

复合材料 飞机结构设计

杨乃宾 章怡宁 编著



航空工业出版社

责任编辑：李铁柏
封面设计：杨乃宾
审 定：周士林

ISBN 7-80134-971-7



9 787801 349712 >

ISBN 7 - 80134 - 971 - 7

V·107

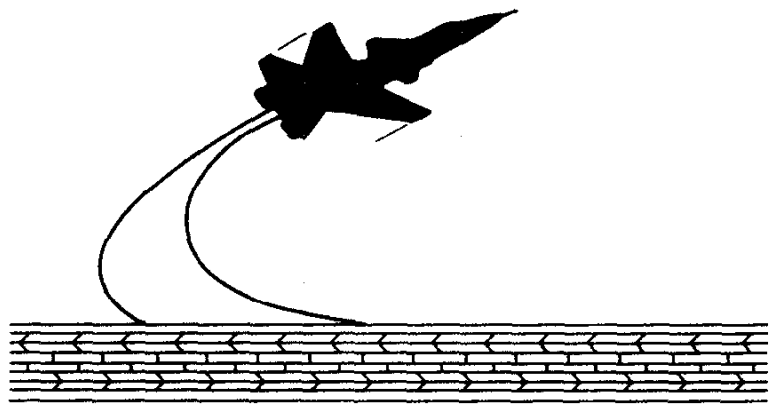
定价：80.00 元

66

217
128

复合材料飞机结构设计

杨乃宾 章怡宁 编著
马祖康 审校



A0973101

航空工业出版社

内 容 提 要

本书是一本旨在指导复合材料飞机结构设计的专著。

全书内容以飞机复合材料结构为对象,以大量国内外最新研究成果和资料为基础,以结构设计流程为主线,全面、系统、完整地论述复合材料结构设计原理和方法,以期达到指导复合材料飞机结构设计的目的。书中对国内外现已应用的复合材料结构设计要求、设计原则和设计方法,结构设计选材与许用值确定,层合板与典型结构件设计,连接设计,安定面、全动翼面与操纵面、机翼、机身部件结构设计等作了详细介绍;同时对结构验证、结构修理、雷电防护和复合材料与飞机隐身也作了扼要介绍。为了使读者更好地理解 and 掌握本书内容,增加了材料、制造工艺、性能特点等基础知识的相关内容。

全书内容力求系统完整、科学严谨、深入浅出、反映技术最新进展。书中文图并茂,大量插图能帮助读者很好地了解复合材料结构设计原理和所讨论问题的物理本质,以利读者尽快掌握复合材料结构设计的基本技术。

本书可供从事复合材料结构设计、制造、使用维护等工程技术人员和研究人员参考,也可作为高等院校教学用书。

图书在版编目(CIP)数据

复合材料飞机结构设计/杨乃宾等编著:—北京:航空工业出版社,2002.5

ISBN 7-80134-971-7

I. 复… II. 杨… III. 飞机—复合材料—结构设计
IV. V257

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2002)第 014367 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

北京云浩印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2002 年 5 月第 1 版

2002 年 5 月第 1 次印刷

开本:787×1092

1/6

印张:17.9

字数:459.2 千字

印数:1—1000

定价:80.00 元

序

怎样减少飞机结构重量以提高飞机的装载效率是百年来飞机发展所一直追求的目标。从20世纪初的木、布结构,到30年代轻合金的全金属结构,从30年代到60年代虽然金属材料的性能有很大提高,但是单依靠提高金属材料性能来进一步降低飞机结构重量系数(即飞机结构重量与飞机起飞重量的比值)已达到了限度。为此飞机设计师们不得不寻求新的途径,于是找到了高比强、高比刚,另外能按控制结构变形要求来设计的纤维增强树脂基复合材料。由于开始对复合材料结构的对环境敏感性和损伤破坏机理不是很清楚,最初复合材料只用在飞机尾面等非主要受力结构上,然后扩展到机翼和机身。最突出的是美国的倾转旋翼攻击运输机V-22,其复合材料结构已占全部结构重量的51%。采用复合材料的结构不仅能减轻重量,而且能控制结构变形,最突出的是用复合材料的机翼可以使机翼设计成在特定的飞行条件下,其受载变形后达到最有利的气动性能,这种设计称为气动弹性剪裁。在使用复合材料前,有优良的大迎角气动性能的前掠翼,因气动弹性发散而得不到发展。从20世纪80年代美国首先设计了用复合材料的X-29前掠翼试验机,而俄罗斯在90年代不顾经济困难也设计了用复合材料机翼的前掠翼飞机苏-47,这种飞机拟用于与美国的F-22相对抗。复合材料结构还有个优点是能够整体成形,从而大大减少零件的数量,降低了制造成本。

我国的飞机设计师们对复合材料在飞机上的应用,从20世纪70年代开始也在进行不断的探索和实践。由于这类技术的先进性和重要性,世界各航空先进国家都不发表在飞机上怎样设计的专著,能见到的都是原理性的及典型构件的设计方法。章怡宁同志1962年参加工作就是搞机翼结构设计,他对新技术很敏感,80年代起即开始了复合材料在飞机结构上应用的探索,90年代初,实现了复合材料在歼击机的前机身和垂尾上的小批量应用,并经过了飞行的考验。进而跨上了在歼击机主承力构件机翼上应用的新台阶,并经过了充分的飞行应用考验,因此他在设计复合材料飞机结构上,有坚实的基础,丰富的实践经验。杨乃宾同志1962年毕业后一直从事教学工作,特别是从事力学教学,有深厚的理论基础,早在1976年起他就从事复合材料结构的基础研究,并结合工程设计的需要,积累了丰富的国内外设计资料,对复合材料结构设计领域有广泛的了解。鉴于国内对复合材料飞机结构的研制深入扩大,很多年青同志不知从何下手,国内外都没有专著。国内只有有关手册,而手册是不讲原理的。为了使新手对复合材料飞机结构设计有创造性,所以必须晓明其基本概念和科学方法。杨、章二位有鉴于此,决心把自己的研究和实践所得,奉献于有志于飞机结构设计者。本书发挥产、学、研各方优势,通力合作,独具特色。如果有志者真能按杨、章二位的愿望去做,我相信此书将对我国飞机的发展会起到重要作用的。

我是搞飞机总体设计的,对复合材料结构设计并不熟悉,但对杨、章二位的这种愿为飞机事业贡献自己专长的精神所感动,也同样感到为发展更先进飞机必须推广复合材料结构已迫在眉睫,所以写此数语以表心意。

中国科学院院士
中国工程院院士

张福焱
2002.3.14

编者的话

《复合材料飞机结构设计》一书编著筹划已有数载。复合材料现已成为飞机结构的主要结构材料之一,并使飞机的结构效率和综合性能得到显著提高,同时,复合材料在交通运输、基础设施、体育用品等方面也得到广泛应用。然而,关于复合材料结构设计的论著十分有限,难以满足需求。为此,我们构思编撰一本旨在指导复合材料结构设计的专著,这也是编者多年来的宿愿。几年来编者尽最大努力收集和整理国内外最新研究成果、应用实例和情报资料,并编写成教材试用,为本书编写作了充分准备。

本书编撰目的在于指导复合材料结构设计。因此,内容取舍和论述,与《手册》、《指南》有明显不同,重点突出复合材料结构设计原理和方法。至于结构分析因已有大量结构力学专著和结构分析系统软件可供参阅使用,故未列作重点。全书内容力求系统完整,科学严谨,概念清楚,图文并茂,深入浅出,反映复合材料结构技术的最新进展。

本书编撰过程中,得到了国内复合材料同行专家、教授的大力支持和帮助,在此向所有关心、支持和帮助我们的专家、教授致谢;特别感谢著名复合材料专家西北工业大学马祖康教授担任本书审校和《航空学报》副主编李铁柏编审担任本书责任编辑。

编者衷心感谢顾诵芬院士在百忙中为本书作序。

由于水平和资料所限,错谬之处在所难免,敬请批评指正。

前 言

先进复合材料于 20 世纪 60 年代问世。复合材料在航空航天结构上应用带来的突出的减重效果和综合性能的显著提高,使其成为军用飞机四大结构材料之一。而大型民用飞机正在积极将复合材料应用于主承力结构。复合材料在军用装备轻质化、小型化、高性能化中起着至关重要的作用。战斗机和直升机结构上复合材料用量现已成为飞机先进性的标志之一。

先进复合材料结构的研制成功和扩大应用,需要设计/材料/制造各方的协同努力,编者认为按“设计是主导、材料是基础、制造是关键”来描述三者的作用和相互关系可能是恰当的。本书的重点即以“设计是主导”为主线,介绍相关的技术内容。

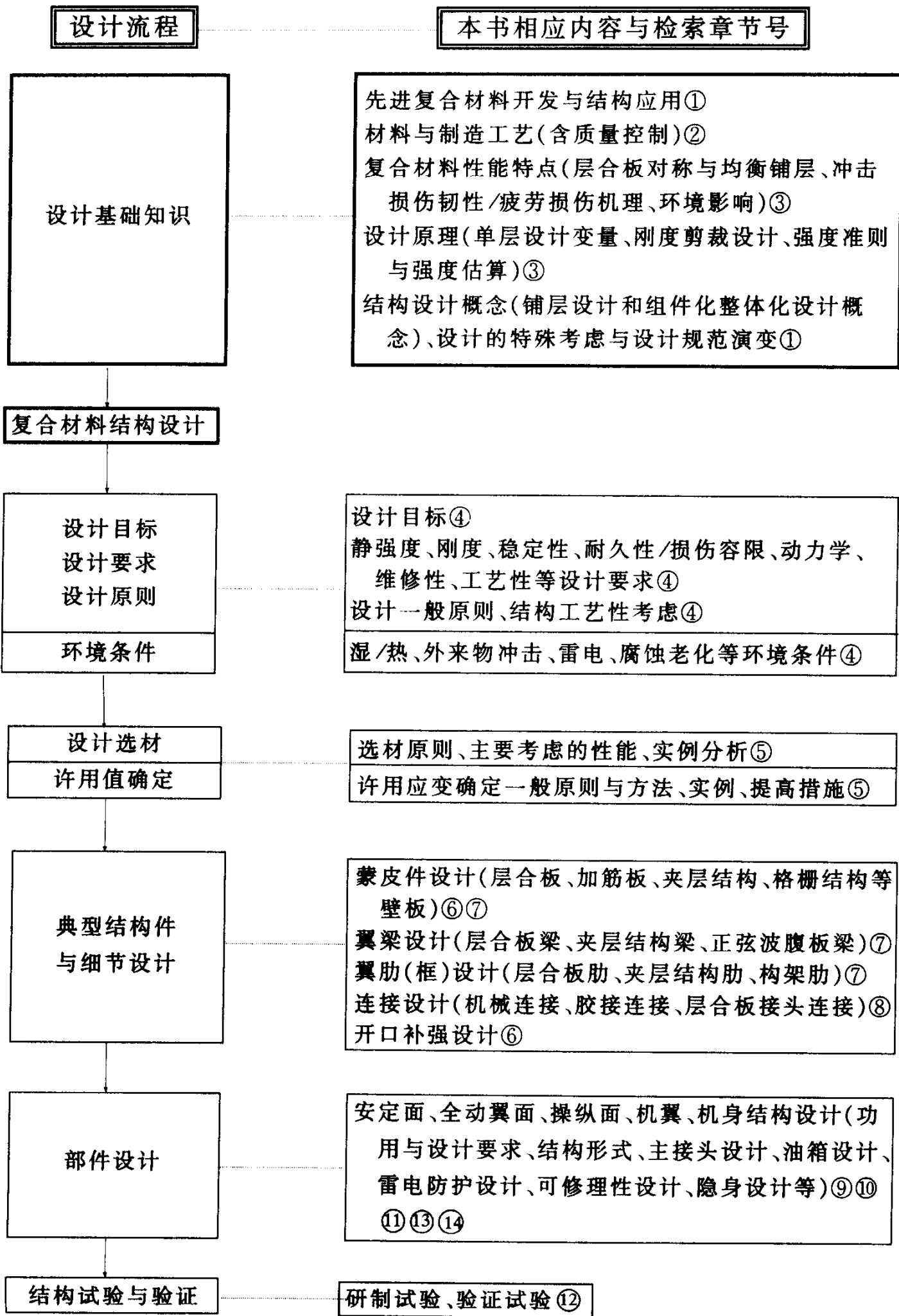
复合材料特有的与纤维取向密切相关的各向异性性能、刚度与强度可设计性、低的层间强度、环境敏感性和与金属材料完全不同的疲劳/损伤破坏机理,以及结构成形与材料形成同时完成的固化成形工艺特点,使复合材料结构设计完全不同于各向同性金属结构,并使结构设计技术发生了变革。铺层设计(含纤维取向设计)和组件化、整体化设计概念,与结构形式相关的细节设计和连接设计,以及采用低成本工艺技术是复合材料结构设计技术的突出特点。与此相应,在飞机结构设计要求和设计原则中增加了许多有关复合材料结构的补充要求内容和规定。计算机辅助设计系统软件程序,使复合材料结构设计、分析和制图工作变得有效、快捷、可视;然而,可靠地预测复合材料结构失效模式、极限强度、剩余强度和疲劳寿命仍然是很困难的。因此,积木式设计研制试验方法在复合材料结构设计中至今仍占有十分重要的地位。

《复合材料飞机结构设计》一书旨在指导复合材料结构设计,因此,内容取舍和论述与《手册》、《指南》有明显不同。选择复合材料飞机结构为对象,不仅因为先进复合材料源于飞机结构轻质化需求,而且复合材料飞机结构代表了先进复合材料技术发展方向。本书编撰过程中参阅了 20 多年来我国复合材料飞机结构研制技术总结资料,博采众家宝贵的设计经验,构成了编撰本书的重要基础内容。全书内容以结构设计流程为主线,对结构设计原理和方法作了全面、系统、完整的阐述。本书内容与结构设计流程对应关系图附后。结构分析已有大量专著和软件可供参阅、使用,故阐述十分简洁。

本书内容力求概念清楚、科学严谨、反映最新设计技术和阐述结合大量设计实例。阅读本书需具有一定的复合材料力学和工程结构设计方面的知识基础。本书可供相关行业工程技术人员和研究人员参考,也适合高等院校有关专业作为教材使用。

21 世纪先进材料的开发将向高功能化、高性能化、复合化和智能化方向发展,复合材料内含的巨大潜力和广阔的应用空间,必将推动复合材料科学取得新的突破性进展。

本书内容与结构设计流程对应关系图



术 语

复合材料(composites, composite materials)——由两种或两种以上材料独立物理相通过复合工艺组合而成的新型材料。其中,连续相称为基体,分散相称为增强体。它既能保留原组分材料的主要特点,又通过复合效应获得原组分材料所不具备的性能。可以通过材料设计使各组分性能互相补充并彼此联系,从而获得新的优越性能。

先进复合材料(advanced composites)——主要指结构性能相当或优于铝合金的复合材料,如用高性能增强体碳纤维、芳纶等与高聚物树脂基体构成的复合材料,还包括金属基、陶瓷基和碳(石墨)基复合材料以及功能复合材料。

碳纤维复合材料(CFRP)——以碳或石墨纤维为增强体的树脂基复合材料。

芳纶复合材料(AFRP)——以芳纶为增强体的树脂基复合材料。

玻璃纤维复合材料(GFRP)——以玻璃纤维为增强体的树脂基复合材料,俗称玻璃钢。

硼纤维复合材料(BFRP)——以硼纤维为增强体的树脂基复合材料。

混杂纤维复合材料(hybrid composites)——由两种或两种以上纤维增强体与同一种基体组成的复合材料。

热固性树脂(thermosetting resin)——一类通过分子间的交联可变为固体的高聚物基体材料,如环氧树脂、双马来酰亚胺树脂等,这是复合材料中最常用的一类基体材料。

热固性复合材料(thermosetting composites)——以热固性树脂为基体的复合材料。

热塑性树脂(thermoplastic resin)——一类具有线型或分枝型结构的高聚物基体材料,其特点是遇热软化或熔融而处于可塑性状态,冷却后又变成坚硬固体,并且这一过程可反复进行,如聚醚醚酮(PEEK)树脂等。它的独特性能是可以产生很大的应变。但另一方面,它在加工中所需的温度和压力要高于热固性树脂。

热塑性复合材料(thermoplastic composites)——以热塑性树脂为基体的复合材料。

预浸料(prepreg)——将树脂基体浸渍到纤维或织物上,通过一定的处理后贮存备用的中间材料。

单向带(tape)——一类预浸料的长条带,由彼此平行的连续纤维或单向织物经浸渍树脂基体,再经晾置或烘干后形成的中间材料。

层、单层(lamina, ply)——层合复合材料中的一层纤维或织物,是层合复合材料的最基本单元。

层合板(laminata)——由两层或多层同种或不同种材料层合压制而成的复合材料板材。

玻璃化转变温度(glass transition temperature)——聚合物在一定升温速率下达到一定温度值时,模量-温度曲线出现急速下降拐点,表征在此温度附近,聚合物从一种硬的玻璃状或脆性固体状态转变为柔韧的弹性体状态,物理参数出现不连续的变化,此种现象称为玻璃化转变,所对应的温度称玻璃化转变温度(T_g)。

空隙(void)——固化过程中,复合材料内部残留气体形成的微小空洞。

空隙率(porosity)——复合材料内部空隙所占的体积百分数。

脱胶(debond)——由各种因素引起的层内、层间或胶接接头胶层产生分离的现象。

分层(delamination)——由层间应力或制造缺陷等引起的复合材料层与层之间的分离。

- 夹杂**(inclusion)——制造过程中无意夹带进制件中的杂质,如颗粒、芯片、薄膜等。
- 偏差**(discrepancy)——允许的制造异常,可通过有计划的检测方法检出。
- 缺陷**(flaw, defect)——复合材料制件在铺贴、成形和固化过程中产生的空隙、夹杂、分层等制造异常。
- 损伤**(damage)——由于加工、制造、装配、搬运或使用引起的结构异常,通常由机械加工、安装紧固件或与外部物体碰撞或冲击造成。
- 冲击损伤**(impact damage)——由于外部物体冲击引起的结构异常。
- 工程干态试样**(engineering dry specimen)——树脂基复合材料试样经 70℃ 烘干处理达到脱湿速率稳定在每天质量损失不大于 0.02% 时为工程干态试样。
- 吸湿量**(moisture content)——复合材料曝露于大气环境中,或在其他环境条件下吸进水分的度量,用百分数表示。
- 平衡吸湿量**(equilibrium moisture content)——树脂基复合材料工程干态试样在给定温度、湿度条件下,经吸湿达到吸湿速率稳定在每天质量增加不大于 0.05% 时,试样质量增加的百分数为给定温度、湿度条件下的平衡吸湿量。
- 饱和吸湿量**(saturated moisture content)——又称最大吸湿量,指树脂基复合材料工程干态的吸湿试样,经 70℃ 浸泡吸湿达吸湿速率稳定在每天质量增加不大于 0.02% 时,试样质量增加的百分数。
- 环境**(environment)——在使用中可能遇到,并且会影响结构性能的外部条件。这些条件可能单独出现,也可能联合存在,它们包括温度、湿度、紫外线辐射和燃油、冲击等,但不包括机械加载。
- 退化**(degradation)——由于制造异常、重复载荷或因环境条件引起的材料性能(如强度、模量等)下降。
- 湿热效应**(hygrothermal effect)——由于吸湿和温度变化引起复合材料构件结构尺寸和材料性能改变的现象。
- 环境因子**(environmental factor)——由于湿热环境引起复合材料或构件力学性能降低的系数。
- 老化**(aging)——材料在环境条件下随时间推移而产生的各种不可逆的化学变化和物理变化,从而引起材料性能逐渐变坏,最后丧失使用价值,这种现象称为老化。一般指自然环境条件下老化。
- 试样**(coupon)——用于评定单层和层合板性能,以及一般结构特征特性所使用的小试验件,如通常使用的层合板条和胶接或机械连接的板条接头。
- 元件**(element)——复杂构件的典型承力单元,如蒙皮、桁条、剪切板、夹层板和各种连接形式的小接头。
- 细节件**(detail)——特殊设计的复杂连接、机械连接接头、桁条端部、较大的检查口等较复杂构件的薄弱部件。
- 结构件**(subcomponent)——能提供一段完整结构全部特征的较大的三维结构,如盒段、框段、机翼壁板、机身壁板、翼梁、翼肋、框等。
- 部件**(component)——机翼、机身、垂尾、水平安定面等飞机结构的主要部分,可以作为完整的机体结构进行试验,以验证结构完整性。
- A 基准值**(A - basis value)——力学性能的一个限定值,母体中至少有 99% 的性能数值等于或超过该力学性能,其置信度为 95%。

- B 基准值**(B-basis value)——力学性能的一个限定值,母体中至少有 90% 的性能数值等于或超过该力学性能,其置信度为 95%。
- 典型值**(typical value)——从至少 5 个试样做出的有效试验结果中得出的算术平均值。此值与统计保证无关。
- 许用值**(allowable)——在一定的载荷与环境条件下,由试样、元件或细节件等试验数据,经统计分析后确定的性能表征值。
- 设计许用值**(design allowable)——为保证整个结构的完整性具有高置信度,在许用值的基础上,由设计师规定的设计载荷下的限制值。
- 使用载荷**(limit load)——正常使用中可能出现的最大载荷。在使用载荷作用下,结构不应产生妨碍飞机正常运动的有害变形,卸载后不能有残余变形。
- 设计载荷**(ultimate load)——使用载荷与不确定系数的乘积,是结构应能承受的最大载荷。预计在大于(或等于)设计载荷作用下,飞机结构将破坏或丧失承载能力。用于设计飞机结构、强度校核计算和进行极限载荷(或破坏)试验。
- 不确定系数**(factor of uncertainty)——可引起部件或结构件破坏的载荷与服役中作用在部件或结构件上的最大载荷之比值。设计中,将该比值乘以使用载荷得到设计载荷。过去一直称为安全系数(factor of safety)。
- 飞机结构完整性**(aircraft structural integrity)——与飞机安全性、经济性和功能有关的机体结构强度、刚度、耐久性(或疲劳寿命)及损伤容限等飞机所要求的结构特性总称。
- 耐久性**(durability)——机体结构在规定的时间内,抵抗疲劳开裂、腐蚀、热退化、剥离、分层、磨损和外来物冲击损伤的能力。
- 使用寿命**(service life)——具有高可靠度的飞机可使用寿命,并以飞行小时数、起落次数、日历年限等表示。使用寿命分为设计使用寿命和服役使用寿命。设计使用寿命是用户预期的飞机使用寿命,用于整个飞机设计预研阶段。服役使用寿命是根据飞行实测载荷/环境谱修正耐久性分析和试验结果评估的飞机的实际可使用寿命。使用寿命的评估应考虑试验结果的分散性和分析计算的不确定性。
- 耐久性使用寿命**(durability service life)——按耐久性试验大纲所得试验结果进行数据整理和评估而得到的寿命。当机体结构大范围出现损伤时,若不修理则影响飞机的使用功能和战备状态,修理又不经济时,则认为机体结构达到了耐久性使用寿命。机体结构达到耐久性使用寿命的特征是损伤部位数量或修理费用迅速增长。过去曾称之为经济寿命(economic life)。
- 损伤阻抗**(damage resistance)——在结构和结构材料之中,与某一事件或一系列事件相关的力、能量或其他参数和所产生损伤尺寸及类型之间关系的一个度量。
- 损伤容限**(damage tolerance)——机体结构在给定的不做修理的使用期内,抵抗因结构存在缺陷、裂纹或其他损伤而引起破坏的能力。
- 飞行安全结构**(safety of flight structure)——其破坏会直接导致飞机失事或破坏持续未被查出而会造成飞机失事的结构。
- 缓慢裂纹扩展结构**(slow crack growth structure)——缓慢裂纹扩展结构包含了下列设计概念:即不允许缺陷达到失稳快速增长所规定的临界尺寸,并在可检查度确定的使用期内,用裂纹缓慢扩展保证安全;在不修理使用期内,带有亚临界损伤的结构强度和安全性,不应下降到规定水平以下。虽然复合材料结构中一般不出现裂纹,但作为一种结构类型同样适

用于复合材料结构。依据复合材料结构有着优异的疲劳性能、冲击损伤的扩展特点以及往往采用损伤无扩展(damage no-growth)概念限制设计应变水平,而把复合材料结构也归入缓慢裂纹扩展结构。

最小假设初始损伤尺寸(minimum assumed initial damage size)——分析和验证结构剩余强度与损伤扩展特性时,假设的最小初始损伤尺寸。

最小假设使用中损伤尺寸(minimum assumed in-service damage size)——在每一次使用检查后,假设结构中存在的**最小损伤尺寸**。

最小允许不修理的使用期(minimum period of unrepaired service)——结构中**存在最小假设初始损伤尺寸**或**最小假设使用中损伤尺寸**的损伤,且允许不加修复而任其扩展的使用期限。

可检查度(degree of inspectability)——飞行安全结构的可检查度按下列的相应规定来定义:

(1)飞行中明显可检(in-flight evident inspectable)——飞行中结构出现损伤的性质和程度,使空勤人员立即无误地意识到结构已经产生重要的损伤,并应中止飞行。

(2)地面明显可检(ground evident inspectable)——结构损伤的性质和程度,使地勤人员不需对结构进行专门检查即可迅速无误地查出。

(3)巡回目视可检(walkround inspectable)——结构损伤的性质和程度,使检测人员不必开启检查口盖、舱门,也不必使用特殊工具,通常在地面对结构表面进行目视检查即可查出。

(4)特殊目视可检(special visual inspectable)——结构损伤的性质和程度,使检测人员必须拆下检查口盖、舱门,使用反射镜、放大镜等简单助视工具,不除去油漆、密封,不使用渗透剂、X射线等无损检测技术,对结构详细目视检查即可查出。

(5)场站或基地级可检(depot or base level inspectable)——结构损伤的性质和程度,使检测人员可采用渗透剂、X射线、超声、涡流等一种或多种选定的无损检测技术对结构进行检测即可检出,检测时允许卸下设计可分离的部件。

(6)使用中不可检(in-service non-inspectable)——受结构损伤尺寸或可达性限制,检测人员使用前述(1)~(5)中一种或多种检测方法均无法查出结构中的损伤。

检查频数(frequency of inspection)——在飞机使用寿命期内,对结构进行特定形式检查的次数。

初始质量(initial quality)——初始质量是对于基本材料或结构制造过程中产生的裂纹,缺陷或其他偏差而言的飞机结构状态的质量。

结构可靠性(structural reliability)——结构在战术(技术)要求所规定的使用条件和工作环境下及在规定的使用寿命内,能承受载荷、环境并正常工作的能力。这种能力可以用一种概率来度量,称为可靠度。

可靠度(reliability)——结构或产品能按预定要求正常工作的概率值。

目 录

第 1 章 总 论

1.1 先进复合材料的开发与结构应用	(1)
1.1.1 先进复合材料的开发	(1)
1.1.2 复合材料结构应用	(2)
1.2 复合材料性能和制造工艺特点	(9)
1.2.1 复合材料的构成	(9)
1.2.2 复合材料性能特点	(9)
1.2.3 复合材料结构制造工艺特点	(11)
1.3 复合材料结构设计特点	(11)
1.3.1 复合材料结构形式	(11)
1.3.2 铺层设计和组件化整体化设计概念	(12)
1.3.3 复合材料结构设计的特殊考虑	(13)
1.4 飞机结构设计规范对复合材料结构设计要求的补充	(17)
1.5 低成本复合材料技术	(18)
参考文献	(19)

第 2 章 材料与制造工艺

2.1 结构用复合材料要求	(21)
2.2 增强纤维	(21)
2.3 树脂基体	(24)
2.3.1 树脂基体研究与开发	(24)
2.3.2 热固性树脂基体	(27)
2.3.3 热塑性树脂基体	(27)
2.3.4 RTM 用树脂基体	(29)
2.3.5 低温低压固化(LTM)树脂基体	(30)
2.4 结构成形工艺	(30)
2.4.1 树脂基复合材料成形工艺技术特点	(30)
2.4.2 成形工艺方法简介	(31)

2.4.3 整体化成形工艺	(37)
2.4.4 热塑性复合材料成形工艺	(39)
2.5 无损检测技术与质量保证	(39)
2.5.1 无损检测技术	(39)
2.5.2 结构件制造过程的质量控制	(40)
2.5.3 第二供应源材料的鉴定	(41)
参考文献	(42)

第 3 章 复合材料性能

3.1 层合板的标记	(43)
3.1.1 单层的标记	(43)
3.1.2 层合板的标记	(44)
3.2 材料工程常数	(44)
3.3 层合板性能剪裁设计与强度估算	(46)
3.3.1 单层的设计变量——铺设角 θ	(46)
3.3.2 层合板刚度特性剪裁设计原理	(48)
3.3.3 典型层合板刚度特性	(50)
3.3.4 单层强度准则	(54)
3.3.5 层合板强度估算	(55)
3.4 复合材料湿热环境性能	(57)
3.5 层合板缺陷/损伤特性	(59)
3.5.1 复合材料缺陷与损伤	(59)
3.5.2 复合材料韧性机理	(60)
3.5.3 缺陷/损伤对性能影响严重程度比较	(62)
3.5.4 冲击阻抗与冲击后压缩强度	(62)
3.6 层合板疲劳特性	(64)
3.6.1 复合材料疲劳行为特点	(64)
3.6.2 疲劳损伤机理与疲劳寿命图	(64)
3.6.3 复合材料疲劳特性	(66)
参考文献	(68)

第 4 章 结构设计要求、设计原则与使用环境

4.1 结构设计目标	(69)
4.2 结构设计要求	(69)
4.2.1 结构静强度设计要求	(69)

4.2.2	结构刚度设计要求	(70)
4.2.3	结构稳定性设计要求	(70)
4.2.4	结构疲劳/耐久性设计要求	(70)
4.2.5	结构损伤容限设计要求	(72)
4.2.6	结构动力学设计要求	(75)
4.2.7	结构维修性设计要求	(75)
4.2.8	结构工艺性要求	(75)
4.2.9	雷电防护设计一般要求	(76)
4.3	结构设计一般原则和工艺性考虑	(76)
4.3.1	结构设计一般原则	(76)
4.3.2	结构工艺性考虑	(76)
4.4	湿热环境	(77)
4.4.1	大气湿热环境	(77)
4.4.2	飞行环境	(78)
4.4.3	湿热环境设计考虑	(79)
4.5	外来物冲击环境	(80)
4.5.1	冲击损伤源与冲击能量	(80)
4.5.2	外来物冲击损伤尺寸	(81)
4.6	雷电环境	(82)
4.6.1	雷电特性和雷电效应	(82)
4.6.2	雷电环境	(84)
4.6.3	雷电附着区划分	(85)
4.7	腐蚀老化环境	(86)
参考文献		(86)

第 5 章 设计选材与设计许用值确定

5.1	设计选材	(88)
5.1.1	设计选材原则	(88)
5.1.2	设计选材主要考虑的性能	(88)
5.2	设计选材实例分析	(89)
5.2.1	舰载机复合材料选材分析	(89)
5.2.2	战斗机复合材料选材分析	(90)
5.2.3	大型客机复合材料选材分析	(92)
5.3	设计许用值定义与确定的一般原则	(93)
5.3.1	许用值与设计许用值的定义与内涵	(93)

5.3.2	设计许用应变	(94)
5.3.3	设计许用应变确定一般原则	(95)
5.4	设计许用应变确定方法	(96)
5.4.1	设计许用应变确定方法	(96)
5.4.2	设计许用应变的验证	(97)
5.5	设计许用应变确定实例	(97)
5.5.1	材料设计许用应变确定实例	(97)
5.5.2	加筋板冲击损伤许用应变确定实例	(98)
5.6	提高设计许用值研究	(100)
	参考文献	(101)

第 6 章 层合板与层合件设计

6.1	层合板设计	(102)
6.1.1	层合板铺层设计一般原则	(102)
6.1.2	层合板设计方法	(102)
6.1.3	层合板设计示例	(105)
6.1.4	变厚度层合板设计	(106)
6.2	加筋板设计	(106)
6.2.1	加筋板设计一般原则	(106)
6.2.2	加筋条剖面形状选择	(107)
6.2.3	加筋板细节设计	(107)
6.2.4	加筋板设计建议	(111)
6.2.5	加筋板固化变形控制	(111)
6.3	层合件开口设计	(114)
6.3.1	层合件开口设计特点	(114)
6.3.2	开口补强设计要求	(114)
6.3.3	开口补强设计	(115)
6.3.4	大开口补强设计	(118)
6.4	层合件工艺性设计考虑	(120)
6.4.1	层合件工艺性设计考虑要点	(120)
6.4.2	层合件尺寸公差	(120)
	参考文献	(121)

第 7 章 典型结构件设计

7.1	蒙皮壁板设计要点	(122)
------------	-----------------	--------------

7.2 夹层结构设计	(122)
7.2.1 夹层结构设计准则	(123)
7.2.2 夹层结构材料选择	(125)
7.2.3 夹层结构设计分析	(125)
7.2.4 夹层结构细节设计	(127)
7.2.5 夹层结构连接设计	(129)
7.3 格栅结构设计	(130)
7.3.1 复合材料格栅结构特点	(130)
7.3.2 格栅壁板(简要)分析	(131)
7.3.3 帽形立交/平交格栅壁板设计概念	(132)
7.4 翼梁(墙)设计要点	(134)
7.5 正弦波腹板梁设计	(136)
7.5.1 波纹腹板波型与参数选择	(136)
7.5.2 正弦波腹板梁设计	(137)
7.5.3 正弦波腹板梁制造	(140)
7.6 翼肋、隔框设计	(141)
参考文献	(143)

第 8 章 连接设计

8.1 复合材料结构连接特点	(144)
8.2 机械连接设计	(145)
8.2.1 机械连接类型的选用与连接破坏模式	(146)
8.2.2 机械连接设计一般原则与许用值	(149)
8.2.3 机械连接接头设计参数选择	(150)
8.3 多钉连接区设计	(153)
8.3.1 多钉连接区设计特点	(154)
8.3.2 多钉连接钉载分配分析	(155)
8.3.3 多钉连接区设计	(157)
8.3.4 集中载荷多钉连接设计	(157)
8.4 胶接连接设计	(157)
8.4.1 胶接连接形式与破坏模式	(158)
8.4.2 胶粘剂选择	(159)
8.4.3 胶接连接设计一般原则	(160)
8.4.4 胶接连接几何参数选择与细节设计	(160)
8.4.5 胶铆连接设计	(163)