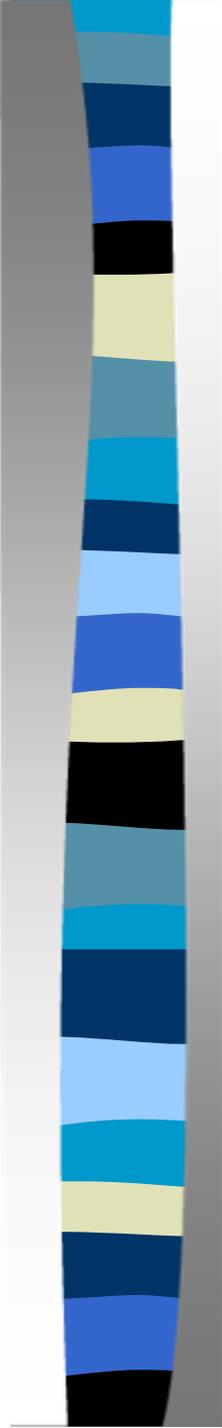
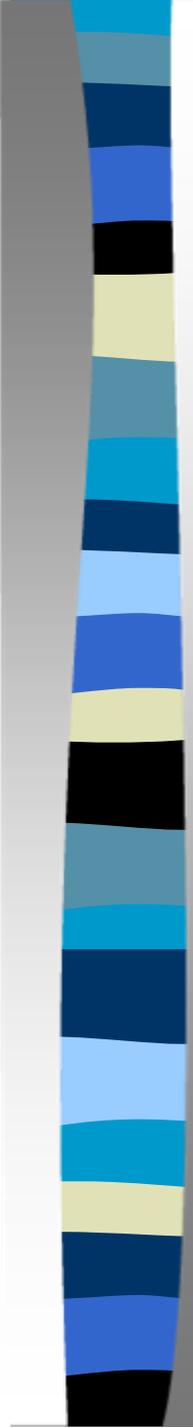


先进复合材料结构 设计技术

沈 真

第四届先进复合材料应用高峰论坛
上海 2012年5月30~31日

- 
- 碳纤维复合材料结构与玻璃钢结构的异同
 - 低成本复合材料技术已进入了工程化应用的新阶段
 - 先进复合材料及其结构的性能特点
 - 先进复合材料结构设计特点



碳纤维复合材料结构与玻璃钢结构的比较

相同点

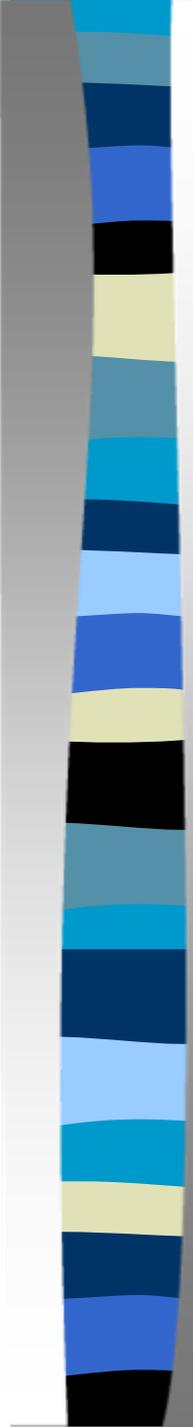
- 材料与结构同时形成
- 均为层压结构

不同点

- 迫切的减重要求
- 材料（碳纤维复合材料层压板）性能测试要求高
- 需要进行精细的铺层和结构设计，以充分利用碳纤维的高模量优势
- 需采用可获得高纤维体积含量和低孔隙率的工艺
- 对民用结构，强烈的低成本要求
- 多用于主承力结构，需完成结构完整性要求的验证

碳纤维复合材料的优势

- 利用碳纤维的高比模量、高比强度和结构可设计性，减重效果突出，特别是对有较高刚度或变形要求的结构
- 利用复合材料可整体成型和日趋成熟的液体成形工艺（如RTM和VARI工艺），将由大量零件通过机械连接实现的复杂形状金属结构组件，简化为由少量一次成型零件，简单装配即可实现的复合材料结构，大大减少零件和紧固件数，实现低成本制造
- 在飞机结构中已应用了40年，积累了丰富的设计、制造和使用经验，基本成熟，复合材料结构具有高可靠性
- 飞机结构已实现了性价比优于金属结构的低成本工程化应用，复合材料是飞机结构轻量化的唯一选择
- 耐腐蚀、耐老化
- 疲劳性能好



碳纤维复合材料优势

- 利用现有的热固性复合材料技术，东丽正在研发普通型（约40万元人民币）的4人座轿车（采用了160 kg的碳纤维复合材料，占车体重量的近20%，减重大约2/3）。
- 最近国内外正在开发将热塑性塑料注塑成型和连续纤维增强半成品（有机片材）的热成型相结合的工艺，用于汽车轻量化结构部件的应用（德国克劳斯玛菲公司的SpriForm项目，宁波材料所已研发了相应的生产线），以解决汽车的批量生产和环保回收再利用问题。

碳纤维复合材料的劣势

- 高性能碳纤维和与之匹配的高性能树脂（通常为环氧树脂）**原料价格高**；
- 为制造出高性能结构（通常要求纤维体积含量高于50%），要求采用技术含量高的工艺方法，**制造成本高**；
- 为充分利发挥碳纤维的优势，对结构设计的要求高。除常规的结构分析和设计外，必须进行铺层设计，**需要懂得铺层设计和熟悉复合材料结构设计特点（如整体化结构设计和连接设计等）的复合材料结构设计人员来完成**，只有金属结构设计经验的设计人员不可能设计出理想的好产品。

存在的疑虑

- 获得的效益与增加的成本相比是否值得，不知是否能制造出性价比可接受的产品；
- 对先进复合材料制品长期使用的可靠性存有疑问，包括疲劳寿命、耐腐蚀性、老化性能和可维护性等；
- 缺乏对先进复合材料结构设计和制造技术的了解，包括人才和设备等，想用但又不知如何着手。

成本 信心 技术

低成本解决途径

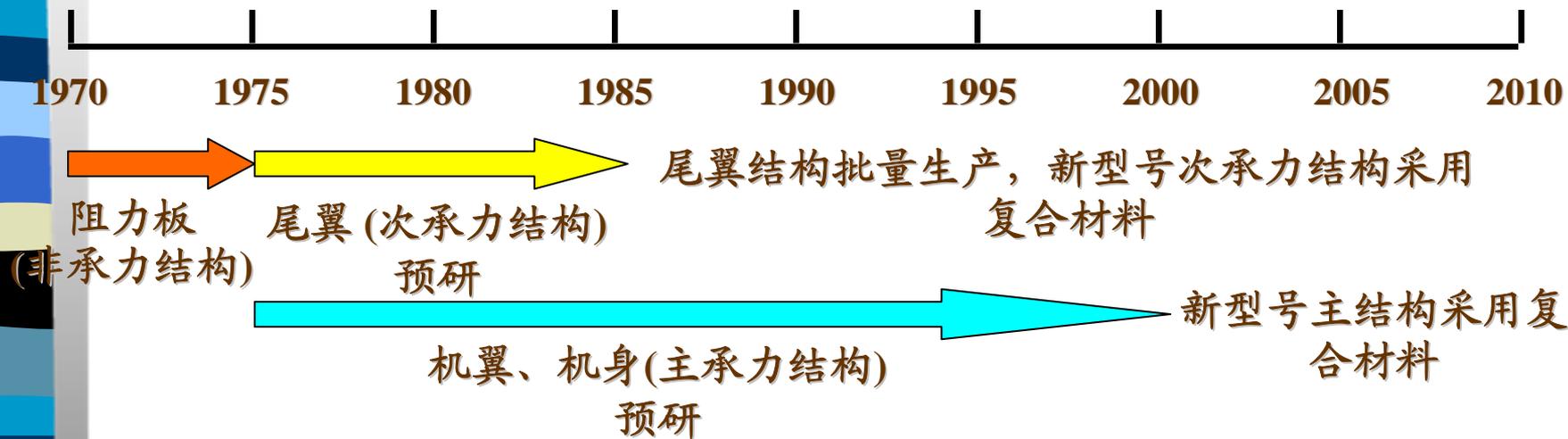
- 原材料——大丝束
- 设计技术——整体化（利用共固化和共胶接技术，减少零件数和装配工时）
- 加工工艺——RTM, RFI, VARTM（包括VARI），低温固化，非热压罐工艺等
- 制造自动化——ATL, AFP（提高工效和降低废品率）
- 降低维护成本和提高出勤率——利用优良的抗疲劳和耐腐蚀性能



December 15 2009

低成本复合材料技术已进入工程化应用的标志

民机复合材料结构的应用历程



复合材料结构用量 %

60

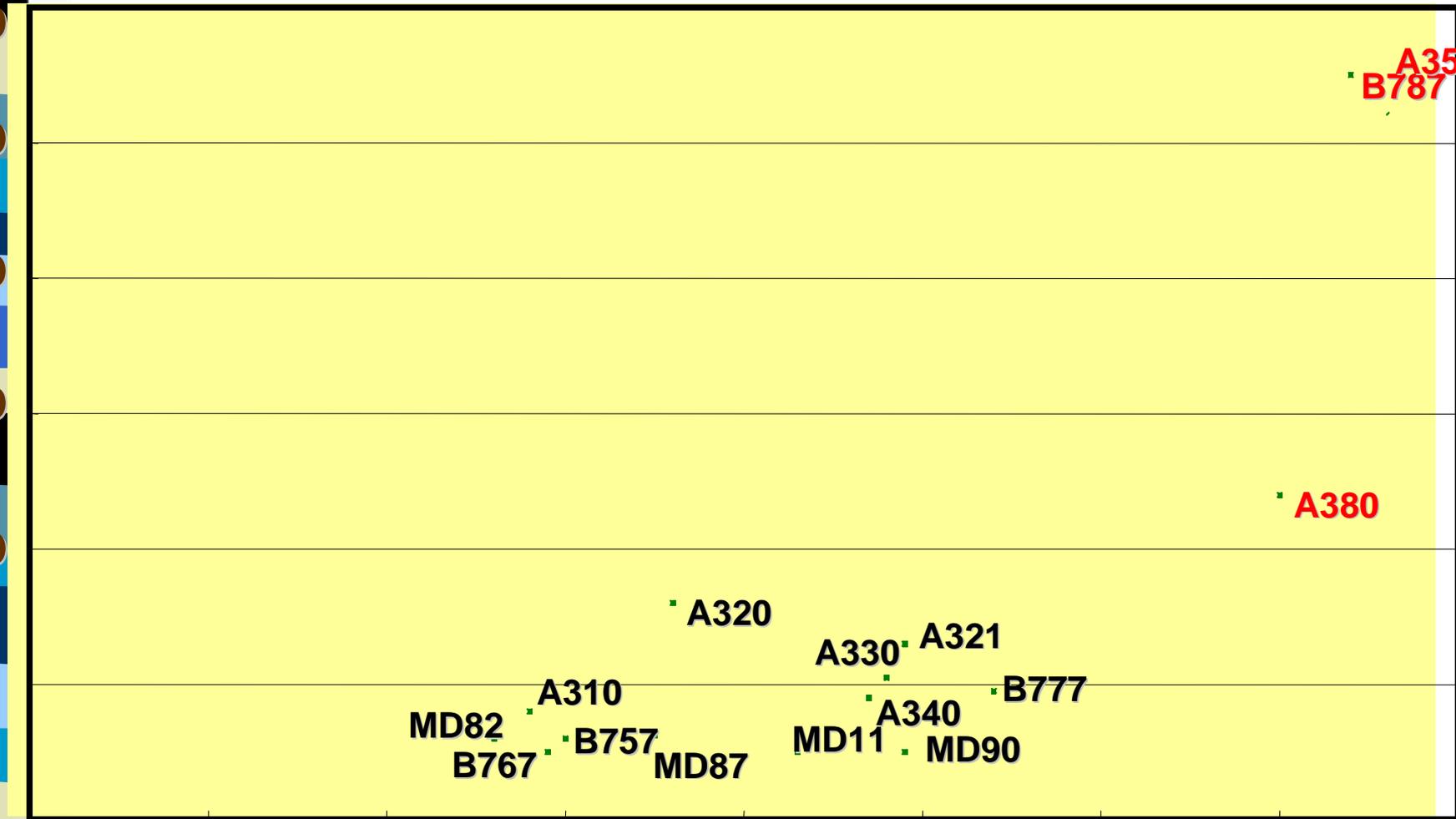
50

40

30

20

0



1970

1975

1980

1985

1990

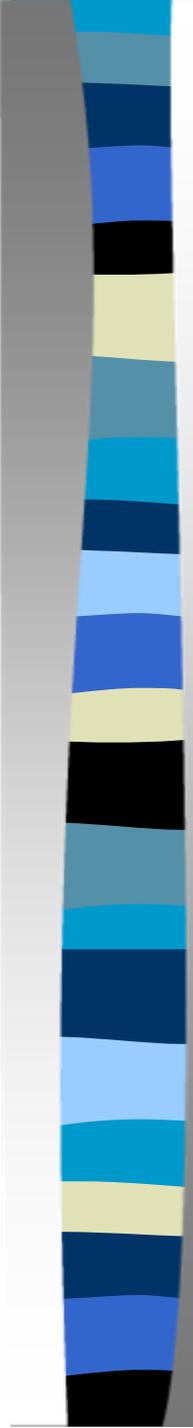
1995

2000

2005

2010

年份



民用复合材料结构的应用

对所有领域的碳纤维复合材料应用，虽然有高性能要求的主承力结构是主攻方向，但考虑到用户存在的疑虑，在推广中一定要有耐心。飞机复合材料结构的推广途径同样适用于民用结构。由于飞机复合材料结构应用从设计到制造已提供了良好的基础，从非承力构件到主承力构件的应用时间可以大大缩短（例如**5~10**年）

先进复合材料性能特点

材料与结构同时形成

与金属结构不同，复合材料与其结构是同时形成的，因此其材料性能与结构制造厂商的成形工艺密切相关，确定材料许用值时试样的制造必须考虑结构的制造工艺。同样由于材料性能与制造工艺的密切相关，使得已通过合格鉴定/适航审定复合材料结构所用材料/工艺的任何变化都有可能对结构性能带来变化，为减少由此带来的重新进行合格鉴定/适航审定所需时间与费用，材料/工艺变化的等同性评定成了复合材料性能表征的重要组成部分。

**复合材料力学性能表征远比金属及传统的玻璃钢
复杂且工作量大**

先进复合材料性能特点

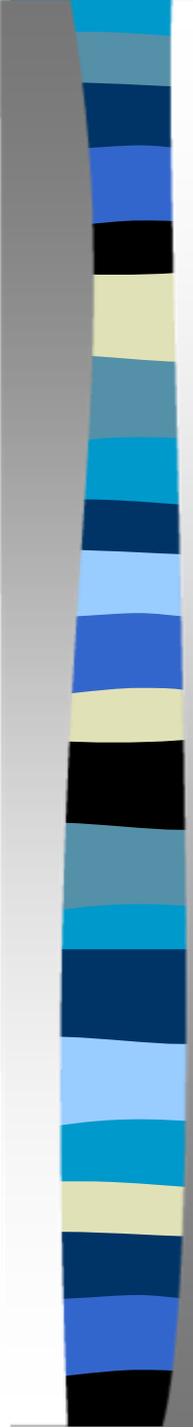
比强度与比刚度

碳纤维复合材料以碳纤维/环氧树脂为代表，它具有高的比强度 (σ_b/ρ) 和比刚度 (E/ρ)，与玻璃钢相比，最大的优势是比刚度，因此才能作为飞机结构的主要材料，并能大幅度减重。

利用比刚度大来实现减重

常用结构材料的性能比较

材料体系		拉伸强度 (MPa)	拉伸模量 (GPa)	密度 (g/cm ³)	比强度 MPa/ (g/cm ³)	比刚度 GPa/ (g/cm ³)
铝合金		420	72	2.8	151	26
钢(结构用)		1 200	206	7.8	153	26
钛合金		1 000	117	4.5	222	26
SMC		100	10	1.9	53	5.3
LFT		200	14	1.4	146	10
玻璃纤维/聚酯复合材料 (树脂含量 50%)	单向板	1 245	48	2.0	623	24
	织物	550	22		275	11
T300 碳纤维/环氧树脂 (树脂含量 40%)	单向板	1 760	130	1.6	1 100	81
	结构铺层	810	60		506	38
T800 碳纤维/环氧树脂 (树脂含量 40%)	单向板	2 950	154	1.6	1 844	96
	结构铺层	1360	71		850	44



先进复合材料性能特点

薄弱的层间和面外性能

目前主要使用层压复合材料结构，其层间和面外性能主要取决于基体性能，成为复合材料结构的薄弱环节，也因此带来了复合材料力学性能表征的特殊要求。

尽量避免使复合材料结构承受面外载荷

先进复合材料性能特点

主要的缺陷/损伤类型

裂纹是金属结构的主要损伤形式

碳纤维复合材料结构的关键缺陷/损伤形式是界面脱胶、分层和低能量(特别是低速)外来物产生的冲击损伤

冲击损伤成为复合材料结构设计的关键

先进复合材料性能特点

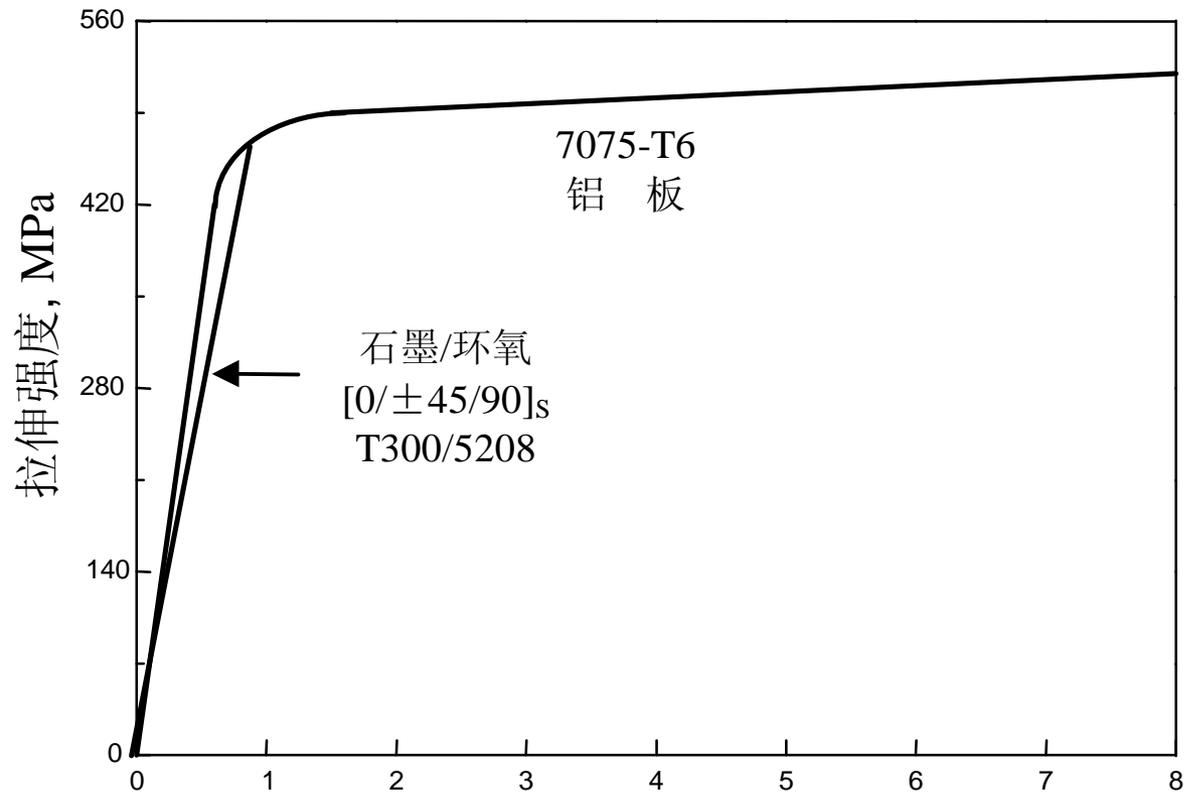
静强度缺口敏感性

复合材料的静强度缺口敏感性远高于金属

金属一般都具有屈服阶段，而复合材料往往直至破坏其应力-应变曲线仍呈现线性

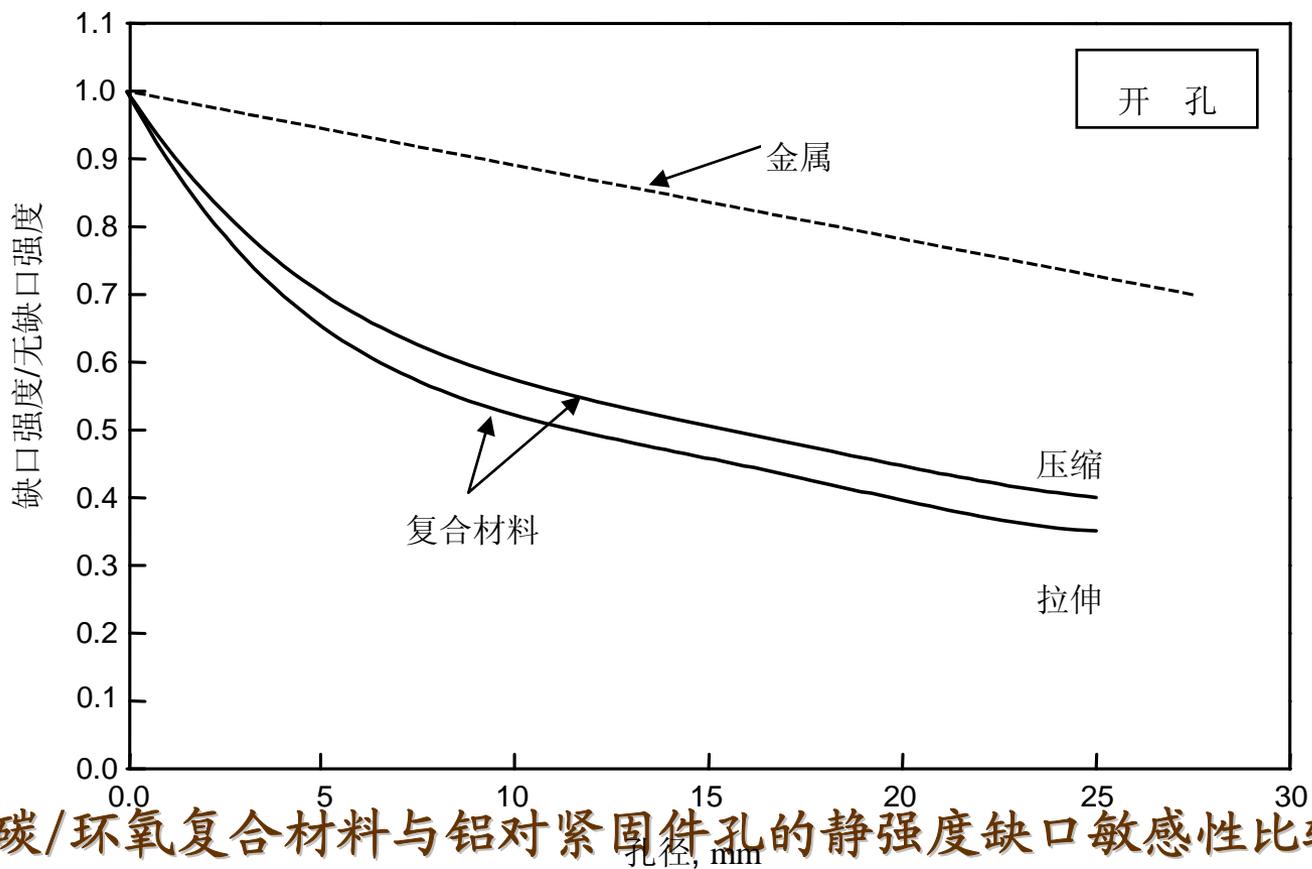
复合材料结构连接设计不能采用传统的金属结构连接设计方法

先进复合材料性能特点



碳/环氧与铝的拉伸应力-应变曲线比较

先进复合材料性能特点



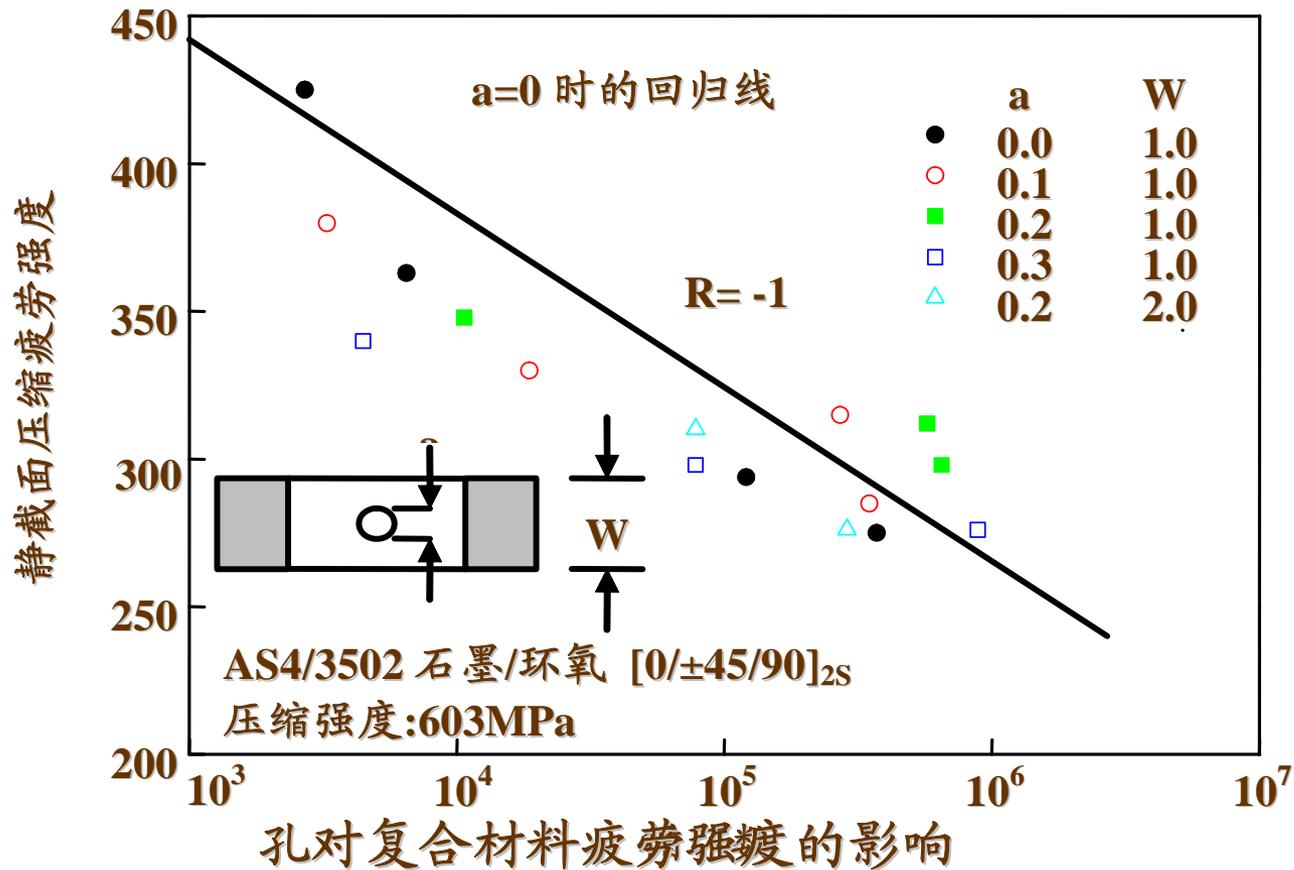
先进复合材料性能特点

疲劳缺口敏感性

复合材料的疲劳缺口敏感性远低于金属，其疲劳缺口系数(一定循环次数下，无缺口试件疲劳强度与含缺口疲劳强度之比)远小于静应力集中系数，并且在中长寿命情况下接近于1

疲劳不是复合材料结构的主要烦恼

先进复合材料性能特点



先进复合材料性能特点

优异的抗疲劳性能

金属对疲劳一般比较敏感，特别是含缺口结构受拉-拉疲劳时，其疲劳强度会急剧下降，但复合材料一般都显示有优良的疲劳性能。对于常用的纤维控制的多向层压板，在拉-拉疲劳下，它能在最大应力为80%极限拉伸强度的载荷下经受 10^6 次循环。在拉-压或压-压疲劳下，其疲劳强度略低一些，但 10^6 次对应的疲劳强度均不低于相应静强度的50%

注意：玻璃纤维复合材料的疲劳性能不如碳纤维复合材料

**疲劳不是复合材料结构的主要烦恼，是静力覆盖
疲劳的原因之一**

先进复合材料性能特点

损伤扩展性能

复合材料结构主要考虑冲击损伤和分层，因此其损伤扩展性能主要指冲击损伤和分层在疲劳载荷下的扩展性能

一般很难观察到它们在疲劳下的扩展，即使出现损伤扩展，也往往出现在寿命后期，通常呈现“突然死亡”现象

很难确定其扩展规律。

复合材料结构必须采用损伤无扩展设计概念

先进复合材料性能特点

刚度降

金属结构，一般不考虑由疲劳载荷引起的刚度变化

复合材料结构，有时需要考虑，特别是承受高周疲劳的旋转部件(如旋翼桨叶、风机叶片等)，需要加以考虑。

承受高周疲劳的部件必须考虑

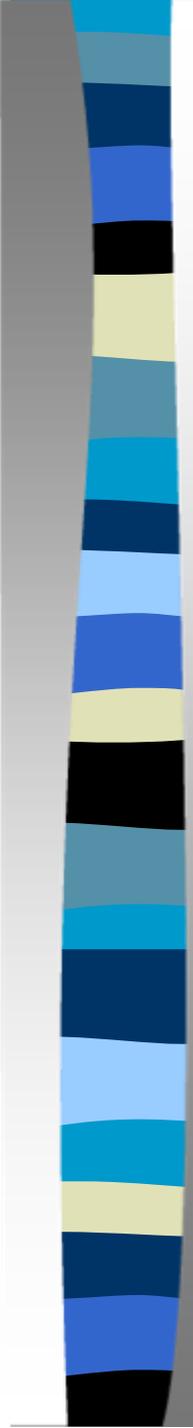
先进复合材料性能特点

湿热环境影响

除了极高的温度，一般不考虑湿热对金属强度的影响

复合材料结构则必须考虑湿热环境的联合作用。这是因为复合材料的基体通常为高分子材料，湿热的联合作用会降低其玻璃化转变温度，从而引起与基体密切相关的力学性能，如压缩、剪切、挤压强度等的明显下降

复合材料力学性能表征的特点，静强度验证必须考虑验证结构吸湿后的强度降低

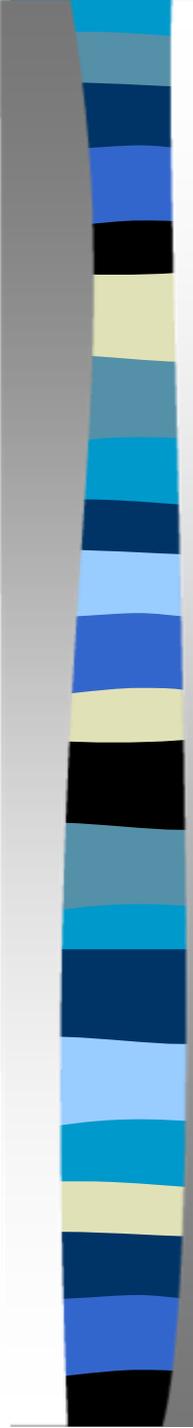


先进复合材料性能特点

优异的抗腐蚀性能

金属结构腐蚀是严重的问题，而复合材料结构通常有良好的抗腐蚀性能

复合材料结构的突出优势之一



先进复合材料性能特点

对冲击的敏感性

金属结构一般不考虑冲击（特别是低速冲击）引起的内部损伤

对复合材料而言，其抗冲击，特别是抗低速冲击的能力是材料研制和结构设计的关键

使用复合材料结构的最大障碍之一

先进复合材料性能特点

分散性

复合材料静强度和疲劳强度的分散性均高于金属，特别是疲劳强度尤为突出

复合材料力学性能表征的必须采用多批次采样和专用的分析软件进行统计处理

先进复合材料性能特点

导电性

金属有着良好的导电性，复合材料的导电性则差得多。因此复合材料结构设计必须有专门的防雷击措施，油箱部位要有专门的防静电设计，同时对安装大量仪器仪表的设备舱和雷达罩，要进行特殊的电磁相容性设计

复合材料结构必须考虑防雷击设计

先进复合材料结构设计要点

- 选材
- 材料、工艺和设计人员从设计开始必须密切配合
- 许用值和设计值
- 结构设计包括铺层与结构设计两部分
- 铺层设计以充分发挥碳纤维高弹性模量的优点
- 整体化设计以充分发挥复合材料一体化成形的优势
- 凡涉及破坏的内容均不同于金属，如连接、疲劳和损伤容限等
- 结构完整性验证

先进复合材料结构设计要点

- 《复合材料结构设计手册》（航空工业出版社，2001）
- 《复合材料飞机结构强度设计与验证概论》（上海交通大学出版社，2012）
- 《复合材料连接》（上海交通大学出版社，2012）
- GJB 67.14-2008 《军用飞机结构强度规范——复合材料结构分册》
- FAA AC 20-107B 《复合材料飞机结构》（2009）

选材

- 必须考虑工作温度（取决于湿态玻璃化转变温度）
- 材料体系与制造结构件时采用的工艺（热压罐、RTM、RFI、VARI或真空导入等）密切相关

设计、制造和用户的关系

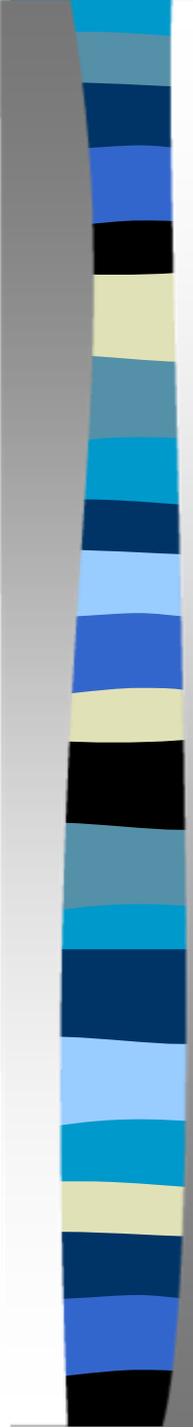
- 必须从设计一开始，就将设计、制造和用户三方组成密切紧密合作的团队

许用值和设计值

AC 20-107B 复合材料飞机结构（2009）

许用值(Allowables): 在概率基础上（如分别具有99%概率和95%置信度，与90%概率和95%置信度的A或B基准值），由层压板或单层级的试验数据确定的材料值。导出这些值要求的数据量由所需的统计意义（或基准）决定。

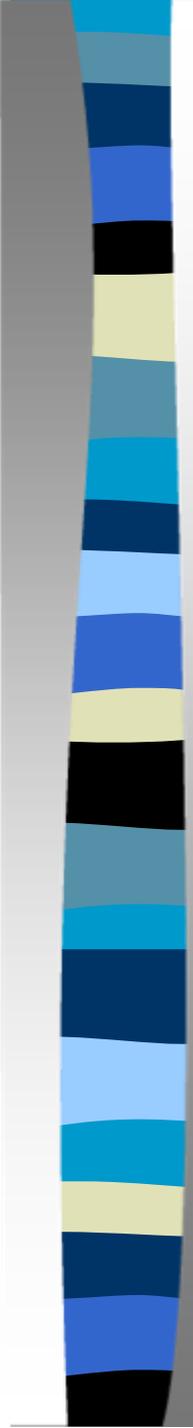
设计值(Design Value): 为保证整个结构的完整性具有高置信度，由试验数据确定并被选用的材料、结构元件和结构细节的性能。这些值通常基于为考虑实际结构状态而经过修正的许用值，并用于分析计算安全裕度。



许用值和设计值

许用值包括材料许用值和设计许用值两部分

在承认初始缺陷/损伤对结构静强度有明显影响的基础上建立设计值

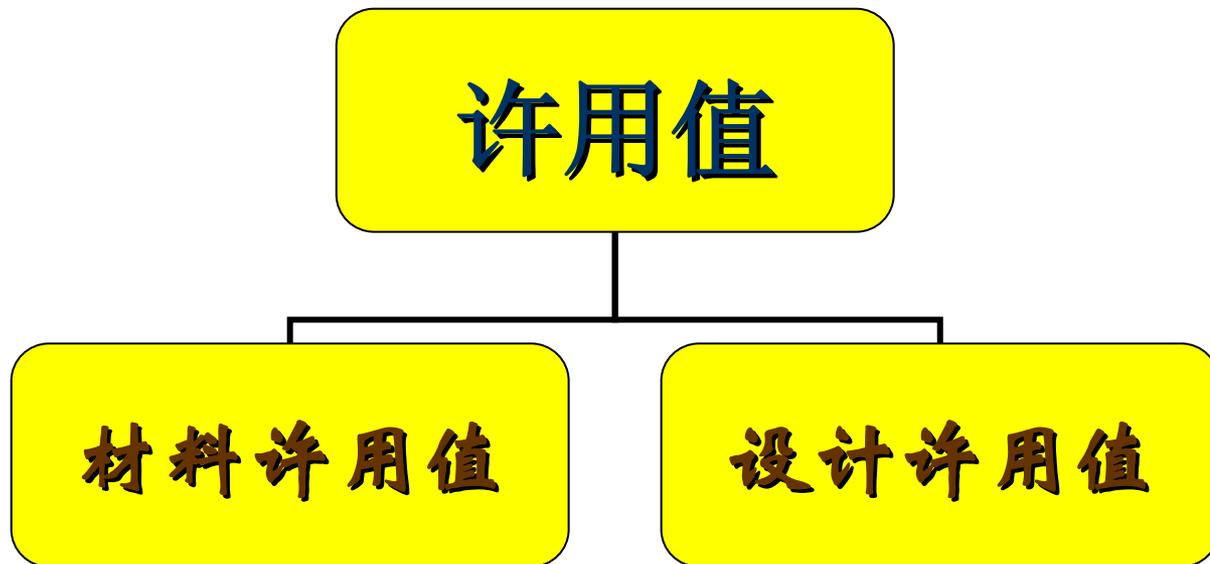


许用值和设计值

结构完整性的定义为：“影响飞机安全使用和成本费用的机体结构的强度、刚度、损伤容限、耐久性和功能的总称。”

由于复合材料的特殊性，特别是其独特的破坏机理，其结构完整性的具体要求很多都不同于金属结构。

许用值和设计值

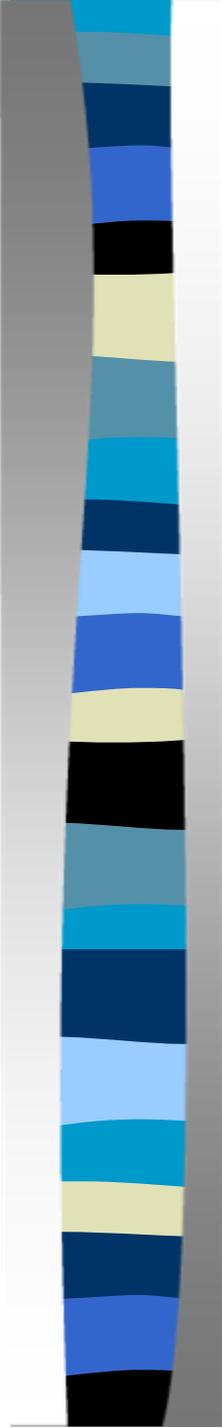


材料许用值

材料许用值应包括不同吸湿与温度条件组合（具体的组合取决于结构设计的要求）的单层级层压板下列性能：

- a) 0° （或经向）和 90° （或纬向）拉伸弹性模量和强度；
- b) 0° （或经向）和 90° （或纬向）压缩弹性模量和强度；
- c) 主泊松比；
- d) 纵横（面内）剪切弹性模量和强度。

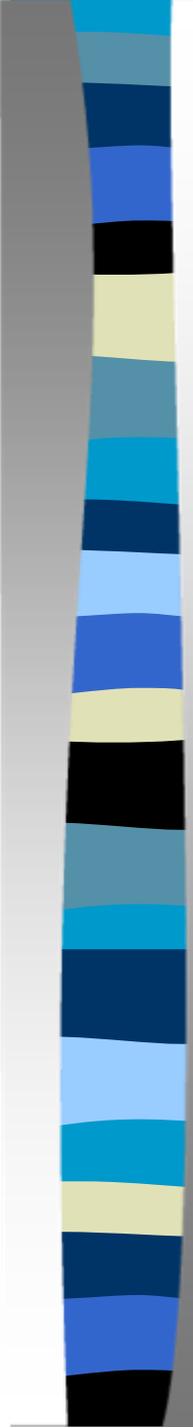
上述性能中 0° （或经向）与 90° （或纬向）拉伸、压缩强度、纵横剪切强度通常取**B-基准值**，弹性模量和主泊松比取**平均值**。



设计许用值

设计许用值包括:

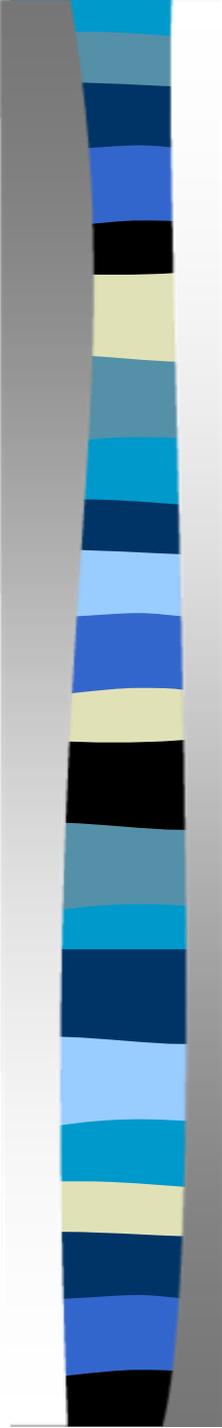
- 典型铺层无缺口层压板力学性能
- 典型铺层含缺口层压板拉伸和压缩强度
- (某种程度上) 典型铺层含冲击损伤层压板压缩强度和
- 典型铺层层压板挤压强度;
- 其他



美国军用手册MIL-HDBK-17

《复合材料的圣经》

- 美国和欧洲复合材料30多年来研究、设计和使用经验的全面总结
- 美国陆海空三军、NASA（美国国家航空和宇宙航行局），FAA（美国民航管理局）及工业界应用复合材料及其结构的最具权威的指导文件

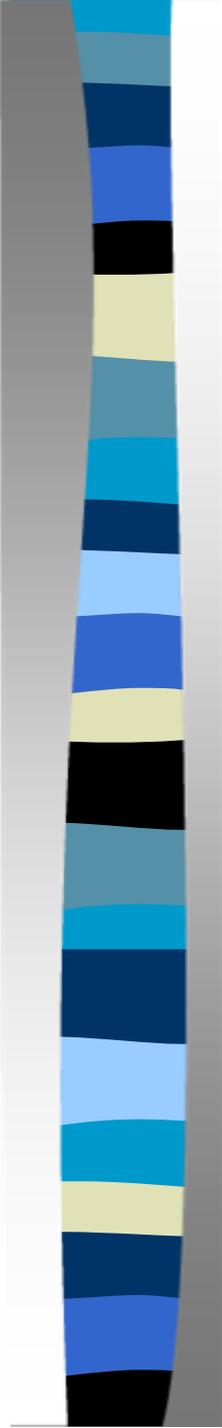


美国军用手册MIL-HDBK-17

1970年以来经过6次修订

最新版本MIL-HDBK-17F

(2002年6月17日颁布)



美国军用手册MIL-HDBK-17

第1卷 《聚合物基复合材料结构材料表征指南》

第2卷 《聚合物基复合材料性能》

第3卷 《聚合物基复合材料的应用、设计和分析》

第4卷 《金属基复合材料》

第5卷 《陶瓷基复合材料》

Future milestones for Composite Safety & Certification Policy, Guidance & Training

Release CMH-17 Revision G

- *Advances in statistics, test methods and data reduction protocol*
- *Major Volume 3 re-organization*
- *New Volume 6 (Sandwich)*
- *New certification & compliance chapter*
- *New crashworthiness chapter*
- *New safety management chapter*
- *Updates to damage tolerance & maintenance*

Implement Composite Maintenance Awareness Course

High Energy Blunt Impact Awareness

Release AC 20-107B (Composite Aircraft Structure)

NCAMP shared databases and specifications (CMH-17, SAE AMS)

Additional composite maintenance guidance

Composite damage tolerance guidance & policy

Guidance for new material and processes

Crashworthiness AC

2008	2009	2010	2011	2012
------	------	------	------	------

复合材料与金属性能表征

金属

- 数据量少
- 由材料供应商提供，一种材料一个规范
- 性能数据不受结构件制造商影响
- 材料规范和性能数据可共享
- 材料定型后一般不会出现材料的变化

复合材料

- 项目繁多，数据量大
- 受制造厂商工艺条件影响，设计用数据只能由结构件制造厂商提供
- 一种材料体系有多种规范
- 材料规范和性能数据是制造厂商的专利
- 在结构件生产过程中会经常遇到材料/工艺变化，原则上必须重新制订材料规范，并重新建立性能数据库

AC20-107B

《复合材料飞机结构》

在某些情况中，材料和工艺信息可以成为整个工业界可接受的共享数据库的一部分。已获鉴定共享数据库的新用户必须正确使用相关标准(或规范)来控制有关材料和工艺，并通过进行关键性能等同性取样试验，来验证该用户的认知水平。

NCAMP简介

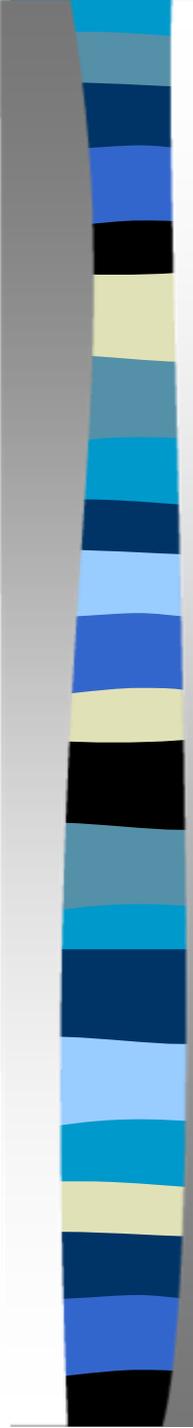
- 美国 NASA、工业界和 FAA 于 1995~2001 年实施 AGATE (the Advanced General Aviation Transport Experiments——先进通用航空运输实验) 计划，开始研发复合材料性能共享数据库程序，建立用于通用飞机的低成本新技术、行业标准和认证方法，建立共用数据库，并已被 FAA 接受。
- AGATE 程序比传统的程序更有效率，并已鉴定了几种材料体系，同时 FAA 也直接参与了每一种材料的鉴定程序。迄今通用航空工业界一直在采用 AGATE 程序。

NCAMP简介

- 2005年NASA赞助建立了国家先进材料性能中心，开始了**NCAMP计划**，以进一步完善AGATE程序，使其长期存在，为整个航宇工业服务。
- 从1995年至2008年已有**超过50种材料**鉴定和等同性计划采用了由FAA直接监督的AGATE程序，目前**还有22种材料体系**正在鉴定过程中。
- AGATE程序对通用航空工业建立共享复合材料性能数据库已成为常规和标准的程序。所有的材料性能数据均按CMH-17的要求生成，并将在CMH-17的Vol. 2中发布。

NCAMP简介

- 2008年初，FAA、CMH-17领导层、SAE和NCAMP开始讨论研发更精简和协调程序的长期目标，类似于金属材料工业界已有的MMPDS共享材料许用值，使得该程序能易于使用和存取复合材料许用值。
- 目前提出的方法类似于AGATE程序，FAA正在审查NCAMP方法，以便使得潜在的宇航工业界用户可以放心使用NCAMP提供的数据，因为它是FAA所接受的。
- 为使NCAMP数据被FAA接受，用户要按NCAMP制订的等同性评定程序证明能生产与发布的数据一致的材料。



2006年选择了下列材料体系开始了NCAMP共享数据库的建立:

- **Cytec Cycom 5215 (包括T40-800UD Gr 145 RC 33%, T650 6K 5HS RC 36%和T650 3K PW RC 38%) ;**
- **Cytec Cycom5250-4 (包括T650 UD Gr 145 32%RC, T650 6K 5HS 35% RC) ;**
- **Hexcel 8552 (包括AS4 UD 190 gsm 35%RC, 固化后单层厚度7.4 mils, IM7 UD 190 gsm 35%RC 固化后单层厚度7.3 mils, AS4 plain weave fabric at 193 gsm 38%RC, 固化后单层厚度7.95 mils)**
- **ACG MTM 45-1 (G30-500 193 gsm3K plain weave fabric 36%RC, G30-500 145 gsm uni32%RC, 6781 S-2 glass 35%RC)**
- **Toray 2510**

后面两种材料体系是继承AGATE程序的成果, Hexcel 8552系列的NCAMP数据已于2011年7月发布, 其余材料体系的数据也即将发布。

NCAMP 成员

- AAR
- Advanced Composites Group
- Air Force Research Laboratory
- Airbus
- Albany Engineered Composites
- Army Research Lab
- ASTM International
- ATK Space Systems
- B/E Aerospace
- Bell Helicopter Textron
- Boeing Helicopter
- Bombardier
- Burnham Composites
- Cessna Aircraft Company
- Cirrus Design Corporation
- Composite Material Handbook 17
- Comtek Advanced Structures
- Cytec
- Diamond Aircraft
- Embraer
- Epic Aircraft
- Eurocopter
- European Aeronautic Defense and Space Company
- Excelnet
- FAA
- Fuji Heavy Industries
- GE Aviation
- General Atomics
- GKN Aerospace
- Goodrich Corporation
- Gulfstream Aerospace Corporation
- Gurit
- Hawker Beechcraft Corporation
- Henkel
- Hexcel Corporation
- Israel Aerospace Industries
- J.D. Lincoln
- Japan Aerospace Exploration Agency
- Kaneka Corporation
- Kawasaki Heavy Industries
- Lewcote Corporation
- Liberty Aerospace
- Lockheed Martin
- Magellan Aerospace Corporation
- Maverick Corporation
- Mitsubishi Heavy Industries
- (Navair)
- Nadcap
- Naval Air Systems Command
- Nelcote Advanced Composite Prepregs
- Newport Corporation
- Northrop Grumman Corporation
- Performance Review Institute
- Piper Aircraft
- Pratt & Whitney
- Quickstep Technologies
- Renegade Materials Corporation
- Rocky Mountain Composites
- SAE International
- Scaled Composites
- Sikorsky Aircraft
- Spirit AeroSystems
- Stork Fokker
- Subaru
- TenCate
- The Nordam Group
- Toho Tenax
- Toray Composites America
- Toyota Aircraft
- Vought Aircraft Industries



BOMBARDIER



AIRBUS



TOYOTA



Gulfstream

ATK SPACE SYSTEMS



FiberCote

CYTEC
Technology ahead of its time™



TORAY



SUBARU
Fuji Heavy Industries



NORTHROP GRUMMAN



MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.



Raytheon



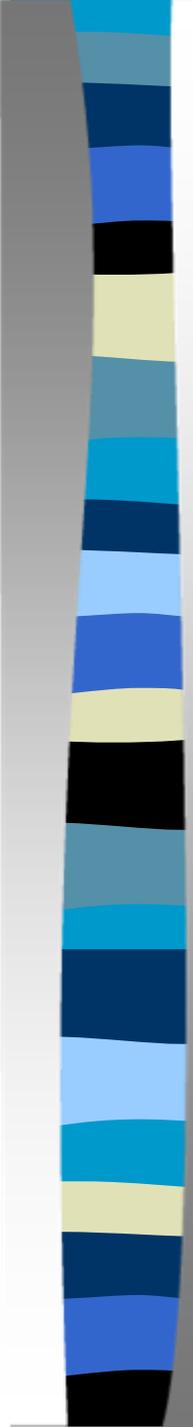
Kawasaki
Kawasaki Heavy Industries



SAE International

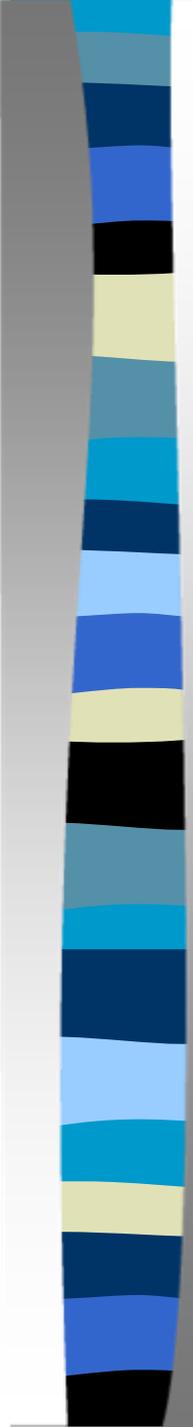
Rocky Mountain Composites





铺层设计和结构设计

铺层设计和组件整体化设计是碳纤维复合材料结构突出的、有特色的结构设计概念

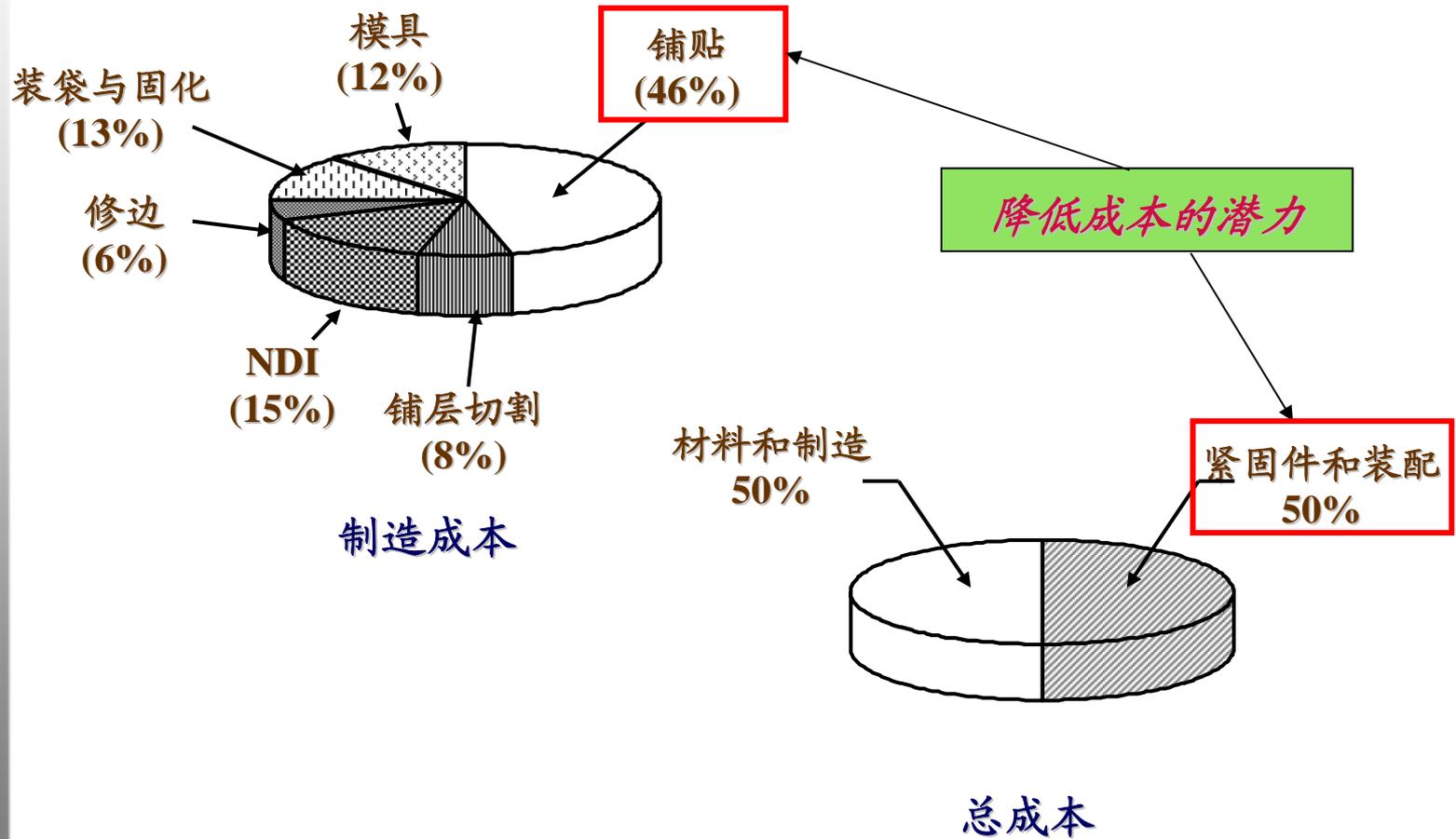


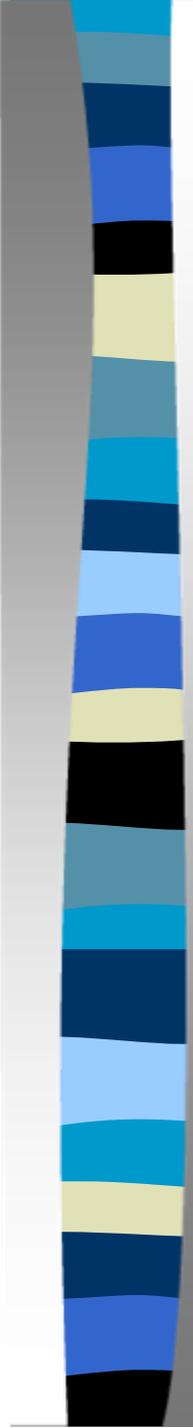
铺层设计

铺层设计包括按载荷分量布置纤维取向，以最大限度地利用纤维承载的方向性和利用铺层“剪裁”设计获得结构所需的刚度特性，特别是独特的耦合刚度

铺层设计是复合材料性能可设计性的体现

复合材料制件的成本构成





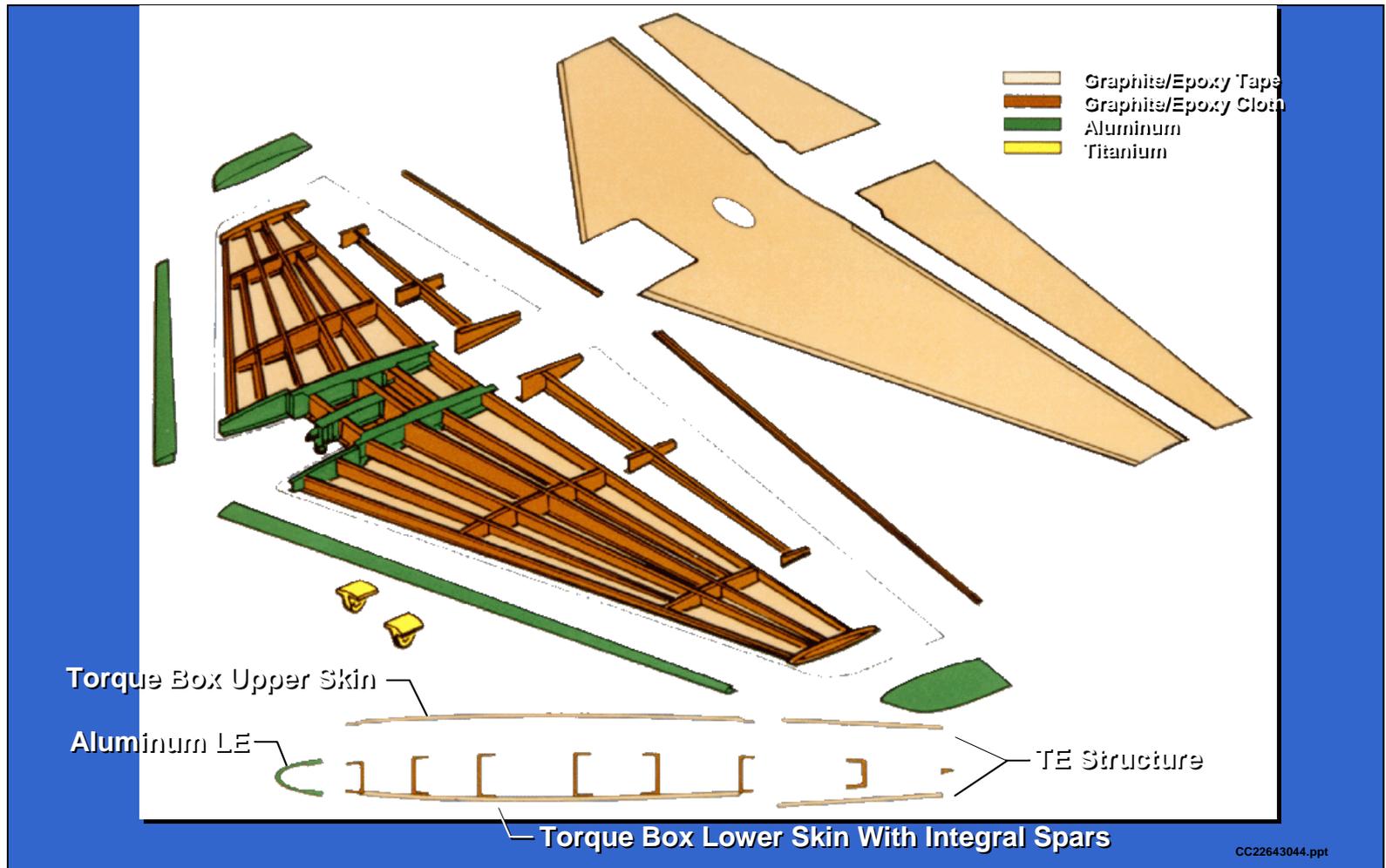
结构整体化设计

组件整体化设计是将若干个零件设计成一个较大的整体件，可以大大减少零件数量，减少连接件和连接过渡区附加重量、减少装配，是减轻结构重量、降低成本的有效技术途径。

整体化设计中，将保持纤维传力路线连续性的结构整体受力布局设计与充分利用复合材料固化成形工艺特点和工艺方法的有机结合，是提高结构整体化程度的关键

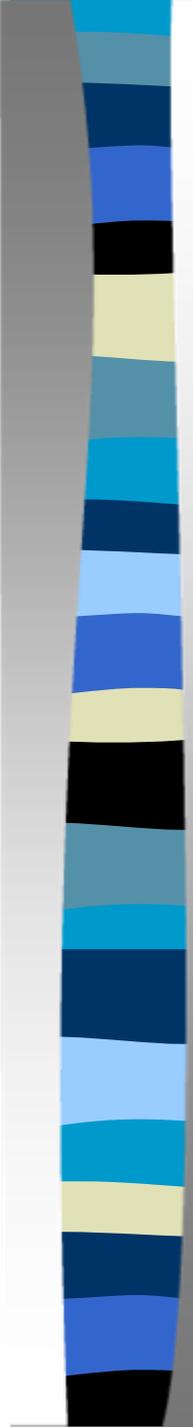
降低成本的途径

整体化结构降低装配成本



C-17 复合材料水平安定面





C-17的水平安定面于1994年重新设计，从第51架C-17开始，由原来的7150-T77合金改成金属与AS4/环氧的混合结构，使复合材料用于次承力结构，减重20%（213kg），零件减少90%（2000个），紧固件减少80%（42000个），工装减少70%，成本降低50%。



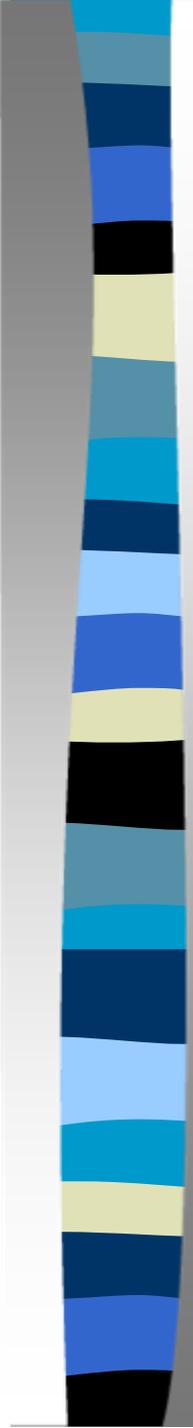
波音787复材机身段的制造技术

省去1500块铝合金板料零件，和4-5万个连接件，维修成本节省30%，装配工时大幅度降低

结构设计技术

凡与破坏机理有关的设计技术均与金属结构不同，包括：

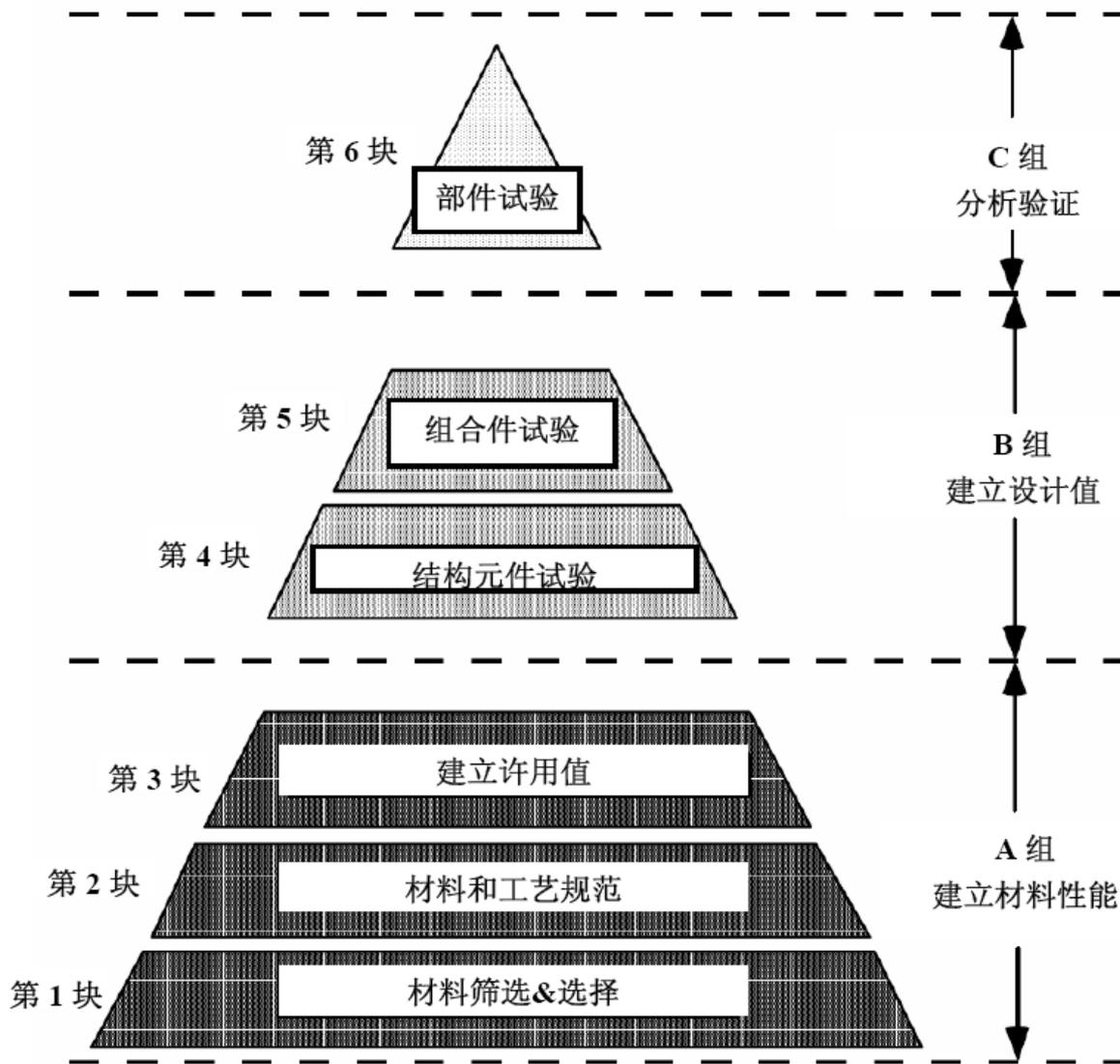
- 静强度设计必须必须考虑初始缺陷/损伤（特别是目视勉强可见冲击损伤）的存在和湿热引起的强度降
- 机械连接设计技术（静强度的缺口敏感性）
- 疲劳设计——静力覆盖疲劳，基本上是无寿命（疲劳对应力集中不敏感）
- 薄蒙皮结构的损伤阻抗考虑
- 损伤容限设计重点是冲击损伤（不是疲劳裂纹），采用损伤无扩展设计概念
- 优异的耐腐蚀和抗老化性能
- 必须考虑防雷击设计
- 与钢、铝的电化学腐蚀考虑

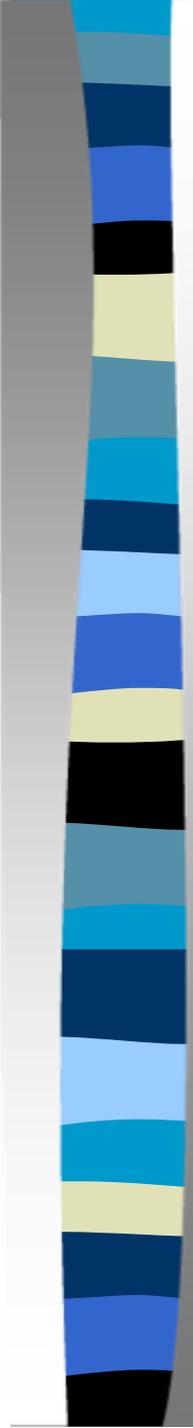


结构设计验证方法

以积木式验证试验为基础的结构验证方法

积木式设计验证试验





积木式验证试验方法

复合材料结构缺乏成熟的分析方法和足够的设计与使用经验，复合材料结构完整性采用全尺寸部件和必要的试样、元件、组合件相结合的多层次设计验证试验方法来保证。



诚实守信