

复合材料飞机结构材料 and 设计许用值的确定方法

冯振宇 邹田春 郝鹏 杜洪增 田秀云

(中国民航大学民用航空器适航审定技术与管理研究中心,天津 300300)

文 摘 分析国内外复合材料飞机结构材料许用值、设计许用值的确定原则和方法,研究给出了复合材料结构材料许用值的表征和应用、试验以及试验数据的统计分析方法,以及静强度、疲劳强度、损伤容限和修理设计许用值的确定方法。

关键词 飞机结构,复合材料,材料许用值,设计许用值

Determination Methods for Material and Design Allowables of Composite Aircraft Structure

Feng Zhenyu Zou Tianchun Hao Peng Du Hongzeng Tian Xiuyun

(Airworthiness Certification Technology Research and Management Center, CAUC, Tianjin 300300)

Abstract In this paper, the domestic and foreign determining methods of composite structure material and design allowable values are analyzed. Through the research, the characterization and application of material allowables, examining and statistical analysis methods of test data, and the determining methods for design values of static strength, fatigue strength, damage tolerance and repair are described.

Key words Aircraft structure, Composite, Material allowable, Design value

0 引言

在复合材料飞机结构静强度、疲劳强度、损伤容限和修理等方面的设计和合格审定中,材料许用值和设计许用值是设计和审定的依据和关键。因此,合理确定材料许用值和设计许用值,是确保复合材料结构的可靠性与安全性的基础^[1-3]。

复合材料飞机结构性能的可设计性和特有的损伤与破坏机理,使复合材料材料许用值和设计许用值的确定原则和方法与金属材料有很大不同。回顾复合材料飞机结构近 50 年的历程,复合材料材料许用值和设计许用值的确定原则随着复合材料结构设计技术的发展、应用的扩大、经验的积累而不断得到完善^[4-9]。本文结合作者对复合材料飞机结构审定技术的研究工作,对复合材料材料许用值的表征和应用、试验以及试验数据的统计分析方法进行了阐述,并对静强度、疲劳强度、损伤容限和修理设计许用值的确定方法进行了分析。

1 材料许用值

1.1 材料许用值的表征与应用

材料许用值是通过试验数据进行统计分析得到的材料性能值(例如模量、应变或应力等)。材料许用值通常用平均值(用于模量)、B 基准值(用于超静定结构)和 A 基准值(用于静定结构)表征。对于复合材料,材料许用值多采用材料的应变值^[10]。

复合材料的材料许用值用于评估材料的分散性、环境影响(包括确定环境补偿因子),以及用作确定设计许用值的基础,并给出用于设计分析的模量值。除了模量值以外,材料许用值不直接用于复合材料的结构设计。

1.2 材料许用值的试验

用于确定材料许用值的试验主要是试样级的试验。应当考虑到复合材料结构的铺层设计和厚度、环境影响、缺口效应以及机械紧固连接的挤压破坏,分别确定相应的试件数,形成合理的试验矩阵。

当确定设计许用值时,对于拉伸受载情况,设计许用值基于含半径为 6.35 mm 的圆孔的试件试验结果(填充孔和未填充孔中,取较小者);对于压缩受载情况,设

收稿日期: 2011-02-23

基金项目:中国民航局科技项目(MHRDZ201010)

作者简介:冯振宇,1966 年出生,博士,教授,主要从事飞机结构适航审定技术研究。E-mail mhfy@163.com

设计许用值基于含缺口或冲击损伤试件的试验结果(应取较小者)。一般情况下,以含冲击损伤的压缩试验结果为基础给出设计许用值^[11]。

1.3 试验数据的统计分析

复合材料静强度、剩余强度和疲劳寿命的试验数据均具有较高的分散性,需要采用统计分析方法对复合材料的性能试验数据进行统计分析,并给出基于统计的材料许用值,从而将复合材料性能数据的差异性纳入到复合材料结构的设计许用值中。

在对试验数据进行统计分析之前,首先应判别和舍弃异常试验数据(除采用定量判断外,还要进行工程判断);对于纤维控制的性能数据还要进行归一化处理。在对非结构性数据进行统计分析时,可以选用 Weibull 分布、正态分布和对数正态分布进行统计分析。但是,应当首先选用 Weibull 分布进行统计分析,因为这种统计分析方法给出的统计结果偏于保守。如果试验数据为若干批次材料试验数据的集合,可采用方差分析方法进行统计分析;如果试验数据为不同温度或湿度试验数据的集合,可以采用简单线性回归方法和组合 Weibull 分析方法进行统计分析^[12]。

2 设计许用值

在复合材料结构研发过程中,最终确定设计许用值之前,需要先给出用于研发过程的设计许用值,以便于设计分析,确定几何尺寸。最终设计许用值用于复合材料结构的合格审定。

确定复合材料结构设计许用值时,要涉及到复合材料结构的静强度、疲劳强度、损伤容限和修理等方面。首先,需要确定相应的静强度设计许用值、疲劳强度设计许用值、损伤容限设计许用值和修理设计许用值。然后,再对这些设计许用值进行综合分析,给出结构的设计许用值。确定设计许用值,需要结合设计经验,并需要经过试验验证。

用于复合材料结构设计的设计许用值,应获得合格审定机构的批准。

2.1 静强度设计许用值

静强度设计许用值是在已有的材料许用值的基础上,结合设计经验和更高层次试件的试验验证结果给出的。它是用于静强度结构设计与分析的设计阈值。也就是说,静强度设计许用值是在设计载荷作用下结构应变(或应力)的限制值。应当指出:静强度设计许用值需要采用组合件和(或)子部件进行试验验证。静强度设计许用值包括拉伸强度、压缩强度(包括构件稳定性设计)和剪切强度许用值。

因为确定设计许用值的试件可能很特殊,所以,除非与所设计的结构相似,否则不采用其他复合材料结构

设计许用值。

含有勉强目视可见冲击损伤(BVID)和工艺规范允许制造缺陷的复合材料结构应能承受设计极限载荷。因此,这样的结构设计应当属于静强度设计范畴。即确定复合材料的材料许用值和设计许用值时,应该考虑到工艺规范允许缺陷和 BVID。目前,MIL-HDBK-17F 中还没有给出含 BVID 和制造缺陷的试验矩阵,复合材料结构制造商可自行制订相应的试验矩阵,并报合格审定机构批准。

2.2 疲劳强度设计许用值

确定疲劳强度设计许用值,应考虑到湿热环境的影响。对于每种环境状态,包括室温环境 RTA、高温湿热 ETW,至少需要 4 个应力水平的疲劳寿命试验,应力水平的选取要使它靠近疲劳门槛值,因为疲劳寿命试验的目的主要是确定疲劳门槛值。

对于每个应力水平,应确定合理的试验矩阵。因为疲劳寿命分散性受给定环境下的应力水平影响很小,所以,可以采用试验数据汇集统计分析方法(例如,组合 Weibull 分析),给出疲劳寿命的基准值(B 基准值和 A 基准值)。

确定疲劳强度设计许用值的疲劳寿命试验,除最低应力水平外,所有疲劳试验均要进行到发生疲劳破坏时才能停止。因为疲劳寿命试验时间长、成本高,可以选择具有代表性的结构构型制作试件进行疲劳试验。Boeing 公司在确定 B777 型飞机尾翼复合材料结构门槛值时,采用了如下不同构型的试件:无缺口的层合板(边缘分层试验);带有一个开孔的层合板;带有加强件的层合板;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(圆角处具有应力集中)。

一般地,在分别给出 4 个应力水平的疲劳寿命 B 基准值和 A 基准值后,就可以给出对应 B 基准值和 A 基准值的 S—N 曲线。由 S—N 曲线就可以确定对应 B 基准和 A 基准的疲劳门槛值。

复合材料具有良好的抗疲劳特性,较高的疲劳门槛值。对于典型的碳纤维/环氧复合材料,疲劳门槛应力水平为 60% 平均静强度以上。因此,可以采用极限强度方法确定疲劳强度设计许用值(包括 B 基准值和 A 基准值)。也就是要求疲劳载荷中的最大载荷对应的应力水平不大于疲劳门槛应力水平,这样可以简化疲劳设计过程,但是这种确定疲劳强度设计许用值的方法比较保守。

2.3 损伤容限设计许用值

含有缺陷/损伤复合材料结构的设计许用值可分为两类:一类是含有 BVID 复合材料结构的设计许用值,也

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2011 年 第 5 期

可以把它看作静强度设计许用值。这类设计许用值是符合 FAR25.305 设计极限载荷要求进行分析所使用的设计许用值;另一类是含有最大设计损伤(MDD)复合材料结构的设计许用值。这一类许用值为符合 FAR25.571(b)损伤容限要求进行分析时所使用的设计许用值,常称为损伤容限设计许用值。

在复合材料结构设计中,大部分结构部位所采用的设计许用值是损伤容限设计许用值。

2.3.1 含 BVID 的损伤容限设计许用值

确定含 BVID 的损伤容限设计许用值,必须进行剩余强度试验和“损伤无扩展试验”。含 BVID 结构的剩余强度应能达到设计载荷以上的承载能力。可按确定静强度设计许用值的方法,确定含 BVID 的损伤容限设计许用值,但是,需要通过试验验证 BVID 在 1.5 倍疲劳寿命试验(空客系列飞机)或 2 倍疲劳寿命试验(波音系列飞机)中“无扩展”。

Boeing 在研发 B777 型飞机垂尾复合材料结构过程中,除采用全尺寸部件外,还采用下列结构元件和组合件进行了 2 倍疲劳寿命试验,证实了损伤“无扩展”:(1)含 BVID 的层合板;(2)开口边缘含 BVID 的剪切壁板;(3)含胶接修理和 BVID 的五筋条壁板;(4)含 BVID 的水平安定面蒙皮对接接头壁板;(5)腹板开口边缘含 BVID 的受剪梁。

在确定含 BVID 的损伤容限设计许用值时,可以参考上述的试验类型,确定证实 BVID“无扩展”的试验计划。因为压缩加载是关键加载方法,损伤“无扩展”验证试验应选取压缩加载方法。

2.3.2 含 MDD 的损伤容限设计许用值

含 MDD 的复合材料结构必须具有承受限制载荷以上载荷的承载能力,并且在两倍检查间隔的疲劳试验(Airbus 公司采用 0.5 倍疲劳寿命的试验)中,损伤“无扩展”。

可以通过含 MDD 组合件级和(或)子部件级的剩余强度试验,并结合设计经验,确定含 MDD 复合材料结构

的剩余强度设计许用值,并通过全尺寸试验验证结构能承受限制载荷,并且在上述检查间隔内损伤无扩展。

2.3.3 含离散源损伤情况

含离散源损伤(如鸟击损伤)的复合材料结构应具有“持续安全飞行”的能力。因此,在确定损伤容限设计许用值时,应通过组合件或子部件试验,考虑这种损伤情况。

在 B777 型飞机复合材料尾翼设计中,考虑冲击损伤影响的设计许用值主要是根据组合件试验给出。这是因为关键的冲击损伤位置通常发生在应力集中处(例如,检查孔的边缘)或在骨架元件的上方(例如,加筋条处的蒙皮)。

2.4 针对修理的设计许用值

复合材料结构修理方案通常采用模拟修理部位构型、材料和工艺的试件进行试验。对于修理设计,不需要给出以统计为基准的材料许用值。但是,应给出材料间的性能差异性,特别对于湿铺层修理的情况。

通常,可将原复合材料结构材料许用值乘以减缩系数(通过复杂性较低试件的试验给出),给出修理情况下的材料许用值,以反映修理材料以及固化温度和压力低于原结构的情况。

采用上述方法给出材料许用值以后,应进行少量的组合件和(或)子部件试验验证,并结合修理设计经验给出用于修理设计的设计许用值。

用于修理设计的试样通常采用螺接或胶接简单连接试样。这种试验一般是二维试验。螺栓连接的试样可以是单排螺栓连接或双排螺栓连接,通过这些试验可以获得挤压、挤压/旁路和净拉伸试验值。胶接连接试样通常采用搭接形式的胶接连接试样,以获得连接处的胶接连接强度。

2.5 国内外飞机复合材料结构的典型设计许用值

一般说来,飞机复合材料结构的设计许用应变值应控制在 3 000 ~ 5 000 $\mu\epsilon$ 。表 1 给出了国内外一些飞机制造厂家的复合材料结构典型设计许用值。

表 1 国内外飞机制造厂家的复合材料结构典型设计许用值^[13-15]

Tab.1 Typical design allowables of national and foreign aircraft manufacturers

公司	部件名称	材料体系	拉伸设计许用值($\mu\epsilon$)	压缩设计许用值($\mu\epsilon$)	剪切设计许用值($\mu\epsilon$)
洛克希德	L-1011 垂直安定面	T300/5208	4500	4000	
Boeing	B777 尾翼蒙皮	T800H/3900-2	3200 ~ 3500	2700	5.3
Airbus	A310 垂直安定面	T300/913C	2800	2800	
Airbus	A320 垂直安定面	T300/913C	3200	3200	
Airbus	A330/340 外翼	HTA/6376		5000	
西安飞机设计研究院	Y7 垂直安定面	T300/913C	3200	3200	

(下转第 39 页)