所经受的相同固化条件，因此力学试验常常无法鉴别出含缺陷的胶接情况。人们必须依靠在100%时间可信赖的工艺技术过程控制，并依靠将这些技术用于生产以前的彻底证实。

考虑一个剥去剥离层后的表面，这个表面将在随后被胶接为胶接连接的一部分。所得到的胶层质量足以通过所有的检测，但在层压板和胶层之间的界面处有可能出现提前破坏。除了未完全固化情况以外，所有的胶层提前破坏都出现在胶层与层压板树脂之间的界面处。对于结构可靠的胶接，其破坏或者出现在连接区外面，而胶层内粘接良好，或者在表面纤维和胶层之间的树脂基体处出现层间破坏。当把未固化的胶粘接到预固化的层压板上，或者在把未固化的预浸料与固定蜂窝芯或类似物体的已固化胶膜一起进行固化时，可能出现这种提前破坏。

下列几种用剥离层处理表面的方式，其表面不可能得到可靠耐久的胶层：

- 涂有脱模剂的剥离层，在剥去剥离层时脱模剂会留在固化后的层压板上。
- 剥离层纤维表面必须具有足够的惰性，从而在除去该层时不会损伤到层压板。剥去剥离层时在层压板（或胶层）中留下的沟槽可能保留足够的惰性表面，进入沟槽并随后固化的树脂可能难于粘附。粘附力要求更高的清洁度，表面拉力也是关键的。界面缺乏内聚力时胶接接头仅依赖于机械联锁，其抗剥离能力要比受剪情况弱得多。
- 层压板的剥离层表面由无数被尖锐边缘隔开的短沟槽组成，当剥去剥离层时，剥离层中丝束之间的树脂在沟槽处断裂。在胶层或层压板上（或内）的水分可能积聚到这些沟槽内。如果在胶层（或共固化面板）固化时不能排除这些水分，所吸附的水分就会产生光滑的结合面，当破坏后用显微镜观察可以看到这种情况。

应该指出，后两种机理作用是无污染的。

几十年来，某个飞机公司的工艺规范一直要求，必须首先对被胶接的任何剥离层表面进行充分打磨，以除去剥离层织物的所有痕迹。除非零件太大或通风条件太差，认为沟槽间不存在垄背时能够除去水分，因为固化时水分会变成蒸气排出。采用这些要求，该飞机公司在胶接前进行吹砂的二次胶接复合材料结构，一直没有出现过脱胶。但对剥离层表面未打磨（或只用砂布打磨）的胶接，则得不到同样的结果。对于不同飞机型号，有两种情况的脱胶跟踪到其起因是涂硅剥离层上留存的脱模剂。现在所有的文件，不仅是经批准的材料表，始终都禁止使用这种涂硅的剥离层。

在另一种飞机型号上，其剥离层表面的界面破坏似乎是胶接前的湿气造成的，它的准确来源还有待确定。从一个供应商在工艺取证时的一块试验壁板意外事故中，发现了胶膜压实所产生的后果（这卷胶膜在上次使用后送回冷藏库时没有密封好）。虽然搭接-剪切数据似乎可以接受，但树脂与胶层之间却完全没有粘附。显微镜观察清楚地显示，在两个表面上都留有完整的剥离层织物痕迹，所有的沟槽表面都像玻璃一样光滑，一面全部是树脂，另一面都是胶层。然而，对于同样的单向碳/环氧树脂，当被胶接板厚度大于标准值（3.2 mm（0.123 in））时，采用同样无脱模剂剥离层并用同样胶所形成的胶接，其胶接破坏强度却达到金属-金属胶接相同的水平（40 Mpa（6 000 psi）或更高）。而对标准厚度的复合材料搭接板，因为表面纤维与胶层间的树脂出现剥离破坏，树脂明显留在两表面上，却只能达到这个强度值的一半。尽量限制从零件制造到把将其胶接在一起所需的时间，如果超过时间限制的话，要求每个零件在胶接以前进行彻底的干燥，就可以把出现此问题的可能降到最低。仔细安排好各个工艺步骤的进度表就能避免附加的干燥步骤。以前还有另一个复合材料结构供应商采用表面吹砂和2.0 mm（0.08 in）厚的单向层压板，达到了同样高强度的胶接破坏。

在考虑胶层强度时必须指出，试样试验证实的是工艺，而不是零件本身；因而并不要求试样模拟真实的零件。事实上，对于适当设计的胶接连接，其胶层不会首先破坏。因此使用“类似”于零件、并按承受的载荷在应力水平上与零件“相当”的试样来进行评价，并不足以保证胶接复合材料结构的完整性。因为只有用单向带层压板才能得到足够的载荷使胶层在高强度下破坏，因此这个问题变得复杂了。从而，只有这样的试样才能保证所要证实的零件已经得到正确的胶接。但用机织织物制造的真实零件中，纤维束内垂直于载荷方向的破坏，在达到该胶接强度以前就引发了层间的破坏。

在所有的情况下，在试样和破坏零件上目视可见，且成为含缺陷胶层可靠指示的一个状态是，其一侧全为树脂、另一侧全为胶层的界面破坏，并在胶接表面上留有清晰的剥离层织物印痕。

12.2.7 设计

由于必须给出每层的定义，复合材料结构的设计变得复杂。绘图或设计软件包必须描述每层的方位、在铺层块中的位置和边界。这对简单的等厚度层压板而言还是简单的，对变厚度、并在连接和开口附近增加铺层的零件，会变得极其复杂，需要对整个结构保持相对均衡和对称性则难度更大。

对复合材料不能不采用并行设计。设计细节取决于装配和检测时的模具和工艺。零件和工艺密切相关，如果试图将设计和制造阶段分开依次顺序进行，必然遭致惨重损失。

复合材料设计中要处理的另一个不同问题是界面处的厚度容差。如果复合材料零件必须要与其他两个零件之间，或与骨架和外贴模面之间的空间相配合，就需要特别的厚度容差。复合材料零件的厚度受到层数和单层厚度的控制，每层厚度都有其可能的范围。用它们铺贴成层压板时，可能与受其他约束所限定的空间不相匹配。这个差异可以通过加垫片或在层压板上增加“牺牲”层（以便随后机械加工到比按名义单层厚度变化还更接近的容差）来处理。使用垫片会使设计结果产生载荷偏心。另一种方法是在装配边缘处使用闭合模来模压到所需的精确厚度。

特殊层压板的各向异性虽然要复杂一些，但能使设计师按所需的变形特性对结构进行

剪裁，它已在一定程度上用于机翼蒙皮的气动弹性剪裁。

当用于大型的不间断结构时，复合材料是最有效的。成本与所需的细节零件和紧固件数量有关，这两个因素使设计趋向采用集成化的大型共固化结构，复合材料的性质使其成为可能。好的设计和高质量的模具会降低制造与检测成本、报废率，并得到高质量的零件。

12.2.8 搬运与贮存

环氧树脂是复合材料中最常用的基体材料，很容易变质，必须将其在冰点以下贮存，即使如此，贮存期仍很有限。一旦把它们从储藏室取出来，能够用于制造零件的时间（通常为30天）也很有限。对于层数很多的很复杂的零件，材料在库外允许的时间可能成为其控制因素。如果材料没有用完，可以退回储藏室，应保留库外时间的记录。此外供应商通常限制这些材料的冷藏贮存时间为6-12个月，用超期存储材料所生产的层压板其孔隙率将会很高。

由于材料的变质问题，还要求从供应商到承包商的运输过程中要低温冷藏。运抵承包商的存放地后必须事先要有准备，避免其长期留置在码头上。

黏性是复合材料另一独特的特性。黏性是预浸料的“黏度”，它既有好处又有害处。一旦把铺层安放到位，黏性有助于保持定位；但一旦铺层已经到位，就很难调整位置。

12.2.9 加工和制造

复合材料零件是通过把单层逐层连续铺放而制造成，零件是由铺贴而不是由机械加工得出的。很多金属制造步骤需要从大坯料、板或锻件开始，逐步除去其上的材料。预浸的“带”材料通常以成卷的薄带（0.13-0.38 mm（0.005-0.015 in））形式供应，这些带有多种宽度：3 in，6 in和36 in。预浸的“织物”一般要比带厚一些（0.18-0.51 mm（0.007-0.020in）），并以宽度为0.9 m（36 in）的卷供应。

制造细节零件时要从冷藏室的密封袋中取出材料，在进行任何操作前让其达到室温。将预浸料铺放到模具上时（如果不是自动铺放的话）要特别小心。铺层必须要按所需的角度对准，并按预先规定的顺序铺放。预浸料的铺层供货时带有衬纸，以防止它们在卷内粘在一起，使用前必须取下衬纸以防污染层压板。操作处理材料时必须特别小心，以免碎片刺伤手掌。

铺贴零件（特别是手工操作时）时可能会在铺层之间裹入空气。这对零件固化带来了困难，因为空气可能无法逸出而形成空隙。因此，在铺贴厚的零件时通常要定期抽真空进行预压实。

有些预浸料含有多余的树脂，在固化时要将多余的部分“吸”走。吸胶层放在真空带的下面以吸收多余的树脂。但目前多数预浸料都是“零吸胶”的，不需吸胶。

复合材料的加工对模具设计要求特别仔细。模具必须在高温状态下承受高压，由于复合材料与多数模具材料有不同的膨胀特性，因此在零件和模具中会产生热应力。模具表面要涂脱模剂，以便固化后零件易于取出；模具还必须是压力密封的，因为热压罐工艺要在施加正压力时对层压板抽真空；最后，模具设计还必须考虑生产的速率和要加工的零件数。

预浸料是没有完全固化的；固化需要加热和加压，一般在热压罐中完成。热压罐通常加压到586 kPa（85 psi），温度达到177°C（350°F），如果是其他材料（如聚酰亚胺），则还要超过这些值，但热压罐要对更高的极端情况进行取证。热压罐的尺寸可能会限制所

设计和制造的零件尺寸，可用大尺寸的热压罐，但它们非常昂贵且运行成本很高。热压罐运行时通常出现的问题包括真空袋漏气、升温速率不正确和压力损失。

一旦零件固化，可能还需要进行钻孔、切割和机械加工。复合材料钻孔时要求钻头很锋利、要仔细控制进给量、转速和背面的支持，以免孔边碎裂。高压水切割机对切割是很有用的。机械加工会产生尘埃，需要保护操作者的安全。

12.2.9.1 质量控制

对复合材料加工与制造的质量控制活动要比金属情况启动得早很多。甚至在材料启运以前，材料供应商和用户之间就有很多协调和相互影响的问题，这些控制是在材料和工艺规范中、有时还是在设计许用值要求中加以规定的。常常要求供应商在启运以前进行材料的化学和力学试验，其中涉及到单独材料组分、预浸料和固化后的层压板。

必须要在制造的不同阶段对材料加工和处理进行充分监控。材料首次进来时要对预浸料和固化层压板进行来料检验，从这时候起就要跟踪材料，计算其贮存和出库时间。

质量控制内容包括检验铺层的角度、其在铺层块中的位置和层数、以及正确的修边。在铺贴时要保证所有可能的污染和外来物都不会进入材料。

要监控固化工艺，以保证遵从规定的时间-温度-压力固化曲线，为全程跟踪零件要保存所有的记录。

有几种方法来确认零件固化后是否合格。一种最常用的方法是超声穿透法（TTU）。声波不能像没有缺陷的零件那样穿过含高孔隙率或分层的零件，超声传输在含缺陷的零件中出现衰减。验证零件质量的其他技术包括随炉件、从零件多余材料上切割下的试样、层压板中的示踪纱，有时还施加验证载荷。还用目视检测、厚度测量和敲击试验来检验复合材料的零件。

质量控制中最关键的一个内容是关于缺陷影响的信息，但它还不足以发现缺陷或可疑处的不符合问题，还必须有足够的信息来评定拒收的影响。完整的质量控制功能中包括如何处置已揭示的不合格品，处置方法包括超差验收、修理或重新加工和报废。如果由于对缺陷影响缺乏了解而不能作出适当的处理，则进行报废或重新加工就将造成不必要的浪费。

12.3 经验教训

12.3.1 设计和分析

经验教训	理由或后果
A-1. 并行工程　这种方法是由设计师、应力分析、材料和工艺、制造、质量控制、后勤保障工程师（可靠性、维护性和生存性）和成本估算师组成的团队联合、并行地研制新产品和新系统，它已成为一种可接受的设计方法。	为了改善质量和性能，并降低复杂系统的研制和生产成本
A-2. 通常，设计成大的共固化组合件。大的组合件必须考虑搬运和修理问	由于减少了零件数和装配时间而降低了成本。如果装配需要过于复杂的工艺装

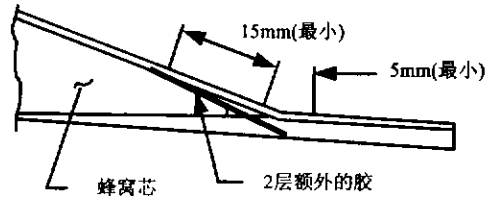
题。	备，则可能提高成本
A-3. 结构设计和相关的模具应能允许由于不可避免的设计载荷增大而造成的设计更改。	为了避免修修补补的增强和类似地避免设计在最后一刻的失败
A-4. 并不是所有的零件都适于采用复合材料结构，应在充分分析的基础上进行选材，包括性能、成本、时间周期和风险性方面的考虑。	材料种类对性能特性和生产性等因素有重大影响
A-5. 只有通过比较研究表明可行（降低制造成本）时，才应使用单向和双向织物。如果可行，可将织物用于45°或0°/90°层。	织物的强度和刚度性能有所降低，同时其成本高于单向带。对复杂形状可能需要使用织物，而某些制件可能需利用织物的铺覆性
A-6. 只要可能，配合面应是模具表面，以便保持尺寸控制。如果不可能，则应使用液体补偿；若间隙较大，也可联合使用预固化的和液体的垫片。	为了避免将邻接面强迫到位时产生额外的面外载荷。若间隙较大，可能需要进行试验
A-7. 零件厚度容差正比于零件厚度的变化；厚的零件要求较大的容差。	厚度容差与层数及相关的每层厚度偏差相关
A-8. 必须在接触面处使用胶层和/或薄的玻璃纤维层，将碳纤维与铝或钢隔离。	碳和铝（或钢）之间的电化学反应会引起金属腐蚀
A-9. 设计时必须考虑制造和使用时结构的可检性。如果没有可靠的检测方法，设计复合材料结构时必须假定存在大的缺陷或损伤尺寸。	如果结构容易检查，发现问题的机会就要大得多
A-10. 在进行有限元分析（FEA）时，在开口附近、蒙皮铺层削减和加筋条削减处的高应力梯度区，必须采用较细密的网格。	不适当确定或处理不连续区附近的应力，会引起提前破坏
A-11. 只要有可能，就要消除或降低应力集中。	通常（纤维控制的）复合材料层压板到破坏以前一直呈线性，材料不会出现局部屈服或应力重新分配，因而应力集中降低了层压板的静强度
A-12. 应避免或尽量减少会产生剥离应力的设计状态，例如过分突然的层压板收边或弯曲刚度相差悬殊（即 $EI_1 \gg EI_2$）的共固化结构。	剥离应力在层压板的面外方向，因此是在最弱的方向
A-13. 只要充分考虑了所有其他可能破	用后屈曲设计有可能得到明显的减重

坏模式，允许薄复合材料层压板出现屈曲或起皱。一般要避免厚层压板失稳。	
A-14. 在很多情况下，把90°和±45°层放在外表面可改善屈曲许用值。要把45°层放在对层压板局部屈曲最危险的外表面。	增加结构的承载能力
A-15. 增加铺层时要保持均衡和对称；要加在同一方向的连续层之间。外表面层应是连续的。	尽量减少翘曲和层间剪切，提高铺层强度。连续表面层可尽量减少对铺层边缘的损伤，并有助于防止分层
A-16. 决不能在紧固件分布区终止铺层。	减少对骨架的仿形要求；避免钻孔引起的分层；提高挤压强度
A-17. 铺层顺序应当相对于层压板中面为均衡对称的；任何不可避免的非均衡或非对称的铺层应放在层压板中面附近。	避免固化后的翘曲，降低残余应力，消除“耦合”应力
A-18. 只要可能就采用纤维控制的层压板。对多数主要承载结构，推荐使用[0°/±45°/90°]取向的铺层；最少应当在每个方向铺设10%的纤维。	纤维承载，树脂比较弱。这会尽量减少基体和刚度降。
A-19. 对多向受载的情况，不要只对最严重的载荷情况进行优化	只对单一载荷情况进行优化会使得其他载荷情况下树脂或基体应力过大
A-20. 如果结构采用机械方式连接，任何方向的纤维超过40%都是不妥当的。	层压板的挤压强度会受到不利影响
A-21. 只要可能，应维持分散的铺层顺序并避免成组铺设相似的层。如果必须成组铺层，应当避免4层以上的同向铺层叠在一起。	增加强度并减少分层趋势；得到较均匀的层压板；减少层间应力；减少使用中和使用后的基体微裂纹
A-22. 如果可能，避免将90°层成组铺设。用0°或±45°层将90°层分开，其中0°是主要的承载方向处。	尽量减小层间应力和正应力，减少多重横向断裂；减少成组的基体控制层
A-23. 层压板中$\pm\theta^{\circ}$（例如±45°）的成对或分开铺设涉及两个相矛盾的要求；层压板结构应使层间的层间剪切最小和减少弯-扭耦合。	将$\pm\theta^{\circ}$分开能降低层间的层间剪切应力，在层压板中将$\pm\theta^{\circ}$放在一起能减少弯-扭耦合
A-24. 每个层压板表面最少要铺放一组±45°层；一层织物就够了。	尽量减少钻孔时的碎片，保护基本承载层
A-25. 避免铺层的突然终止；每次铺层递	铺层递减会引起应力集中和载荷路径的

减数尽量不超过2层；减掉的层在层压板中不应彼此相邻。	偏心，厚度的变化会引起纤维的扭折并在受载时可能引起分层。削减不相邻的层能减小其他铺层的折曲
A-26. 在主要载荷方向，在最小间距5.1 mm（0.20 in）内每次削减的层厚不超过0.25 mm（0.10 in）；如果可能，铺层递减应相对层压板中面对称，且把长度最短的层放在最靠近层压板外表面的部位。铺层递减的生产容差应为1 mm（0.04 in）。	减小引入铺层递减产生层间剪应力的载荷。有助于产生光滑外形；减小应力集中
A-27. 蒙皮铺层递减不应跨越梁、肋或框突缘。	提供较佳的传力路线和零件之间的装配条件。
A-28. 在载荷引入区，应当在中面两侧有等量的+45°和-45°层。	均衡对称成对的±45°层组，对载荷引入区通常出现的面内剪切载荷有最强抗力。
A-29. 铺设时，连续层不应沿垂直载荷的方向拼接。	在载荷路线中出现薄弱环节。
A-30. 铺设时，如果层的拼接被至少4层任意方向的铺层分开，连续层可以沿与载荷平行的方向进行拼接。	消除了在层拼接处出现薄弱环节的可能
A-31. 如果分开同一方向各层拼接点的其他方向铺层少于4层，则拼接的点至少必须交错15 mm（0.6 in）。	减少在层拼接处的薄弱环节。
A-32. 不允许层与层搭接；间隙不应超过2 mm（0.08 in）。	铺层会桥接间隙，但必须在搭接处拼接

12.3.1.1 夹层结构设计

经验教训	理由或后果
B-1. 面板的设计应使人员在搬运和维护部件时引起的损伤减到最少。	薄蒙皮蜂窝结构非常容易因为粗暴操作产生损伤。
B-2. 只要可能，避免在层压板蜂窝芯一侧进行层压板装配。	尽量不对蜂窝芯进行机械加工
B-3. 芯子边缘的倒角不应超过20°（以水平面为基准；大的角度可能要求对芯子稳定，柔性芯子比刚性芯子更敏感。	防止在固化循环时芯子压塌。
B-4. 在复合材料夹层结构组件中只能使用非金属或防腐蚀金属蜂窝芯子。	防止芯子腐蚀。
B-5. 蜂窝芯子密度的选择应当满足其在胶接或共固化所承受固化温度和压	防止芯子塌陷。

力的强度要求。对非行走表面，芯子密度的最小值为3.1 PCF（50 g/m^3）。	
B-6. 对用作行走表面的夹层结构，推荐使用的芯子密度为6.1 PCF（98 g/m^3）。	3.1 PCF（50g/m^3）的芯子密度会使鞋后跟在行走引起表面损伤
B-7. 对共固化夹层结构组件，不要使用格子尺寸大于4.8 mm（3/16 in）的蜂窝芯（最好用3.2 mm（1/8 in）的格子）。	防止面板出现凹坑
B-8. 当要求在螺栓孔周围等处充填芯子时，应采用经批准的充填剂，充填范围离螺栓中心不小于2*D*。	防止安装螺栓时出现芯子塌陷和可能的层压板损伤
B-9. 在芯子收边（边缘斜削）处的内模线上应额外加2层胶膜；胶膜长度离内蒙皮和斜坡上边缘带交界处不小于15 mm（0.6 in），离这点到边缘带的距离不小于5 mm（0.2 in）。	固化压力会使内蒙皮在这个区域引起“桥接”，从而在胶层中产生空隙 
B-10. 必须按预期的用途、环境、可检性、可修理性和用户能否接受这几方面，仔细地评定蜂窝夹层结构的应用。	薄蒙皮蜂窝易于受到冲击损伤、结冰/融化循环引起的水分侵入，并且很难修理

12.3.1.2 螺栓连接

经验教训	理由或后果
C-1. 首先设计连接，然后扩展到基本结构。	在对“基本”结构进行优化的基础上兼顾连接设计，会使总的结构效率比较低
C-2. 连接分析应包括垫补修整到图纸允许的尺寸限制的影响。	垫补修整可能降低连接强度
C-3. 连接设计要考虑容许下一级较大的紧固件尺寸。	要容许常规的维护修理大纲和修理工作。
C-4. 螺栓连接强度随纤维分布中0°层百分数的变化远小于无缺口层压板强度。	应力集中系数K_t与0°层密切相关
C-5. 单排连接的最佳强度大约是最佳四排连接时的四分之三。	最佳单排连接的工作挤压应力高于最佳四排连接中受载最高的一排。
C-6. 复合材料螺栓连接设计中常见的错误是采用的螺栓太少，间距过大，	不要使层压板强度最高。

螺栓直径太小。	
C-7. 连接设计通常并不由紧固件的额定剪切强度控制。	螺栓直径通常被不超过层压板许用挤压应力的要求所控制。
C-8. 螺栓孔周围的环向峰值拉伸应力大致等于平均挤压应力。	要保持高的层压板拉伸强度就要求保持低的挤压应力
C-9. 应控制最大扭矩值，特别是对大直径紧固件。	避免压损复合材料
C-10. 复合材料中的螺栓弯曲比金属更重要。	对给定的载荷复合材料要更厚些，并由于其脆性破坏模式，对非均匀挤压应力更敏感
C-11. 多排螺栓连接的最佳W/d比随连接长度而变。第一排的W/d=5传载最小，最后一排的W/d=3传载最大，对中间螺栓W/d=4。	使连接强度最高
C-12. 与碳接触的不锈钢紧固件应是永久性的，并用密封剂进行湿装配。	避免电化学腐蚀
C-13. 在碳/环氧树脂壁板与铝的接触面使用一层玻璃纤维或Kevlar（至少0.13mm（0.005 in）厚）或带Serim的胶。	避免铝的腐蚀
C-14. 应该仔细分析螺栓应力，特别是对允许的制造参数的影响，例如孔的垂直度（±10°）、填隙垫片、松配合孔。	随着目前高强度复合材料的使用，螺栓破坏逐渐成为“薄弱的环节”
C-15. 螺栓连接数据库应该包括全部允许的设计特性。	确定破坏模式保持一致，并确定设计参数间没有不利的相互作用影响
C-16. 设计数据库应该足以在设计所允许的全部范围内，证实所有的分析方法是有效的。	为了适当地验证分析精度
C-17. 机械连接的数据库应该包含有关耐久性的信息，如夹紧、界面之间的磨损和孔的伸长。也需要评定制造中允许的偏差，如孔的质量、边缘光洁度和纤维拉脱。	实际存在的问题会影响强度和耐久性
C-18. 使用防止部件背面纤维拉脱的钻孔方法。	不适当的背面支持方法和钻孔方法会损伤背面的表面层
C-19. 搭接板的应力应低于蒙皮的应力，以防止分层。	由于螺栓弯曲，搭接板所受的夹紧要小于夹在中间的蒙皮
C-20. 最好的螺栓连接强度可能刚超过	强度降是由紧固件孔周围的应力集中引

无缺口层压板强度的一半。	起的
C-21. 传载有效的层压板百分比：0°=30%-50%；±45°=40%-60%；90°=至少10%。	最好的挤压和旁路强度范围
C-22. 划窝的深度不应超过层压板厚度的70%。	划窝过深会使挤压性能退化，并增加孔的摩损。
C-23. 紧固件边距和间距：在主载荷方向使用边距3.0*D*；使用2.5*D*+0.06的边距（*D*是紧固件直径）。	连接强度最高
C-24. 对非结构填隙垫片，相接触零件的间隙不应超过0.8 mm（0.03 in）。	过大的间隙引起螺栓的过度弯曲、非均匀挤压应力、和载荷路线偏心。
C-25. 对任何超过0.13 mm（0.005 in）的间隙都应加垫片。	使夹紧引起的层间应力最小
C-26. 在阳极化铝骨架外面的碳/环氧树脂口盖上使用“定位成形”的垫圈，要求密封厚度至少为0.25±0.13 mm（0.010±0.005 in）。	防止铝的腐蚀
C-27. 对碳/环氧树脂只用钛，A286，PH13-8 MO，蒙乃尔或PH17-4不锈钢紧固件。	防止电化学腐蚀
C-28. 不要锤击复合材料结构中的铆钉。	锤击力能使层压板产生损伤
C-29. 在设计中允许采用干涉配合紧固件之前，应仔细核实。	如果在装配干涉配合紧固件之前，不装上松配合的衬套，会使层压板产生损伤
C-30. 必须评定和控制主结构连接紧固件与孔的尺寸容差。	紧配合的紧固件促使单个紧固件孔中产生均匀的挤压应力，在多紧固件连接中容易得到合适的载荷分配
C-31. 如在钉尾一侧使用垫片，可用压铆。	垫片有助于保护孔
C-32. 当与复合材料骨架进行盲连接时，采用盲侧大底脚的钛或A286紧固件。	通过锁紧紧固件的环套来防止对复合材料骨架产生损伤
C-33. 对大多数结构应用情况，最好使用拉伸头的紧固件。剪切头紧固件只可用在应力许可的特殊结构。	剪切头紧固件
C-34. 避免使紧固件的螺纹挤压到层压板。	紧固件螺纹能使层压板出现沟槽或损伤
C-35. 应该采用斜削的搭接板逐排对载荷传递进行剪裁，使最危险一排的挤压应力最小。	等厚元件之间的多排螺栓连接，会在最靠外各排紧固件处出现峰值挤压载荷

12.3.1.3 胶接连接

经验教训	理由或后果
D-1. 对受载较小的薄复合材料广泛采用二次胶接，限制对较厚、受载较大的结构使用机械紧固件连接方式。	降低成本；减少复合材料结构部件的孔数。消除为紧固件划窝和为提高挤压强度所需的增强，达到减重
D-2. 决不能使胶接设计成为结构中的薄弱环节。胶接接头应该总是强于所胶接的元件。	使结构强度最高。可用胶接作为薄弱环节保险机制，并由于局部缺陷而突然撕开
D-3. 厚胶接结构需要复杂的阶梯搭接的连接来获得足够的效果。	大载荷需要很多台阶来传递载荷，并保证胶层提供被胶接件的强度
D-4. 预先考虑到要通过降低应变水平来对厚的结构进行螺栓连接修理。	除了一次性使用和用后抛弃的情况外，对厚的结构采用胶接修理是不实际的
D-5. 对导弹和无人机等无需进行修理的情况，即使是对厚结构也可采用胶接获得极高的结构效率。	传递载荷时不必钻出紧固件孔
D-6. 适当的表面处理是“绝对必须”的一谨防“清洗”剂和剥离层。机械打磨更可靠。	保持使用时的连接强度与胶接表面的状态密切相关
D-7. 在进行胶接修理前，必须使层压板保持干燥。	在修理时对层压板加热，会使任何存在的水分变成蒸汽并引起水泡。
D-8. 被胶接件的搭接一定不能小于规定的最小尺寸。	胶接连接的耐久性，其关键是一些胶层必须受载较低，以防蠕变
D-9. 在规定胶接搭接尺寸时，通常要使其能在湿/热环境条件下不出现破坏。	高温和潮湿会使胶层的强度和刚度退化
D-10. 胶接连接强度在寒冷环境下也会退化，此时胶层呈脆性。	胶的脆性限制了连接的强度
D-11. 胶接搭接的斜削端应以1:10的斜率减至0.51 mm（0.020 in）。	使得所引发的、会引起提前破坏的剥离应力最小
D-12. 胶层受剪时最好，剥离强度差，但复合材料承受层间拉伸的能力更差。	连接的设计必须得使面外应力最小。
D-13. （对接近准各向同性的碳/环氧树脂）设计简单、等厚的搭接连接是简单的：对双剪连接采用搭接长度30t，对单搭接连接采用搭接长度80t，对斜面搭接连接采用1:50的斜率。	使胶接连接具有良好的承载能力
D-14. 设计厚结构的阶梯搭接连接时，要采用非线性分析程序。	在阶梯搭接连接中存在复杂的应力状态；具有非线性的胶层特性

D-15. 用厚的胶接件试样来充分表征胶层特性，得到完整的非线性剪切应力-应变曲线。	这种试验为分析连接的剪切极限提供了丰富的数据
D-16. 对受高载的胶接连接，最好采用共固化、双侧、多台阶搭接形式。	是很有效的连接设计
D-17. 决不能将胶接连接设计成主要承受剥离或劈裂载荷。	胶层的剥离强度很差且无法预计
D-18. 最好使用韧性胶层，而不是脆性胶层。	韧性胶层有更好的适应能力
D-19. 对大面积胶接最好使用胶膜，而不是糊状胶。	加热时可给出更均匀的胶层，并更易控制
D-20. 均衡的被胶接件刚度可提高强度。	降低剥离应力
D-21. 尽量减小连接偏心。	降低剥离应力
D-22. 采用热膨胀系数相近的被胶接件。	降低残余应力
D-23. 保证胶接连接的结构是100%目视可检的。	提高可靠性和置信度。需要强调工艺控制

12.3.1.4 复合材料与金属的斜削搭接连接

经验教训	理由或后果
E-1. 最好将复合材料与钛胶接，钢是可接受的，不推荐使用铝。	使热膨胀系数的差异最小。
E-2. 最好使用阶梯形连接，而不是斜面搭接连接。	配合好，强度较高。
E-3. 只要有可能，应该将45°层（主载荷方向）与胶层相邻；0°层也是可接受的。决不应当将90°层与胶层相邻，除非它也是主载荷方向。	尽量减小胶层与承载层间的距离。防止表面层因“圆木滚动”机理出现的破坏
E-4. 对阶梯搭接的连接，端部台阶的金属厚度应该不小于0.76 mm（0.030 in），台阶不长于9.5 mm（0.375 in）。	防止端部台阶的金属破坏
E-5. 如果可能，在胶接阶梯搭接连接的第一和最后的台阶采用±45°层。	降低端部台阶的层间剪切峰值应力
E-6. 如果可能，在任何一个台阶上不要结束2层以上的0°层（最大厚度不大于0.36 mm（0.014 in））。对在最后一个台阶结束的0°层（最长的0°层），采用锯齿状的边缘可降低应力集中。	降低连接端部的应力集中
E-7. 或者应该用90°层与阶梯形搭接连接的第一个台阶相接触。	降低传力路线中断的值
E-8. 胶接连接中应避免拉伸和剥离应力。	是胶层强度最小的方向

12.3.1.5 复合材料与金属的连续连接

经验教训	理由或后果
F-1. 最好将复合材料与钛胶接，钢是可接受的。	使热膨胀系数的差异最小
F-2. 除了抗腐蚀铝蜂窝芯和受载较小的次结构外，不采用复合材料与铝的胶接结构。	尽量减小由于复合材料与铝在热膨胀系数上相差悬殊而产生的层间剪应力

12.3.1.6 复合材料与复合材料的斜削搭接连接

经验教训	理由或后果
G-1. 除了薄结构的修理外，决不采用斜削搭接连接而用阶梯形搭接连接。	提高连接强度
G-2. 如果存在配合问题，最好采用共固化连接而不是预固化连接。	对配合的误差不太敏感
G-3. 对预固化零件，最好采用机械加工斜面而不是铺叠成的斜面。	为了改善配合
G-4. 应该按照支持性来评定共固化胶接子组合件的使用问题。	减少层数和装配时间，但增加了返修成本
G-5. 对厚层压板，胶接修理是不可接受的。	斜削比的要求使胶接修理无法实现

12.3.2 材料与工艺

经验教训	理由或后果
H-1. 选材是结构研制和制造及支持性方法的基础。	选择的材料会影响一些关键因素，如部件将如何制造、检测和组装，以及以前的数据/经验有多少
H-2. 选材必须基于充分的分析，并在整个过程的早期进行。	不同材料有不同的优点。对于特定的用途，应选择最能满足其应用需要的材料
H-3. 酰亚胺基聚合物复合材料应该考虑其电解退化问题。	某些这类材料会在盐水中发生电解腐蚀
H-4. 无余量树脂预浸带能降低成本且提高质量。	使固化过程中预浸带的渗出最少（或消除）。
H-5. 复合材料的应用必须在湿态玻璃化转变温度T_g和使用温度之间保持一定的裕度（通常为28°C（50°F））。	防止材料在其性能大幅度降低和分散性很大的环境中工作
H-6. 影响材料选择/使用的具体因素： ● 液体/溶剂降解 ● 高热残余应力 ● 力学性能	忽略关键的材料特性可能导致劣质的产品。

- 库外时间/黏性时间
- 缺陷的影响
- 对工艺变化的敏感性
- 职业安全与健康/环境保护要求（OSHA/EPA要求）
- 成本（采购、制造、质量）
- 环境退化
- 共固化与其他复合材料及胶粘剂的相容性

12.3.3 制造与装配

	经验教训	理由或后果
I-1.	高度整体共固化结构对重量和成本是有效的，但使模具设计的负担很重。	整体固化结构取消了零件和紧固件。制造用模具很复杂，并对部件质量有很大影响
I-2.	必须严格控制机械加工/钻孔，包括进给量、转速、润滑及模具更换。	对于所有的计划，背面纤维崩落是主要问题。复合材料对金属的钻孔必须避免碎片划痕；高度方向性铺叠的层压板在铺叠区钻孔时容易出现沟槽
I-3.	对于固化后的层压板，高压水切割修边是非常成功的。	能很快形成整齐、光滑的边界
I-4.	必须考虑砂纸打磨/修整时引起的面外损伤，工具的旋转必须处于与层压板相同的平面内。	这些操作往往会在层压板最弱的方向产生作用力
I-5.	高压水预浸带切割会磨损预浸带边缘，可能需要经常更换喷嘴。	形成可接受的切口
I-6.	铺层车间的温度/湿度直接影响到可操作性。	温度和湿度影响预浸带的黏性和可铺敷性
I-7.	未经许可的护手霜会导致大的孔隙率和污染，使用手套可以防止这些风险。	一些护手霜含有会产生污染物的成分
I-8.	铺层定位和压实用的熨斗和热吹风机必须经过标定。	避免过热引起铺层损伤
I-9.	在铺层车间采取外来物损伤（FOD）控制是绝对需要的。	可能导致层压板内出现外来材料
I-10.	手工钻孔可能引起重大的损伤。	进给量和转速不精确，孔的垂直度不好
I-11.	铺层的位置公差必须满足设计要求。	强度/刚度分析基于假设的铺层角和位置
I-12.	装配夹具必须具有满足装配公差所需的尺寸刚度。	复合材料不大能承受因装配不良所引起的拉脱应力

I-13. 应该用有详图说明的设计文件或手册来补充工程图纸和技术条件。	图纸和说明书往往很复杂和详细，工厂不容易执行
I-14. 在进行胶接和共固化时应考虑二步法固化工艺。	缓解芯子滑移和压碎、蒙皮移动、铺层皱褶等问题
I-15. 紧固件夹持长度应该考虑紧固件区域的实际厚度（包括垫片）。	紧固件的夹持过长不能提供合适的夹紧力，夹持长度太短会使螺纹过度挤压或者导致一个成形不当的头部
I-16. 公差的要求极大影响制造和加工方法的选取，从而对成本有很大影响。	不同的工艺有不同的公差控制
I-17. 如果可能，装配表面应该是模具表面。	保持可能最好的尺寸控制。
I-18. 已经成功地联合使用模制填角橡胶和橡胶贴胎模具。能够成功地把橡胶作为增压器用在局部区域，如共固化结构加筋条内侧的圆弧过渡区。	很难取出橡胶模具，易于成为截获物。 不耐磨
I-19. 可以通过分析以预计零件从模具中取出后的变形或回弹，这一问题通常用试凑法通过修改模具来解决。金属模具较复合材料模具更容易出现回弹问题。	在成形为不同形状的复合材料层压板中积聚着残余应力或固化应力，当结构从模具取出后，残余应力会释放出来产生回弹
I-20. 模具设计，包括模具选材，必须是整个部件设计过程的一个完整部分。	模具设计取决于零件的尺寸和几何形状、生产速率和数量，还取决于生产厂家的经验
I-21. 铝模具已经成功地应用于小零件，但要避免用于大零件和阴模。	热膨胀不匹配。
I-22. 通常采用因瓦镍铁合金制造模具。	因瓦合金有良好的耐久性和低热膨胀系数
I-23. 也用电铸镍来制造耐用、高质量的模具，但很少使用。	更加昂贵
I-24. 需要用钢或者因瓦合金模具来固化温度较高的树脂，如聚酰亚胺和双马来酰亚胺。	这些树脂在较高温度固化时与其他材料的热不匹配性增大。
I-25. 硅橡胶模具中的气泡会导致固化后的层压板出现鼓泡现象。	模具未能对层压板提供支持和施加均匀的压力
I-26. 树脂含量对零件厚度的控制是必不可少的。	没有包容的树脂会引起富脂和贫脂区域。

12.3.4 质量控制

经验教训	理由或后果
J-1. 生产过程中要求连续的工艺控制和工艺监测。	确保工艺和材料没有变化
J-2. 超声C扫描是最常用的无损检测（NDI）技术。也可辅以其他技术，如X射线、剪切干涉法和热像法。	对于检测孔隙率、脱胶和分层很有用
J-3. 确定和了解缺陷对零件性能的影响。	使维护修理工作的成本最低
J-4. 在研制阶段，对复杂部件进行破坏性拆卸检测是不可替代的。	并非所有的偏差均可用NDI方法检测出来

12.3.5 试验

经验教训	理由或后果
K-1. 连接试验和损伤容限的验证应包含足够的细节，以对结构细节和尺寸效应进行充分的评估。	小的细节和尺寸效应可能对复合材料结构的响应有重大影响。复合材料的损伤容限通常具有尺寸效应；而如果设计合适，螺栓和胶接连接则不会有尺寸效应
K-2. 安排得当的试验计划必须包含加速方法以考虑湿度、温度、冲击损伤等的影响。	对于大多数部件，在全尺寸试验中包含实时的湿度和高温是不现实的
K-3. 全尺寸试验前应进行有限元分析。分析中应准确地模拟试验件、试验夹具的边界条件以及所施加的试验载荷。	为了更准确地估计试验件内力和破坏预计
K-4. 数据分析中，对试验件批次、组分材料批次、热压罐运行、平板、在板中位置和技术员的追溯性是很重要的。	如果不能保持和记录完整的跟踪能力，将难于鉴别异常数据和意外破坏模式的原因。结果，应该抛弃的“坏”数据可能仍然被保留，从而增加了不应有的数据组变异性
K-5. 对所有的设计/研制或概念验证试验，满足要求的仪器是必要的。应基于分析结果布置应变片、位移传感器等。	对局部破坏模式及试验与分析结果关系的认识有助于设计过程

12.3.6 验证

经验教训	理由或后果
L-1. 对于发展和验证设计细节，积木式方法是一种极好的途径。	能对各种各样的问题和细节进行成本有效的评定。硬件用于双重目的——工程和制造

L-2.	部件的验证很复杂，因为严酷的设计条件包括湿热环境。通常，在大气环境条件下通过对试验件施加超载的办法进行试验来实现；或结合组合件湿热试验相关的应变测量，进行破坏模式分析。	试图对全尺寸试验件进行吸湿或加热通常是不切实际的。

12.3.7 服役和修理

	经验教训	理由或后果
M-1.	尽管非常关心复合材料对损伤的敏感性，但使用经验是很好的。海军飞机在使用中还未出现过分层破坏，大多数损伤出现在进行飞机装配和常规使用过程中。	目前的设计、制造和验证方法已充分考虑了结构在预期的环境下能够生存的问题
M-2.	位于发动机尾喷口附近的复合材料部件受到热损伤。目前尚无可接受的NDI方法能检测基体材料的热损伤。	应该对曝露在发动机排气或其他热源区的复合材料部件进行防护或隔离，使其温度低于可接受的水平
M-3.	对蜂窝夹层结构来说，水分侵入是最大的问题。使蜂窝夹层结构有效的稳定的薄蒙皮，也是其易于受损的原因。在壁板上行走，会使其受到损伤。	必须明智地使用蜂窝结构设计。修理中必须考虑水分侵入芯子的可能性
M-4.	经常要对飞机涂漆和重新涂漆，除漆要使用溶剂，而溶剂会损伤环氧树脂基体。	多用水基漆，并希望用无溶剂的除漆方法
M-5.	对负责使用维护的人员，应该很容易得到与复合材料零件维护修理工作和工厂修理有关的记录。	日常维护检查时，场站维护人员有时能发现缺陷和异常；对有的情况，他们已经能够确定在交付时就存在这种“缺陷”，而且认为是可接受的
M-6.	支持性和修理必须考虑使用环境。	必须考虑设备、设施和操作人员的能力

参考文献

12.2.3 Grimes, G C , Tape Composite Material Allowables Application in Airframe Design/Analysis. Composites Engineering. Vol. 3 No7-8. pp777-804. 1993.