

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

图书基本信息

书名：<<大飞机复合材料结构设计导论>>

13位ISBN编号：9787802432932

10位ISBN编号：7802432936

出版时间：2009-12

出版时间：杨乃宾、梁伟 航空工业出版社 (2009-12出版)

作者：杨乃奎，梁伟 著

页数：167

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>

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

前言

先进复合材料（以聚合物基碳纤维复合材料为代表）在新一代大型民用飞机（民机）机体结构上已成功应用到尾翼、机翼、中央翼盒、机身等主承力结构，用量已达到机体结构重量的50%，取得了明显的减重效果，延长了机体寿命和检修间隔，降低了使用成本。

这不仅说明复合材料大型复杂主承力结构设计、制造、检测、修理、维护等关键技术已经突破，而且标志着先进复合材料正在取代传统轻合金结构材料（以铝合金为代表）成为大型民用飞机机体结构的首选材料。

新一代大型民用飞机复合材料机体结构技术主要目的是减轻结构重量，改善性能，实现安全性、经济性、舒适性和环保性的综合性能优化。

复合材料机体结构从翼面结构过渡到机身结构是复合材料结构技术的跨越式发展。

复合材料结构冲击损伤容限设计、设计/制造一体化、大型复杂结构件固化成形和部件自动化制造、结构状态监控（健康监控）、无损检测和维修等方面的最新研究成果，以及相关新技术、新方法在机体结构上得到了成功应用。

中模量高强（IMS）碳纤维、180°C固化环氧复合材料、预浸料/热压罐或纤维自动铺放、自动铺带/热压罐成形工艺仍是民用飞机大型主结构采用的主要材料和成形工艺。

液体成形工艺中的RFI（树脂膜熔浸）工艺，在个别结构件上得到了成功应用。

而相对预浸料/热压罐成形工艺而言，称为“低成本”工艺的RTM（树脂传递模塑）工艺多在次承力构件上有所应用。

编撰《大飞机复合材料结构设计导论》一书旨在对波音公司和空中客车公司新一代民机复合材料结构的先进技术和方法、使用经验和教训进行总结归纳，介绍适航符合性验证和FAA AC 20-107B（草案），并且进行可能的理论分析，形成较为全面系统完整的大型民用飞机复合材料结构设计技术的专门论述，以期抛砖引玉，为我国大型民用飞机复合材料结构研制尽一份微薄之力。

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

内容概要

《大飞机复合材料结构设计导论》以新一代大型民用飞机复合材料结构为对象，以民用飞机结构设计特点和适航要求为主线，通过波音公司和空中客车公司大飞机复合材料结构技术最新研究成果，全面、系统地论述大型民用飞机复合材料结构设计要求、设计原理和设计方法，包括尾翼、机翼、机身等部件结构设计、耐久性与损伤容限设计和油箱设计、雷电防护设计，以及复合材料结构适航符合性验证。

《大飞机复合材料结构设计导论》内容开篇即直述国外新一代民用飞机复合材料的应用和技术最新进展，不再重复叙述复合材料基础知识和手册内容。

全书内容力求概念清楚、科学严谨、全面系统、图文并茂，大量实例和插图能帮助读者了解民用飞机复合材料结构设计原理和方法以及适航特点。

阅读《大飞机复合材料结构设计导论》需具备飞机结构设计和复合材料方面的基础知识。

《大飞机复合材料结构设计导论》是一本旨在系统阐述大型民用飞机复合材料（以聚合物基碳纤维复合材料为代表）结构设计的编著。

《大飞机复合材料结构设计导论》可供航空工业飞机设计人员、其他工程技术人员和研究人员参考，也可供航空高等院校相关专业作为教材使用。

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

作者简介

杨乃宾，教授，北京航空航天大学航空科学与工程学院固体力学系教授。

自1976年起从事先进复合材料研究至今已30余载，在力学性能表征与测试、结构力学、疲劳/耐久性、损伤容限以及结构设计等方面破有造诣。

译著《复合材料疲劳》；编著《复合材料飞机结构设计》和《直升机复合材料结构设计》；编写其他手册、指南10种；10多项复合材料性能测试标准主要起草人；国内外发表学术论文30余篇；曾获航空工业部科技进步二等奖4项、三等奖1项。

梁伟，副教授，西北工业大学复合材料专业硕士学位，西安交通大学力学专业博士，清华大学固体本构与破坏力学组博士后。

2002年9月到北京航空航天大学航空科学与工程学院任教。

2008年调北京航空航天大学交通学院，任飞行器运用系主任。

目前主要研究方向：航空器结构适航符合性验证方法研究、复合材料结构损伤容限设计、高超声速飞行器热结构动力学与设计。

在国际和国内期刊和重要会议上发表论文40余篇。

中国复合材料学会第五届理事、复合材料设计应用与评价专业委员会副主任，《复合材料学报》第六届编委。

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

书籍目录

第1章 绪论1.1 大型民用飞机复合材料结构的应用1.2 民机复合材料结构技术研发历程1.2.1 复合材料飞机结构试用与航空工业认可(20世纪60年代~70年代中)1.2.2 复合材料结构应用技术与新型纤维、树脂开发(20世纪70年代中80年代末)1.2.3 复合材料主承力结构应用技术研究(20世纪80年代中~90年代)1.2.4 “可买得起”复合材料结构技术研究(20世纪90年代~至今)1.3 复合材料结构设计相关条例和规范1.4 大飞机复合材料结构设计特点1.4.1 复合材料结构设计特殊考虑1.4.2 复合材料结构并行工程设计方法1.4.3 大飞机复合材料结构设计特点1.5 复合材料结构质量保证1.5.1 复合材料结构质量保证特点1.5.2 复合材料结构质量保证计划(技术要点)1.5.3 复合材料结构质量保证计划实施与首批件检查1.6 复合材料结构成本与效益1.6.1 产品成本与性价比1.6.2 复合材料结构成本1.6.3 复合材料结构降低成本的技术途径第2章 结构设计基础2.1 结构设计概念的两大转变2.1.1 结构设计概念从金属材料到复合材料2.1.2 结构设计概念从军用飞机到民用飞机2.2 民机用复合材料2.2.1 民机对结构用复合材料的要求2.2.2 中模量高强碳纤维的研发2.2.3 碳纤维复合材料规范主要力学性能2.2.4 民机用复合材料现状分析2.3 复合材料结构积木式方法2.3.1 积木式方法基本原理和假设2.3.2 积木式方法应用2.4 材料许用值2.4.1 复合材料性能表征2.4.2 许用值定义2.4.3 材料许用值的确定方法2.5 复合材料结构设计选材2.5.1 设计选材原则2.5.2 设计选材主要考虑的材料性能2.5.3 设计选材试验矩阵2.5.4 设计选材参考2.5.5 替代材料选择(等效性评定)2.6 设计值2.6.1 设计值的定义与内涵2.6.2 设计值确定的一般原则2.6.3 设计许用应变确定参考2.7 设计分析经验2.7.1 铺层设计2.7.2 设计细节2.7.3 螺栓连接设计2.7.4 胶结连接设计2.8 制造和装配经验2.8.1 结构制造2.8.2 结构装配第3章 尾翼、机翼结构设计3.1 尾翼结构设计分析3.1.1 复合材料尾翼研制目的3.1.2 安定面结构设计要求和翼盒结构形式选择3.2 尾翼结构设计参考3.2.1 垂直安定面设计参考3.2.2 水平安定面设计参考3.3 民机机翼结构的设计方案分析3.3.1 民机机翼结构总体布局3.3.2 复合材料机翼结构设计特点3.3.3 复合材料机翼(翼盒)制造工艺特点3.4 翼面壁板气动弹性剪裁设计(简介)3.4.1 机翼气动弹性问题3.4.2 翼面壁板气动弹性剪裁设计简介3.5 民机机翼结构设计参考3.5.1 民机机翼结构设计分析3.5.2 民机复合材料机翼设计参考3.5.3 民机复合材料机翼成形工艺新技术3.6 中央翼盒结构设计3.6.1 中央翼盒的功能与结构特点3.6.2 中央翼盒(整体油箱)设计分析3.6.3 中央翼盒设计参考3.7 活动面、前缘结构设计参考3.7.1 襟翼结构设计实例3.7.2 副翼结构设计参考3.7.3 舵面结构设计3.7.4 前缘结构设计参考3.8 雷电防护设计3.8.1 雷电环境3.8.2 雷电防护设计3.8.3 静电及其防护第4章 机身结构设计4.1 机身结构特点4.1.1 机身的功用与外形4.1.2 机身载荷4.1.3 机身筒壳结构特点4.2 机身结构设计和制造中的关键技术4.3 复合材料机身结构设计分析4.3.1 壁板组合机身结构设计分析4.3.2 整体筒壳机身结构设计分析4.3.3 机身结构设计分析实例4.4 机身结构设计参考4.4.1 整体筒壳机身结构4.4.2 舱门周边结构补强4.4.3 地板/龙骨结构4.4.4 后承压框4.4.5 窗框4.5 复合材料机身结构—电功能设计4.6 纤维—金属层合板的应用4.6.1 纤维—金属层合板的构成与性能特点4.6.2 纤维—金属层合板性能4.6.3 纤维—金属层合板在大型客机上的应用第5章 耐久性与损伤容限设计5.1 复合材料疲劳、缺陷与损伤和损伤阻抗5.1.1 复合材料疲劳5.1.2 复合材料缺陷与损伤5.1.3 损伤阻抗5.1.4 复合材料冲击损伤研究历程5.2 冲击损伤与典型冲击威胁5.2.1 冲击损伤5.2.2 典型冲击威胁5.3 耐久性与损伤容限设计要求5.3.1 复合材料结构耐久性与损伤容限设计特点5.3.2 损伤容限设计要求5.3.3 分层、脱胶损伤设计要求5.4 复合材料结构损伤容限设计5.4.1 初始损伤假设5.4.2 损伤“无扩展方法”5.4.3 意外冲击损伤设计考虑5.4.4 检测间隔确定5.4.5 耐久性设计5.5 耐久性与损伤容限验证试验5.5.1 损伤容限设计的积木式方法验证5.5.2 损伤无扩展/疲劳符合性验证方法5.5.3 试生产部件典型试验载荷顺序5.6 AC20-107B(草案)对结构验证——疲劳/损伤容限的修订第6章 适航符合性验证6.1 民机适航性的主要内容与特点6.1.1 民机适航性概述6.1.2 民机适航管理的特点6.1.3 结构适航认证要点6.2 复合材料结构适航符合性验证特点6.2.1 复合材料结构行为新特点6.2.2 复合材料结构适航中的新问题6.3 复合材料结构适航符合性验证内容6.3.1 复合材料结构适航符合性验证指导性文件6.3.2 复合材料结构适航符合性验证内容6.3.3 复合材料结构适航符合性验证内容的说明6.4 适航符合性验证试验……附录 名词术语参考文献

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

章节摘录

插图：(2) 结构疲劳和损伤容限评定需要建立不同缺陷 / 损伤的评定原则。

耐久性设计考虑低能量冲击损伤；损伤容限设计以冲击损伤为重点。

结构破损安全特性和损伤无扩展特性评定，应根据所设计部件的设计要求在适当时刻引入一定尺寸的低能量冲击损伤和 / 或鸟撞、雷击高能量冲击损伤。

(3) 已有使用经验表明，细节设计不周是复合材料结构提前破坏的主要因素（有细节设计决定成败之说），因此要求采用完善的细节设计，在刚度变化部位、圆角、连接、减重孔等细节设计中特别注意考虑铺层、成形工艺、机械加工等方面的特殊要求。

(4) 采用有效的结构防护措施（防紫外线辐射、防湿/热影响、防外来物冲击）。

注意防止与复合材料相接触的金属零件的电偶腐蚀问题。

(5) 还应根据适航要求，分别完成防雷击、机翼整体油箱防静电、电磁屏蔽和机身适坠性的设计与试验验证。

1.4.2 复合材料结构并行工程设计方法民机为满足市场需求，面临着激烈的市场竞争。

因此，在满足飞机安全可靠使用目标性能前提下，降低全寿命周期费用（Life Cycle Cost, LCC）现已成为评价民机结构设计优劣、采用与否的首要衡量标准。

目前，民机设计使用寿命已达60000-90000飞行小时，如何降低全寿命周期费用、满足全寿命低成本要求就成为民机结构尤其是复合材料结构设计中的关键问题。

结构设计是遵循现有理论和借鉴实践经验进行的创造性工作。

现代飞机结构设计在CAD / CAM和系统工程管理支持下，形成了综合考虑全寿命周期中设计（概念设计、方案验证、全面研制）、生产、使用和保障等各阶段要素的基于全寿命期分析的并行工程设计方法，实现了无图纸设计、全寿命周期成本评估等。

并行工程方法是由设计、应力分析、材料和工艺、制造、质量控制、后勤保障（可靠性、维修性和生存性）等方面的工程师和成本结算师组成的团队联合、并行地研制新产品和新系统。

并行工程设计方法获得的高质量设计，缩短了研制周期，降低了研制和生产成本以及全寿命周期费用，保证了新机研制的成功，并使其具有很强的市场竞争力。

复合材料结构并行工程设计方法，具有许多有别于金属材料结构设计的特点。

(1) 设计选材必须综合、权衡考虑复合材料最高使用温度、湿 / 热引起的性能退化、与损伤容限设计相关的损伤阻抗特性、冲击后压缩强度（CAI），以及材料的工艺性（如固化温度、固化时间、工艺方法等）因素。

(2) 在初步设计阶段就应尽早取得制造成形工艺可行性的支持，这是进行复合材料结构设计的关键，特别是出于复合材料构件大尺寸、高质量、高生产率和高材料利用率的要求，自动化工艺设备日益增加，在设计和产品生产前，需进行工艺可行性的研究和验证。

同时，还应尽量采用成熟的低成本制造技术和可靠的检测手段与质量保证措施，以确保生产制造的成本效益。

必要时还需进行工艺试验件制备。

(3) 复合材料设计许用应变的确定必须充分考虑耐久性 / 损伤容限设计要求，以弥补复合材料结构耐久性 / 损伤容限设计与分析和使用经验的不足。

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

编辑推荐

《大飞机复合材料结构设计导论》是由航空工业出版社出版的。

<<大飞机复合材料结构设计导论>>

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>