

<<复合材料飞机结构强度设计与验证概论>>

图书基本信息

书名：<<复合材料飞机结构强度设计与验证概论>>

13位ISBN编号：9787313079602

10位ISBN编号：7313079605

出版时间：2011-12

出版时间：上海交通大学出版社

作者：沈真，张晓晶 编著

页数：288

字数：388000

版权说明：本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问：<http://www.tushu007.com>

## <<复合材料飞机结构强度设计与验证概论>>

### 内容概要

《复合材料飞机结构强度设计与验证概论》基于国内外飞机复合材料结构强度设计与验证方面的经验教训和作者沈真30年来在该领域的研究成果和经验总结，通过对复合材料与金属在力学性能等方面的差别分析，系统总结了飞机复合材料结构强度设计与验证的六大特点，给出了复合材料许用值和设计值的确定方法，阐述了飞机复合材料结构强度设计要求和验证方法。

为便于读者有效地使用本书，作者在相关章节内对有关知识和文献以章内附录的形式给出。此外，本书还带有两个附录：材料力学性能表征和咨询通报AC 20107B复合材料飞机结构（译稿）。

《复合材料飞机结构强度设计与验证概论》适用于飞机结构专业的研究生和从事复合材料飞机结构设计的技术人员，也可供其他领域复合材料结构设计人员参考。

# <<复合材料飞机结构强度设计与验证概论>>

## 书籍目录

### 1 总论

#### 1.1 概述

#### 1.2 复合材料的发展及其在飞机结构中的应用

##### 1.2.1 复合材料的发展概况

##### 1.2.2 复合材料在飞机结构中的应用

#### 1.3 复合材料结构的特点

##### 1.3.1 结构性能方面

##### 1.3.2 制造工艺方面

#### 1.4 复合材料结构的成本

##### 1.4.1 材料

##### 1.4.2 制造技术

##### 1.4.3 整体化设计与制造技术

##### 1.4.4 充分利用复合材料优异的抗疲劳和耐腐蚀性能

#### 参考文献

### 2 强度设计要点和特点

#### 2.1 飞机复合材料结构设计规范的演变

##### 2.1.1 军机复合材料结构设计规范的发展

##### 2.1.2 民机复合材料结构适航文件的发展

#### 2.2 复合材料结构设计要点

##### 2.2.1 设计特点

##### 2.2.2 设计-分析-制造优化途径

##### 2.2.3 应避免的问题

##### 2.2.4 适航审定

##### 2.2.5 整体化结构的设计流程

#### 2.3 复合材料结构强度设计要点

##### 2.3.1 材料/工艺

##### 2.3.2 许用值和设计值

##### 2.3.3 静强度设计

##### 2.3.4 耐久性

##### 2.3.5 损伤容限

##### 2.3.6 验证试验

##### 2.3.7 结论

#### 参考文献

### 3 许用值和设计值

### 4 静强度设计与验证

### 5 耐久性设计与验证

### 6 损伤容限设计与验证

### 7 积木式结构设计验证试验

### 8 全尺寸复合材料结构验证试验

### 附录A 材料力学性能表征

### 附录B 咨询通报AC 20 - 107B 复合材料飞机结构

## &lt;&lt;复合材料飞机结构强度设计与验证概论&gt;&gt;

## 章节摘录

版权页：构，采用的是“等代设计”，考虑到当时缺乏复合材料结构的设计经验和使用经验，而最差的设计是采用准各向同性的铺层，仅靠密度的差别也可达到减重的目的，但这时要求其设计值（应变）应与金属相当。

由于垂尾采用刚度设计，即在设计极限载荷下其最大应力不能超过屈服强度，对铝来说其对应的应变约为4000，因此取4 000  $\mu$  作为设计值。

当然还要进一步做试验来证实其满足了完整性要求。

3.4.2 20世纪70~80年代的研究概况 20世纪70年代国外开始将复合材料大量用于飞机结构，在军机的应用方面主要体现在将它用于机翼等主要承力构件，在民机的应用方面则是开始从操纵面推广到用于尾翼安定面这类次承力构件。

随着应用的扩大，如何确定设计值的问题便成了突出的技术关键。

由于缺乏设计和使用经验，各公司在进行研究时，都对可能影响结构完整性的各种因素进行普遍的研究。

麦克唐纳公司在确定F—18和AV—88复合材料机翼设计值的过程中所做的研究是其中的一个典型例子。

根据金属结构的经验，结构的薄弱环节主要是紧固件孔边这类的应力集中处，因此他们的研究主要采用带典型紧固件孔的试样，即首先用足够数量的含孔试件来确定其基准状态（室温干态）的强度性能分布函数 $f(\quad)$ ，并用统计分析方法得到这种状态的平均值  $b$ 和许用值  $h$ 。

再用附加的试验来确定环境、紧固件挤压应力、偏轴和双轴加载的影响，得出对压缩最严重的环境条件是湿热，而对拉伸则是干冷，并得到每一种环境条件下的平均值  $e$ 。

用基准状态许用值  $b$ 减去两种状态（基准状态与严重的环境状态）平均值之差，就可得到严重状态许用值  $e$ ，以此为基础最初选定的压缩设计值为5000  $\mu$ ，拉伸设计值为3000  $\mu$ ，进一步研究后拉伸设计值提高为4000  $\mu$ 。

由于当时对冲击损伤还缺乏认识，在这一研究中未予考虑。

在后来的受弯盒段试验时，当上蒙皮含冲击损伤时，其破坏应变仅3 500  $\mu$ ，因此最后压缩设计值降为4000  $\mu$ 。

洛克希德公司（Lockheed Corporation）根据NASA赞助的ACEE（飞机能效）计划，系统地对于L—101 1副翼和垂尾的T300 / 5208的设计值进行了研究。

他们用2000多个试件全面研究了各种因素（包括缺口和环境）的影响。

第一步他们用单向板的拉、压试验结果，通过层压板理论和强度准则得到无缺口层压板的强度。

## <<复合材料飞机结构强度设计与验证概论>>

### 编辑推荐

《复合材料飞机结构强度设计与验证概论》适用于飞机结构专业的研究生和从事复合材料飞机结构设计的技术人员，也可供其他领域复合材料结构设计人员参考。

版权说明

本站所提供下载的PDF图书仅提供预览和简介，请支持正版图书。

更多资源请访问:<http://www.tushu007.com>