

航空类专业职业教育系列“十三五”规划教材



通用航空器结构与修理

任艳萍 邓红华◎编著

西北工业大学出版社

航空类专业职业教

划教材

Tongyong Hangkongqi Jiegou Yü Xiuli

通用航空器结构与修理

任艳萍 邓红华 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书共7章,内容分别为飞机结构概述,小固定翼飞机结构,直升机结构,飞机金属结构损伤与修理,飞机复合材料结构损伤与修理,飞机有机玻璃结构损伤与修理,以及飞机密封、橡胶、钛合金等其他结构损伤与修理。本书各章后附的维修工单实例,可作为基本技能操作的工作任务执行,以便进行相关的课程技能训练;各章后附的思考题,可作为课后练习。

本书既可作为高等职业院校飞机维修工程各专业课程教学的教材,也可作为从事飞机使用与维修相关行业技术人员的参考用书。

图书在版编目(CIP)数据

通用航空器结构与修理/任艳萍,邓红华编著. —西安:西北工业大学出版社,2017.3

航空类专业职业教育系列“十三五”规划教材

ISBN 978-7-5612-5237-6

I. ①通… II. ①任… ②邓… III. ①航空器—结构分析—高等职业教育—教材
②航空器—维修—高等职业教育—教材 IV. ①V214.1②V267

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 026594 号

策划编辑:华一瑾

责任编辑:华一瑾

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路127号 邮编:710072

电话:(029)88493844 88491757

网址:www.nwpu.com

印刷者:兴平市博闻印务有限公司

开本:787 mm×1 092 mm 1/16

印张:12.5

字数:300千字

版次:2017年3月第1版 2017年3月第1次印刷

定价:35.00元

前言

通用航空和公共运输航空是民用航空的两大支柱。近年来我国公共运输航空得到了飞速的发展和繁荣,然而通用航空与国外相比,发展还比较落后。因此,通用航空的发展已成为我国民用航空“十三五”规划的重要内容。要大力发展通用航空,必然需要更多专业的通用航空器维修人员来保障通用航空器的安全运行。

为满足民航业的发展,广州民航职业技术学院及时开设了通用航空器维修专业,将飞机结构检测与修理作为通用航空器维修人员的基本知识和基本技能。目前市场少有一本合适的可用于通用航空器维修专业的教材。因此,本书的编写以通用飞机维修企业的岗位需求为出发点,总结飞机结构与修理的理论知识及基本技能体系,参考中国民用航空规章 CCAR147 培训大纲的部分内容,并结合通航飞机维修专业的人才培养目标和方案,重点叙述飞机各种结构损伤的形式,各种结构典型修理方案的制定、实施及工艺要求,以及维修原则和适航性安全要求等。

通用航空器主要以小固定翼飞机和直升机为主,本书以活塞式小固定翼飞机和直升机的构造为基础,介绍航空器的基本结构、构件的组成及构型,构件之间的装配关系,以及构件承载的特点及适航性安全要求。

本书第 1~4 章由任艳萍编写,第 5~7 章由邓红华编写,全书由任艳萍统稿。

在本书编写过程中,得到广州民航职业技术学院飞机维修工程学院领导和通用航空系领导、张柳老师以及企业外聘教师刘赐捷的大力支持,同时他们也提出许多宝贵的修改意见,在此对他们表示由衷的敬意和衷心的感谢。

由于编写时间仓促,知识和专业水平有限,书中难免存在欠妥之处,恳请广大读者批评指正。

编著者

2016 年 9 月

目 录

第 1 章 飞机结构	1
1.1 飞机结构的定义	1
1.2 维修手册简介	2
1.3 结构的应力与应变	4
1.4 飞机结构的分类	6
1.5 飞机结构的适航性要求	6
1.6 飞机金属结构的基本构型及特点	7
1.7 飞机复合材料结构的基本构型及特点	9
1.8 结构装配技术	13
1.9 结构用紧固件	17
1.10 维修工单	31
复习思考题	36
第 2 章 小固定翼飞机结构	38
2.1 概述	38
2.2 机翼	41
2.3 机身	48
2.4 尾翼	58
2.5 操纵面	60
2.6 飞机校装和对称性检查	62
2.7 维修工单	64
复习思考题	67
第 3 章 直升机结构	68
3.1 结构适航性设计要求	68
3.2 直升机区域和站位识别系统	72
3.3 直升机机身结构	73
3.4 旋翼结构	78
3.5 直升机部件的连接	86

3.6 排放通风系统安装和防雷击	91
3.7 机身校正和线性水平检查	94
3.8 维修工单	95
复习思考题	100
第4章 飞机金属结构损伤与修理	101
4.1 飞机金属结构常见的损伤形式	101
4.2 飞机结构损伤分类	102
4.3 结构修理的基本原则	103
4.4 航空器结构修理分类	109
4.5 典型结构修理	110
4.6 维修工单	116
复习思考题	120
第5章 飞机复合材料结构损伤与修理	122
5.1 典型先进复合材料	122
5.2 复合材料的存储和处理	139
5.3 复合材料结构损伤类型和评估	140
5.4 复合材料结构损伤的修理原则与方法	143
5.5 复合材料修理工具及设备	150
5.6 典型复合材料结构的修理	155
5.7 维修工单	167
复习思考题	169
第6章 飞机有机玻璃结构损伤与修理	170
6.1 飞机透明塑料	170
6.2 有机玻璃的性能	171
6.3 飞机有机玻璃的损伤检查与修理	172
复习思考题	180
第7章 飞机其他结构损伤与修理	181
7.1 飞机密封结构修理	181
7.2 飞机橡胶结构修理	184
7.3 飞机钛合金结构修理	189
复习思考题	191
参考文献	192

第1章 飞机结构

1.1 飞机结构的定义

飞机结构是指由几个到成千上万零件结合在一起构成的受力整体,这些零件之间相互没有相对运动,同时能承受一定的外载荷,满足所需的强度、刚度、寿命及可靠性等方面的适航要求,所以又常常称为受力结构。研究飞机结构在载荷和环境作用下的应力、变形、稳定性及其合理性的学科,又称飞机结构理论,有时也称为飞机强度学。飞机结构力学是固体力学理论应用于飞机结构的一个分支学科,是飞机结构设计的重要理论基础。

小固定翼飞机如图 1-1 所示,其结构通常包括机身、机翼、尾翼、发动机短舱,以及起落架、操纵系统(副翼、升降舵和方向舵等)及其他系统的受力结构。每个系统的结构可分为部件结构或者组件结构,像机身、机翼这样的大结构,通常称为部件结构;机身、机翼又可沿机身纵向或翼展方向分成几个大段,每一大段结构称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件结构,构件由几个零件装配而成,零件一般为不需装配的基本单元。当零件与构件在飞机结构中作为有一定功用的基本单元时称为元件,如翼肋、梁、框等,它可以是一个构件,也可以是零件。

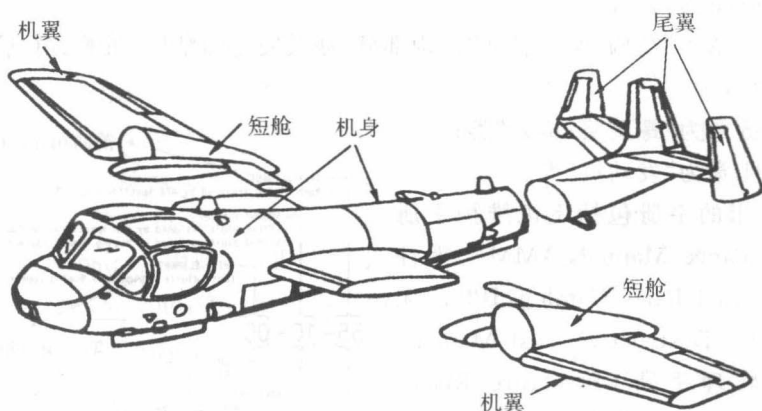


图 1-1 典型的小固定翼飞机结构

旋翼飞机如图 1-2 所示,其结构虽然存在一定的差别,一般来说,基本结构一般包括机身结构(驾驶舱和客舱)、尾部结构(尾梁、垂直安定面和水平安定面)、上部结构(发动机舱)、下部结构(起落架)、尾桨结构和旋翼结构等。这些结构通过各种形式连接为一个整体,承受直升机

飞行、地面的各种载荷并保持平衡。

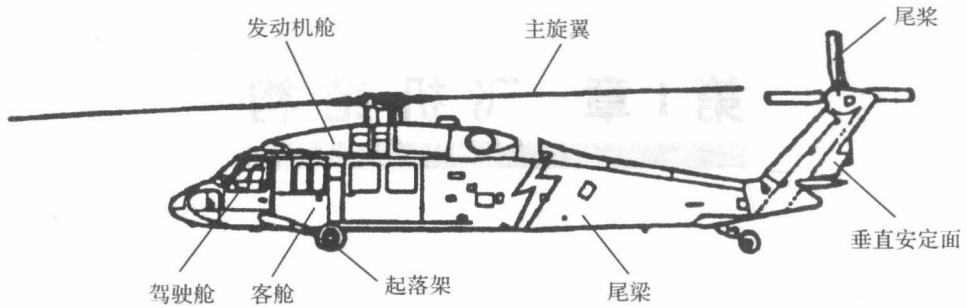


图 1-2 典型直升机结构

总的来说，飞机结构就是飞机在飞行、地面时承受各种外载荷，能在内部构件中连续传递这些载荷，并且能保持飞机平衡和外型的受力整体。从材料来说，现代飞机结构主要分为金属结构和新兴的复合材料结构。

1.2 维修手册简介

飞机手册的章节编写是按照美国航空运输协会的 ATA100 规范来完成的。ATA100 规范是美国航空运输协会(Air Transport Association of America, ATA)与航空制造商、航空公司共同制定的一种规范，用以统一各种民用航空产品厂商所出版的各种技术资料的编号。

1.2.1 ATA100 规范

按照 ATA100 规范，各种民用航空器技术资料都可按其内容予以编号。

- (1)第 5~12 章为“总体”类；
- (2)第 20~49 章为“系统”类；
- (3)第 51~57 章为“结构”类：飞机的结构部分，涉及安定面结构、机翼、窗、舱门等内容，这部分归在 SRM 系统；
- (4)第 60~65 章为“螺旋桨/旋翼”类；
- (5)第 70~91 章为“发动机”类。

飞机维修适用的手册包括飞机维护手册(Aircraft Maintenance Manual, AMM)、零件目录手册(Illustrated Parts Catalog, IPC)、无损探伤手册(Non - Destructive Test Manual, NDTM)、结构修理手册 (Structure Repair Manual, SRM)、腐蚀防护手册(Corrosion Prevention Manual, CPM)等。其编排如图 1 - 3 所示。

其中第 55 章表示该组件属于安定面，第 10 节进一步表示其属于综述子系统，“00”目为生产商自定义编号。

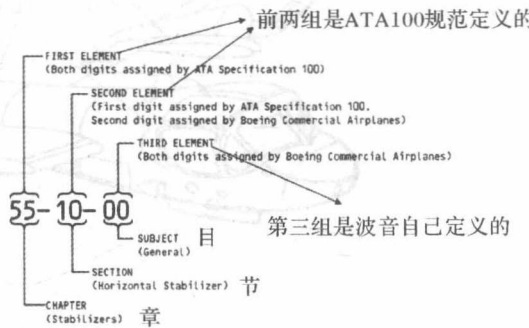


图 1-3 SRM 手册的典型编排方式

1.2.2 手册的有效性

维修文件的有效性主要体现在以下两个方面。

(1)型号有效性。由于同一型号设备的基本型号发展出不同机型,不同的机型之间存在差别,当这些型号的设备共用一本手册时,便需要利用有效性来表示不同维修文件内容的适用范围,一般采用件号和模式代码来标示设备的型号有效性。

(2)时效有效性。它是指由于文件随时间更迭而产生的有效性问题,如厂家的定期改版(Normal Revision)和临时改版(Temporary Revision),此外还有国家强制执行的适航指令(Airworthiness Directive, AD)和制造厂家推荐执行的服务通告(Service Bulletin, SB)和服务信函(Service Letter, SL)。

所谓手册或其他技术资料的有效性,是指手册或其他技术资料的技术内容是针对、包含、覆盖及适用于该待修件。以下几方面在查阅手册、图纸或其他技术资料时应当注意:

(1)所查阅的手册或技术资料必须由该设备原制造厂(Original Equipment Manufacturer, OEM)所提供,或待修件的拥有者——选用该设备的航空公司或其他单位所提供,或其他合法授权单位所提供。所查阅的手册或技术资料必须为厂方正式发布的工程技术资料。用于培训的资料、一般商业宣传资料、个人学习资料等其他用途的资料不得作为修理工程实践的依据。

(2)所查阅的图纸等资料必须有效更新,并应注意手册开始部分的有效页清单。

(3)待修件的部件号、序号必须与所查阅的手册或技术资料的适用范围相符。

(4)注意待修件的修改等级标示符与所查阅的图纸或技术资料的适用性。有的设备制造厂利用修改等级(REV LEVEL)标识符来表示其制造的设备、部件或分部件的设计修改等级。修理实践中应查阅、使用与待修件修改等级标识符相符的图纸和其他技术资料。修改等级标识符用英文大写字母表示,标示在设备上,并在部件修理手册中用线路图更改页来说明。修改等级以 REV 后跟英文字母 A 开始,依次为 B……Z、AA、AB……ZZ,如果无更改,则表示为 REV—。

1.2.3 结构修理手册

结构修理手册(SRM)的内容包括第 51~57 章。手册第 51 章为制造厂给出的主要结构和次要结构的通用资料 and 特殊说明,典型的蒙皮、框架、桁条也在此手册中,它还包括材料的紧固件的代用品以及特殊修理技术。

手册第 52~57 章的每节内,都分三部分:识别(Identification),允许损伤(Allowable Damage)和修理(Repair)。因此,如果要查可允许损伤,应先查阅构件属于哪部分结构,再找这章节的 Allowable Damage,之后就可以查出具体的可修理方案。

1. 结构修理手册的编排

结构修理手册遵照 ATA100 规范进行编写。ATA100 是按照章节的概念进行编写的,每一章代表了飞机上的一个系统。第 51~57 章是飞机的结构部分,涉及安定面结构、大翼、窗、舱门等内容,其主要内容见表 1-1。

2. 结构修理手册查询的方法及步骤

(1)查找相应信息之前,首先应根据所学的专业及英语知识,找到该信息的英文关键词(Keyword)。由于手册的目录是根据关键词编写的,如果写出关键词,就容易判断所查的内容

的正误。再根据 ATA100,确定要查的问题在手册中所在的章(Chapter),并判断可能的页码区段(Page Block)范围,也就是判断应该在哪部分内容当中。根据问题的性质,ATA100 确定了各种问题的页数编号。

- SRM 手册中的第 52~57 章各目号下图页号的编排如下。
 - 在第 1~99 页,图号将以图 1 开始,按顺序排列。
 - 在第 101~199 页,图号将以图 101 开始,按顺序排列。
 - 在第 201 页及以后页,图号将以图 201 开始,按顺序排列。
- SRM 手册中的页码及其表示的内容按页号分类如下。
 - 在第 1~99 页,结构标识。
 - 在第 101~199 页,允许损伤。
 - 在第 201 页及以后页,修理数据。

(2)翻到该章的目录(Table of Contents),在目录中寻找问题所在的节或分系统(Section)和项目(Subject)。

(3)确定 Chapter - Section - Subject 后,根据这一线索,就可以到手册的具体章节里查阅所需要的信息。

表 1-1 SRM 手册简介

章 节	名 称	内容简介	举 例
第 51 章	结 构 部分 标准施工	结构部分主要需要进行的相关工作	如密封胶的涂抹,防锈油的 喷涂
第 52 章	门	飞机人员和货物进出的主要门和维修盖 板,登机梯等	如登机梯,货舱门
第 53 章	机身	飞机机身的主要结构隔框,梁,桁条,蒙 皮,轮舱,整流罩等	如机身结构腐蚀及疲劳的 检查
第 54 章	短舱、吊架	飞机发动机短舱和吊架的表层结构和承 力结构	如吊架的装拆及结构检查
第 55 章	安定面	飞机水平安定面和垂直安定面的结构	如安定面盖板、整流罩的装拆
第 56 章	窗	飞机客舱,驾驶舱,舱门,应急观察使用 的各类窗体结构	如客舱窗户、驾驶舱挡风玻璃 的装拆
第 57 章	机翼	飞机机翼和机翼舵面,前后缘装置的 结构	如机翼结构腐蚀及疲劳检查, 盖板、整流罩的装拆

1.3 结构的应力与应变

根据飞机结构强度设计的适航性要求,在飞机设计中,必须要求构成飞机各部分结构的每一个构件具有足够的强度,飞机的每部分都能承受施加于其上面的外载荷,构件之间能够将这

些外载荷在构件内部合理传递,保持飞机平衡和良好的外型,且不发生损害飞机安全的变形和破坏。因此,只有熟知飞机的整体受力以及各个部件的受力状态,才能避免因修理不当而改变飞机原有的结构强度和受力分布。

1.3.1 外载荷

在飞行中或起飞、着陆、地面运动时,其他物体对飞机的作用力称为飞机的外载荷。飞机外载荷是对飞机结构进行受力分析的重要依据。飞机使用中所承受外载荷的各种限制,表示飞机结构具有有限的承载能力。物体在外力作用下发生形状和尺寸的变化,称为变形。

小固定翼飞机在飞行的过程中受到升力、重力、推力和阻力4种外载荷,飞机在抬头、俯仰及转向时,飞机还受到扭矩和弯矩的作用。受以上几种力的作用影响,飞机结构会产生拉伸、压缩、剪切、弯曲和扭转5种基本变形。

旋翼飞机在飞行的过程中受到升力和重力两种外载荷,在抬头、俯仰以及转向时,还受到扭矩和弯矩的作用。飞机结构同样也会产生拉伸、压缩、剪切、弯曲、扭转五种基本变形。

1.3.2 结构内应力

随着变形的产生,会在物体内部形成内力以抵抗变形。相应地,内力也有拉、压、弯、剪和扭5种基本内力,内力与引起内力的外载荷大小相等、方向相反。构件截面单位面积内所承受的内力称为应力。单位尺寸(长度或角度)的变形量称为应变。为了确定飞机构件在承受外载荷时整个截面积的受力情况而进行的分析,称为应力分析。

应力分为正应力和剪应力,而正应力包括拉伸应力和压缩应力。在弹性变形限度内,应力与应变符合虎克定律,即应力与应变成正比。

在外载荷的作用下,飞机构件所承受的内力分为拉力、压力、剪力、弯矩和扭矩,如图1-4所示。总的来说,这5种内力可分解为正应力和剪应力两种(见表1-2),即拉力形成拉应力,压力形成压应力,剪力形成剪应力,弯矩可以分解为正应力和剪应力,扭矩可分解为剪应力。

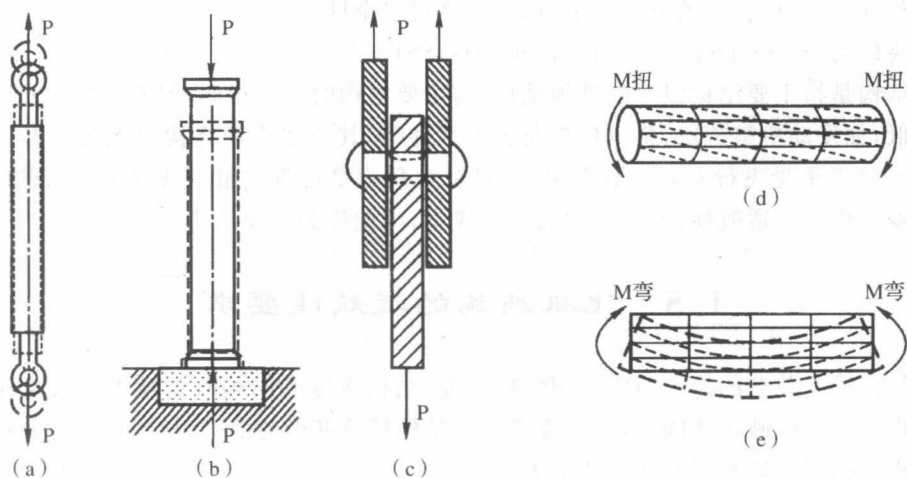


图1-4 5种基本变形

(a)拉伸变形;(b)压缩变形;(c)剪切变形;(d)扭转变形;(e)弯曲变形

表 1-2 变形与内力的关系

变形种类	对应的内力	承受的内应力
拉伸	拉力	拉应力
压缩	压力	压应力
剪切	剪力	剪应力
扭转	扭矩	剪应力
弯曲	弯矩	正应力+剪应力

1.4 飞机结构的分类

构成飞机结构的各部件或组件采用多种材料,如铝合金、钢、钛合金或各种复合材料,通过铆钉、螺栓、螺钉连接或焊接、胶接连接在一起,形成骨架结构。这些骨架构件有纵梁、桁条、肋、隔框等,主要用来承受应力或者传递载荷。

根据结构强度要求的不同,以及航空器结构构件失效后对飞行安全造成的后果的差异,结构构件可划分为主要结构和次要结构。

1. 主要结构(Primary Structure Elements,PSE)

在空中、起飞或着陆时,结构部件的失效会直接导致结构塌损、动力损失、系统或部件的故障或失效,会严重影响航空器的安全和操纵,失效后影响飞机持续适航性,这样的结构称为主要结构。飞机某些结构在飞行中承受拉伸、压缩、扭转、剪切、弯曲应力或这些应力的组合时,强度是主要因素,因此称为主要结构。如机身、机翼、尾翼、飞行操纵面和起落架等都属于主要结构。

主要结构又分为重要结构(Signification Structural Item,SSI)和其他主要结构。重要结构是指主要结构中承受飞行、地面、操纵或者增压载荷的关键结构,一旦损坏会直接破坏飞机结构的完整性,失效后会导致灾难性事故,危及飞机安全性。

2. 次要结构(Secondary Structure Elements,SSE)

次要结构是指主要结构以外的其他结构,与主要结构的描述相同,但安全裕度允许结构有明显的降低,如发动机整流罩、整流包皮及类似零件等,其主要作用是构成流线外形以减小阻力。它们通常不承受飞行和着陆载荷引起的应力,只承受自身质量力或气动载荷的结构,失效后不影响飞机持续适航性,但是会增加运营成本,因此称为次要结构。

1.5 飞机结构的适航性要求

飞机结构承受载荷的能力通常采用结构强度、结构刚度和结构稳定性等参数来说明。结构强度是指结构抵抗破坏的能力,结构刚度是指结构抵抗变形的能力,结构稳定性是指在外力作用下飞机结构保持原有平衡状态的能力。

一般来说,强度是结构首要的和最基本的要求,也是结构安全使用的前提和基础。当某些结构(如机翼、机身和尾翼等)在承受外载荷后产生的变形影响到飞机的气动性能和安全运行

时,对这些结构则必须提出刚度要求。而当某些结构受载变形后构件(如机翼蒙皮和桁条等)可能失去稳定性时,则必须提出稳定性要求。

在中国民用航空规章(China Civil Aviation Regulations,CCAR)中,CCAR-21,23,25 部相关章节对飞机结构及其零部件的强度都规定了具体的适航标准,大到机体结构、气密座舱和起落架,小到飞行操纵系统、操纵面、舱门的接头、支撑和铰链等,都详细规定了强度标准、损伤容限、疲劳评定和试验验证等。

例如,CCAR-23-R3 作为中国民航对正常类、实用类、特技类和通勤类飞机的适航标准,在关于结构的总则中对飞机结构强度与变形限制作了如下规定:“强度的要求用限制载荷(服役中预期的最大载荷)和极限载荷(限制载荷乘以规定的安全系数)来规定;结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形,在限制载荷以内的任何载荷作用下,变形不得妨碍安全运行;除非另有规定,安全系数均为 1.5;结构必须能够承受极限载荷至少 3 s 而不破坏(若在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳可以接受)。”

上述出现的几个概念,如限制载荷、极限载荷、变形、永久变形和安全系数等,与飞机结构设计和使用密切相关。

限制载荷又称为使用载荷,是飞机使用中其结构预期可以承受的最大载荷,也是结构使用中允许承受的最大载荷。

极限载荷又称为设计载荷,是飞机结构设计时所设定的载荷。当飞机结构承受的载荷达到极限载荷值时,结构中单个零件或构件出现塑性变形或破坏,但整个结构仍然具有一定的承载能力。安全系数就是设计载荷与使用载荷的比值,表明结构具有的剩余强度。对于主要由铝合金材料构成的飞机机体结构,根据结构受力特点及重要性的不同,安全系数通常取 1.5~2。

现代飞机的主要结构仍然采用金属材料,当它们受到外载荷作用时,必然产生变形。当变形处于弹性极限内时属于弹性变形,该变形在载荷卸去后能完全消除。当载荷过大,使变形超过弹性极限时,载荷卸去后则变形不能完全消失。这种不能消失的变形称为塑性变形或残余变形,也可称为永久变形。当航空器结构为新兴的先进复合材料时,这几个概念同时适用。

结构强度的适航性要求规定了飞机结构设计和制造的基本强度标准,以保证飞机在承受各种载荷状态下具有足够的强度、刚度和稳定性,不会产生不允许的残余变形、气动弹性问题和振动问题,并具有足够的寿命和高的可靠性。因此,在飞机使用寿命周期内,只要所受载荷均在限制载荷以内,飞机结构将不会发生永久变形,更不会发生破坏,从而不会影响飞机的安全。另外,正确的使用及良好的维护,使飞机结构能够保持良好的受载状态,不会损害飞机的结构强度。

1.6 飞机金属结构的基本构型及特点

钣金零件作为飞机的结构主体,构成飞机机体的框架和气动外形。在飞机结构中,钣金零件主要分为两大类,一类是薄板件,另一类是杆系结构。厚度远小于平面内另外两个尺寸的元件为板件,在飞机结构中,蒙皮、梁的腹板等属于薄板件,此类元件能够承受板平面内的分布载荷,能够承受较强的剪切强度。与横截面尺寸相比长度尺寸比较大的元件为杆件,杆件分为细长杆件和薄壁杆件。各种撑杆为细长杆件;薄壁杆件分为钣金件和挤压型材,常见的结构有桁条、框缘条、梁缘条及腹板的立柱等,此类元件能够承受沿轴线作用的力,即承受拉应力或压应力。

1. 钣金件

钣金件是板材经过折弯形成一定截面形状的杆系结构,其截面特点是处处厚度相等,如图 1-5 所示。相对于挤压型材来说,钣金件承受比较小的轴向载荷。飞机结构中常见的钣金元件有钣金桁条、钣金框、普通肋以及减重加强孔等。

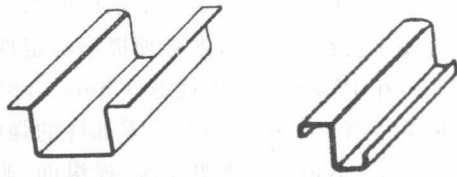


图 1-5 钣金件

2. 型材

型材是指经过一定截面形状的模具挤压形成的杆系结构,其截面厚度不一定相等,如图 1-6 所示。相对于钣金件来说,型材能承受比较大的轴向载荷,但其抗弯能力弱,并在力的作用下产生拉伸或者压缩变形,形成拉应力或压应力。飞机结构中常见的型材元件有型材桁条、梁缘条以及加强框等。

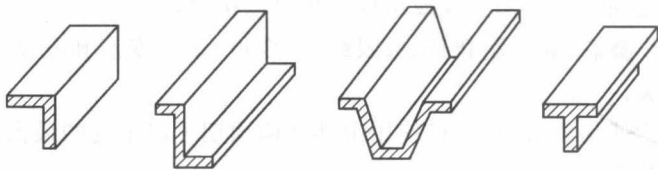


图 1-6 典型的桁条型材

3. 腹板

各种梁式结构中的板件结构称为腹板。在图 1-7 组成机翼的基本结构元件中,腹板能承受平面内较强的分布载荷,且能够承受较大的剪切应力,厚度较大的腹板亦能承受拉应力。但是腹板承受压应力的能力很弱。

4. 梁

飞机结构中的梁基本上有两种类型:一种梁的外形与杆件相似,但它具有比较强的弯曲或扭转强度(闭合剖面的杆件),可以承受垂直梁轴线方向载荷的作用,如起落架减震支柱就是这类元件。另一种梁由上、下缘条和腹板组成,具有比较强的剪切弯曲强度,承受腹板平面内的载荷作用,产生剪切和弯曲变形。梁缘条承受弯曲产生的拉压正应力的作用,腹板则承受剪切产生的剪应力的作用。图 1-7 中缘条和腹板组成的机翼大梁以及翼肋就属于这种梁元件。

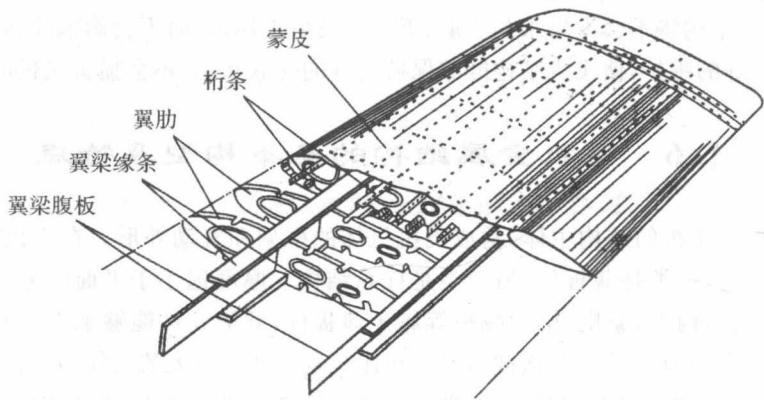


图 1-7 组成机翼的基本结构元件

1.7 飞机复合材料结构的基本构型及特点

复合材料在飞机结构中的应用情况大致可以分为三个阶段:第一阶段是应用于受载不大的简单零部件,如各类口盖、舵面、整流罩、雷达罩、阻力板以及起落架舱门等,据统计可减重 20% 左右。第二阶段是应用于承力大的部件,如安定面、全动平尾、前机身段以及机翼等,据估计可减重 25%~30%。第三阶段是应用于复杂受力部位的部件,如机身段和中央翼盒等,据估计可减重 30% 以上,如 B787 飞机采用复合材料后减重达 50%。

1.7.1 层压板结构

层合板(Laminate),亦称层压板、叠层板。复合材料层压板是由单层板黏合而成的。层压板可以由不同材质的单层板构成,也可以由不同纤维铺设方向上相同材质的各向异性单层板构成。由于单层板在厚度方向的宏观非均质性,致使层压板具有各向异性的特点;由于纤维铺设方向的多样性,使层压板通常没有一定的材料主向。

层合板可设计性强,可制成多种结构形式,并可采用多种工艺方法成形,因此在航空航天飞行器结构中应用十分普遍。层合板是层合结构的基本元素。层合结构是指经过适当的制造工艺,如共固化、二次胶接和机械连接等,主要由层合板形成的具有独立功能的较大的三维结构,如翼面结构的梁、肋、壁板和盒段,机身侧壁以及飞行器部件等。

层压板受力特性和各单层板密切相关。一层甚至几层单层板的破坏,虽然将引起层合板刚度的变化,但层压板仍可能由余下的各个单层板来承受更大的载荷,一直到全部单层板破坏引起层合板的总体破坏为止。

如图 1-8(a)所示是一种典型的纤维增强复合材料。它由如图 1-8(b)所示的 5 个单层板紧密黏合在一起而制成。单层板的纤维取向采用两个坐标系来定义,如图 1-9 所示。图 1-9 中的 1-2 坐标系定义单层板的纵向(纤维方向)和横向, $X-Y$ 坐标系定义整个层压板的纵向和横向,两坐标系间的夹角 θ 即为该单层板的铺层角。

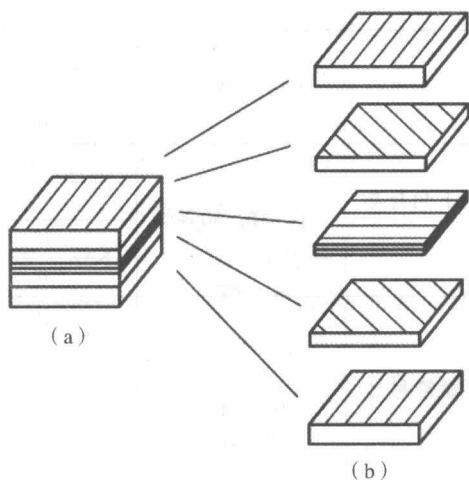


图 1-8 层压板结构
(a)层压板;(b)单层板

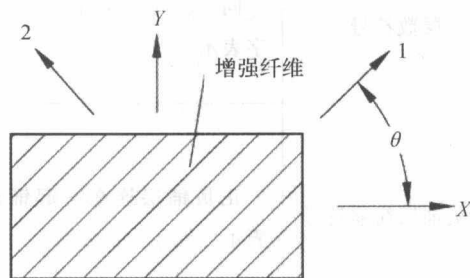


图 1-9 单层板的取向

增强纤维单向置入基体中形成的单层板称为单向铺层或无纬铺层板,如图 1-10(a)所示;当纤维以编织品形式置入基体中形成的单层板称为编织双向铺层板,如图 1-10(b)所示。

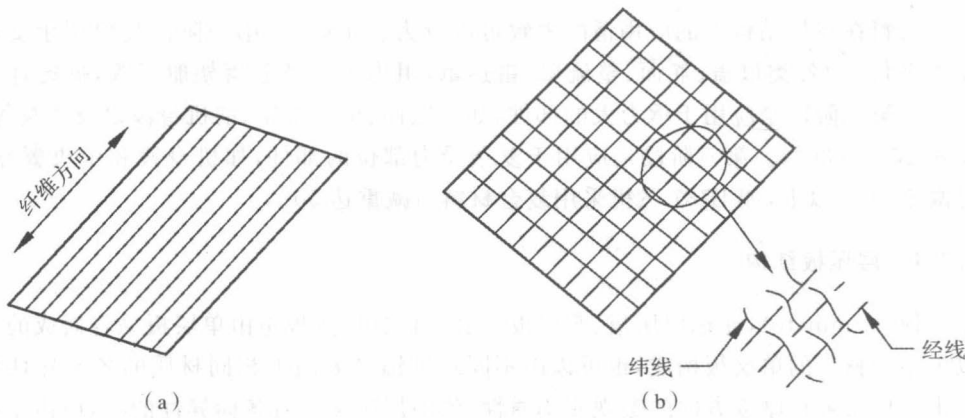


图 1-10 单层板的纤维形式
(a)单向带;(b)编织物

在工程中,常采用一种标识来表示铺层的层数、各层的铺层角和铺层顺序,表 1-3 给出了层压板中采用的各种标识和符号。

表 1-3 层压板中所采用的各种标识和符号

符号名称	说 明	标识示例	
对称铺层符号	用下角标 S 表示	$[0/90]_s$	0
			90
			90
			0
中分面铺层符号	在对称层压板中面处分开的铺层用顶标“—”表示	$[0/\overline{90}]_s$	0
			90
			0
			90
全部铺层符号	用下角标 T 表示	$[0/45/90]_T$	90
			45
			0
			90
层数符号	同一方向铺层连在一起铺设,用下角标数字表示	$[0/45_1/90]_T$	90
			45
			45
			0
正负铺层简缩符号	正负铺层连在一起铺设,用前置符号 ± 表示	$[0/\pm 45]_s$	0
			+45
			-45
			-45
			+45
			0

续表

符号名称	说 明	标识示例	
铺层顺序重复符号	铺设的铺层顺序重复出现,用下角标数字表示重复次数	$[0/90]_{2T}$	90
			0
			90
			0
混合铺层符号	当不同纤维的铺层混合时,用下角标区分: C — 碳纤维 B — 硼纤维 G — 玻璃纤维 K — 芳纶纤维	$[0_{2C}/45_C]_S$	0 _C
			0 _C
			45 _G
			45 _G
			0 _C
单向与双向铺层 混杂符号	当单向与双向铺层混合铺设时,用()表示双向铺层	$[0/(0, 90)/(\pm 45)]_S$	0 _C
			0
			(0, 90)
			(± 45)
			(± 45)
			(0, 90)
			0

层合板设计(即铺层设计)是复合材料结构设计中很关键的设计工作之一,也是复合材料结构设计特有的工作内容。层合板设计主要包括选取合适的铺层角,确定各铺层的百分比和铺层顺序 3 方面内容,具体包括铺层的取向和铺层的铺设顺序以及各种铺层相对于总层数的百分比和总层数。

1. 铺层的取向

依据层合板所承受的载荷来确定铺层的取向。通常,0°铺层用来承受轴向载荷;±45°用来承受剪切载荷;90°铺层用来承受横向载荷和控制泊桑效应。

2. 各种铺层相对于总层数的百分比和总层数

各种铺层相对于总层数的百分比和总层数在综合考虑设计要求后确定。根据经验,任一铺层角的铺层所占百分比最少为 10%。

3. 铺层顺序

铺层设计中,除特殊需要外,应采用均衡对称铺层。同一铺层角的铺层不要过多集中在一起,层数一般不超过 4 层,否则易出现层间分层。在结构的厚度变化区域,铺层数递增或递减形成台阶,每层台阶宽度相近,还要在表面铺设连续覆盖层,以防剥离。

4. 混杂复合材料的铺层设计原则

混杂复合材料的主要特性是通过两种或两种以上纤维的混杂,用一种纤维材料的优点去弥补另一种纤维材料的缺点,以得到综合性能较好的混杂复合材料。目前民用飞机结构上主要采用将碳纤维加入芳纶混杂复合材料的设计方法。

单一纤维复合材料层合板的铺层设计方法仍适用于混杂复合材料。