

中国民用航空总局飞标司推荐
民用航空器维修基础系列教材

活塞发动机飞机 结构与系统 (ME - PA)

郝劲松 主编

兵器工业出版社

《民用航空器维修基础系列教材》 编写委员会

主任委员：徐超群

副主任委员：任仁良

编委：徐超群 任仁良 郑连兴 许春生
李幼兰 王会来 朱丽君 刘建英
张铁纯 刘建新 郝劲松

出版说明

2005年8月,中国民航规章CCAR-66R1《民用航空器维修人员执照管理规则》考试大纲正式发布执行,该大纲规定了民用航空器维修持照人员必须掌握的基本知识。随着中国民用航空业的飞速发展,迫切需要大批高素质的民用航空器维修人员。为适应民航的发展,提高机务维修人员的素质和航空器维修水平,满足广大机务维修人员学习业务的需求,中国民航总局飞标司组织成立了《民用航空器维修基础系列教材》编写委员会,其任务是编写一套适用于中国民航维修要求,实用性强、高质量的培训和自学教材。

为方便机务维修人员通过培训或自学,参加维修执照基础部分考试,本系列教材根据CCAR-66R1民用航空器维修人员执照基础部分考试大纲编写。这套系列教材共11本,内容覆盖了考试大纲的所有模块,具体每一本教材的适用专业和对应的考试大纲模块见下表:

序号	书名	适用专业	覆盖CCAR-66R1考试大纲模块
1	电工基础	ME、AV	M3
2	电子技术基础	AV	M4、M5
3	电子技术基础	ME	M4、M5
4	空气动力学和维护技术基础	ME、AV	M6、M8
5	人为因素和航空法规	ME、AV	M9、M10
6	涡轮发动机飞机结构与系统	ME-TA	M11
7	涡轮发动机飞机结构与系统	AV	M11、M14
8	直升机结构与系统	ME-TH、PH	M12
9	活塞发动机飞机结构与系统	ME-PA	M13
10	燃气涡轮发动机	ME-TA、TH	M14、M16
11	活塞发动机	ME-PA、PH	M15、M16

该系列教材力求通俗易懂,紧密联系民航实际,针对性强,适合于民航机务维修人员或有志进入民航维修业的人员培训或自学用教材,也可作为CCAR-147维修培训机构的基础培训教材或参考教材。

在这套教材的编写过程中,我们得到了中国民航总局飞标司、中国民用航空学院、广州民航职业技术学院、中国民用航空飞行学院、民航管理干部学院、民航上海中等专业学校、北京飞机维修工程有限公司(Ameco)、广州飞机维修工程有限公司(Gameco)、中信海洋直升机公司等单位以及航空器维修领域的40多位专家的大力支持,在此一并表示感谢。

由于编写时间仓促和我们的水平有限,书中还存在着许多错误和不足,请各位专家和读者指出,以便再版时加以纠正。

《民用航空器维修基础系列教材》编委会
2006年2月10日

前 言

本书根据中国民用航空总局咨询通告 AC-66R1-02——《民用航空器维修人员执照考试大纲》和 AC-147-02——《民用航空器维修基础培训大纲》所规定的活塞发动机飞机相关内容编写而成,是中国民用航空总局飞行标准司所属的“民用航空器维修人员执照考试管理中心”组织编写的民航维修人员基础自学系列教材之一。本书的内容涉及活塞发动机飞机的结构和各工作系统,具体包括飞机结构的一般概念和构造、座舱通风与加温系统、航空电子和仪表系统、飞机电源系统、氧气设备与座椅、防火系统、飞行操纵系统、飞机燃油系统、液压系统、防冰排雨系统、起落架系统、灯光系统和冷气系统等。本书可作为民航维修人员活塞发动机飞机结构和系统基础培训教材,也可作为有志于成为民用航空器维修行业从业者学习通用航空飞机结构和系统基础知识的自学教材,还可作为民航各技术岗位人员进行业务学习的参考书。

本书的编写力求满足基础培训的通用性以及民航维修行业特点所要求的实用性和针对性。在重点介绍飞机结构和各系统的基本组成、工作原理的基础上,还着重介绍了日常维护和检查工作要点以及部分特殊维护项目的基本实施方法;同时,本书还注意吸收和归纳先进科学技术成果在现代活塞发动机飞机上的应用,体现知识、技术上的先进性和应用性。由于绝大多数现代活塞发动机飞机属于通用航空飞机,而我国通用航空发展水平与世界航空发达国家相比还有较大差距,活塞发动机飞机在我国应用量相对较小,导致国内可供利用的技术资料和维修资料也相对较少。所以本书编写时,在充分利用国内资源的前提下,还较多地借鉴了欧美等通用航空业发达国家的同类教材、培训资料、机型维护手册等相关资料,力争使教材达到全面性、整体性和系统性要求。本书在内容的采用上还具备一定前瞻性,力求在一段时间内能够较好地满足中国民航通用航空事业发展对航空器维修人员基础培训的要求。

本书对活塞发动机飞机结构和系统进行了一般性介绍,所有内容仅适用于基础培训或学习,不能作为航空器维修具体实践的依据。应特别注意不要将本书所介绍的有关飞机维护工艺、技术和方法等基础性知识直接应用于具体飞机的维护和维修实践。

本书共有 14 章内容,其中第 1 章、第 2 章、第 3 章、第 6 章、第 7 章、第 8 章、第 9 章、第 10 章、第 11 章、第 12 章和第 14 章由郝劲松编写,第 4 章和第 13 章由徐亚军编写,第 5 章由朱新宇编写。全书由郝劲松主编,并负责统稿和编写质量控制。几位作者均为中国民用航空飞行学院教师,具有较深厚的理论修养和多年从事机务执照培训教学经验积累,为本书的编写完成付出了最大努力。考虑到自学教材的特殊要求,在理论阐述、问题描述、术语运用和插图等方面,尽量做到内容的详实、准确、图文并茂,文字的简洁、流畅、易读易懂。但由于编者工作领域和水平的局限,书中定有不妥之处,诚恳希望本书使用者能够提出宝贵意见和建议,以便在本书修订时进一步完善。

本书在编写过程中,得到了中国民航飞行学院机务处、航空工程学院和中国民航飞行学

院广汉分院机务工程部等部门及其工程技术人员和专家的大力支持，同时也得到了本书审定组任仁良、段维祥、王有隆、汤天明、蒋维安、蒋陵平、宋静波、庞大海和杨国余等专家、教授的宝贵指正和热情帮助，在此深表谢意。

编 者
2006 年 10 月

目 录

第1章 飞机结构的一般概念	(1)
第1节 结构强度的适航性要求	(2)
第2节 飞机的站位识别系统	(4)
第3节 飞机结构的应力与应变	(6)
第4节 飞机结构基本构件	(10)
第5节 排泄、通风和防雷击保护的要求	(13)
第6节 结构装配技术	(14)
第7节 表面防护	(20)
第8节 飞机校装和对称性检查	(23)
第2章 飞机结构	(26)
第1节 机翼	(26)
第2节 机身	(31)
第3节 尾翼	(40)
第4节 操纵面结构	(42)
第3章 飞机座舱通风与加温	(43)
第1节 座舱通风	(43)
第2节 座舱加温	(44)
第4章 航空电子和仪表系统	(47)
第1节 航空电子和仪表概述	(47)
第2节 自动飞行系统	(48)
第3节 飞机通信系统	(56)
第4节 导航系统	(64)
第5节 全静压系统	(83)
第6节 大气数据仪表	(87)
第7节 陀螺仪表	(94)
第8节 航向仪表	(102)
第9节 气动陀螺仪表	(112)
第10节 迎角传感器和失速警告系统	(112)

第5章 飞机电源设备	(115)
第1节 航空蓄电池	(115)
第2节 飞机直流发电机	(123)
第3节 飞机交流发电机	(126)
第4节 发电机的电压调节	(128)
第5节 直流电源的故障与保护	(133)
第6节 并联供电	(137)
第7节 飞机电能变换设备	(140)
第8节 飞机直流电网	(144)
第9节 地面电源	(146)
第6章 设备与装饰	(149)
第1节 氧气设备	(149)
第2节 座椅与安全带	(152)
第7章 防火系统	(154)
第1节 防火基本知识	(154)
第2节 火警和烟雾探测及警告系统	(156)
第3节 灭火系统	(162)
第8章 飞行操纵系统	(166)
第1节 飞行主操纵系统	(166)
第2节 辅助操纵系统	(177)
第3节 操纵面校装及其质量平衡	(181)
第9章 飞机燃油系统	(187)
第1节 航空汽油的特性	(187)
第2节 燃油系统布局	(188)
第3节 供油系统	(190)
第4节 飞机燃油系统主要附件	(193)
第5节 飞机燃油系统工作指示	(199)
第6节 飞机燃油系统地面勤务及注意事项	(201)
第10章 液压系统	(204)
第1节 液压系统基本工作原理	(204)
第2节 液压系统工作介质	(204)
第3节 液压系统基本组成及其主要附件	(205)
第4节 小型飞机典型液压系统	(217)

第5节 飞机液压系统工作指示	(218)
第6节 飞机液压系统检查与维护	(219)
第11章 防冰排雨系统	(221)
第1节 飞机结冰的形成、分类与探测	(221)
第2节 飞机防冰系统	(223)
第3节 飞机除冰系统	(225)
第4节 风挡排雨系统	(229)
第12章 起落架	(231)
第1节 起落架的配置型式与结构型式	(231)
第2节 起落架的基本组成及主要部件	(233)
第3节 起落架收放系统	(237)
第4节 刹车系统	(247)
第5节 机轮与轮胎	(254)
第6节 前轮转弯系统	(259)
第13章 飞机灯光与照明系统	(266)
第1节 飞机灯光与照明系统的功用和分类	(266)
第14章 冷气系统	(270)
第1节 冷气传动基本原理与特点	(270)
第2节 冷气传动系统基本组成	(271)
第3节 冷气系统主要附件	(272)
第4节 冷气系统工作指示	(275)
第5节 冷气系统维护	(276)
参考文献	(277)

第1章 飞机结构的一般概念

现代活塞式发动机飞机虽然千差万别，但它们的主要部件及其结构和功用却是非常类似的。固定翼飞机一般由机身、机翼、尾翼、起落架和动力装置等五个部分组成（见图1-1），它们被连接成一个整体，以满足气动性能和使用、维护性要求，并能够安全、经济地完成飞行任务。机身、机翼和尾翼统称为“机体”，是本章和第2章讨论的主要内容。

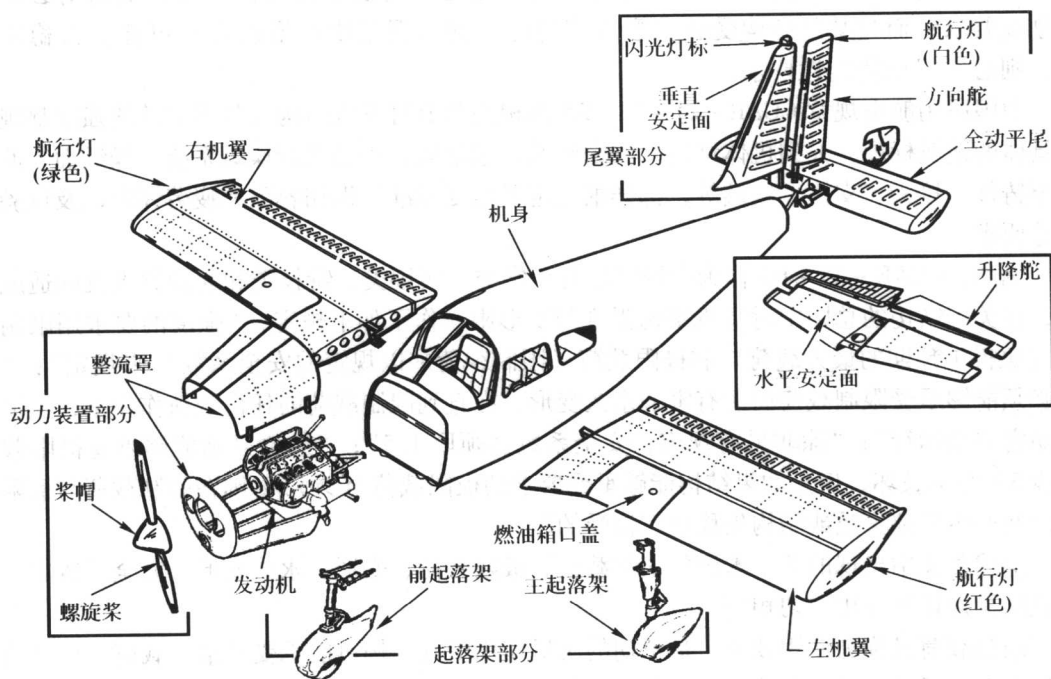


图1-1 飞机的主要组成部分

“飞机结构”通常是指由几个到成千上万个零件结合在一起构成的受力整体。这些零件相互之间没有相对运动，同时能承受指定的外载荷，满足一定的强度、刚度、寿命、可靠性等要求。所以这种结构又称为“受力结构”。一架飞机的整个结构通常包含机身、机翼、尾翼、发动机短舱、起落架、操纵系统（指机械操纵系统部分）及其他系统的受力结构等部件结构或组件结构。

机翼、机身这样的大结构，通常称为部件结构。机翼、机身又可沿翼展方向或机身纵向分成几个大段，这样的一大段结构常称为组件结构。组件结构还可以分为小组件、构件等结构。零件则为不需装配的基本单位。构件由很少几个零件装配而成。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常称为元件,如翼肋、梁、框等,它可以是一个构件,也可以是零件。

通过本章的学习,可以了解有关飞机结构的一般知识和结构日常维护及修理必需的基础知识。

第1节 结构强度的适航性要求

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技术指标来衡量。结构强度是指结构抵抗破坏的能力;结构刚度则表明结构抵抗变形的能力;结构稳定性指在外力作用下结构保持原有平衡状态的能力。一般来说,结构强度是首要的和基本的要求,也是飞机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其构件(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。

中国民用航空规章 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、起落架,小到飞行操纵系统、操纵面、舱门乃至铸件、接头、支撑、铰链等,都详细规定了强度标准、损伤容限和疲劳评定以及试验验证等要求。

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。在直到限制载荷的任何载荷作用下,变形不得妨害安全运行”;“除非另有规定,安全系数必须取 1.5”;“结构必须能够承受极限载荷至少 3 s 而不破坏,但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少 3 s,则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的”。

上述条文中出现的几个术语如限制载荷、极限载荷、变形、永久变形、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,是预期的飞机使用中其结构可能承受的最大载荷,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,表明结构具有一定的剩余强度。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。

现代飞机主要结构均采用金属材料,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以内时,属于弹性变形。该变形在载荷卸去后能完全消除。当外载荷过大,使变形超过了弹性极限,则载荷卸去后,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,也可统称为永久变形。

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,保证了飞机在承受各种规定的载荷状态下具有足够的强度、刚度和稳定性,不会产生不能允许的残余变形、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。同时,良好的维护和正确使用则能保持而不损害结构强度。

1.1 结构分类

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,并且通过铆钉、螺栓、螺钉连接或焊接、胶接等连接起来。部件又是由不同的构件构成,如纵梁、桁条、长桁、肋、隔框等。这些构件主要用来承受应力或传递载荷,多数情况下以承受轴向载荷为主,即拉伸或压缩为主。但有时单个构件也可能承受组合应力,例如,纵梁常同时承受弯曲引起的轴向应力和剪切引起的剪应力。按照对结构强度要求的不同,可将飞机结构分为主要结构与次要结构两类。

1.1.1 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,或它们的组合,这时强度是主要要求,因此将它们称为主要结构(或受力结构)。例如,机身、机翼、尾翼、飞行操纵面、起落架等都属于主要结构。

1.1.2 次要结构

飞机的另一些结构,如发动机整流罩、整流包皮及类似的零件,其作用主要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,所以将它们称为次要结构。

1.2 安全寿命

飞机结构安全概念的内涵是随着科学技术的发展而变化的。就世界范围来说,20世纪50年代以前的飞机,基本是用静强度设计来保证飞机结构的安全。在第二次世界大战以后的10年中,世界各国的军用机和民用机中,出现了多起疲劳破坏事故,尤其是1954年英国彗星式喷气客机因机体结构疲劳破坏造成的灾难性事故给人们以深刻影响。此后,飞机结构设计除静强度、动强度要求外,又特别强调了安全寿命问题。在50年代后期及整个60年代,各国逐步采用以防止疲劳破坏的安全寿命思想设计飞机。到70年代,又提出了以新的力学理论——断裂力学为基础的损伤容限设计思想。

在结构设计时,采用安全寿命设计准则设计的结构称为安全寿命结构。这种设计准则要求在设计时通过控制应力水平、改善细节设计和减少应力集中,以保证结构大体有足够的寿命;最后通过结构全尺寸疲劳试验进行验证。飞机制造商给定的使用寿命(即安全寿命)等于或小于 $1/4$ 疲劳实验寿命。这种设计思想要求所设计的结构在一定使用周期内结构不发生疲劳破坏。结构中的构件从无裂纹到形成可检裂纹的这段时间就是构件的疲劳寿命,也称安全寿命。到了寿命期限的构件需要进行修理或更换。

安全寿命与金属材料的疲劳特性密切相关,而金属的疲劳又起因于疲劳载荷——载荷的大小和作用方向随时间周期性或非周期性变化,即重复的或交变的载荷。飞机在使用过程中所遇到的各种重复载荷都属于疲劳载荷,如突风载荷、机动载荷、地一空一地载荷、着陆撞击载荷、地面滑行载荷、座舱增压载荷(如果是气密座舱)、尾翼抖振、发动机振动和噪音以及操

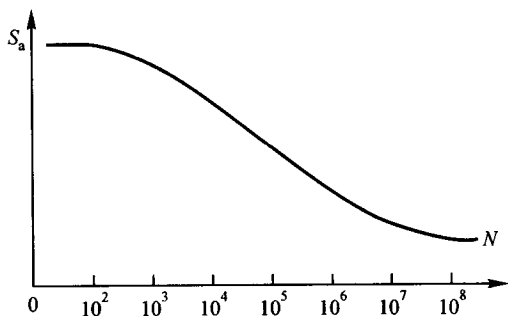


图 1-2 典型金属构件 S-N 曲线

纵面附加气动载荷等。构件在疲劳载荷的作用下，即使应力水平较低，经过足够多次载荷循环后，也会发生疲劳破坏。图1-2所示为某种金属构件承受交变应力 S_a 与构件疲劳破坏时经历的应力循环次数 N 的关系曲线，即由试验得出的 S-N 曲线。从曲线图可看出，当交变应力幅值较大时，循环次数就低（寿命短）；交变应力幅值较小时，循环次数就大（寿命长）。而当交变应力幅值小到一定值以下时，循环次数将变得无穷大（无限寿命）。

疲劳破坏一般有以下特征：

- (1) 疲劳破坏不是立刻发生，要经历一定的、甚至很长的时间。破坏过程实际上是裂纹形成、扩展以至最后断裂的过程。
- (2) 构件中的交变应力在远小于材料的静强度极限的情况下，破坏就可能发生。
- (3) 对于塑性材料来说，常常无显著的残余变形就出现脆性断裂，故不易被人们觉察，具有更大的危险性。
- (4) 疲劳破坏常具局部性，因此改变局部设计，就可延长寿命。而在发现裂纹后，如更换损伤部分或制止裂纹继续扩展，结构还可继续使用。

以上结论对于飞机用户有着重要的实践指导意义：一方面，飞机在运行使用过程中必须遵循机型使用手册相关载荷限制，尽量降低飞机结构承受载荷的幅值，以保持飞机结构在设计制造时所具有的安全寿命；另一方面，当飞机结构受到意外的大幅值载荷时，如粗暴着陆或穿越强紊流区后，应对结构重点部位进行针对性检查，如发现存在结构损伤，则必须进行修理或更换，以保证结构安全。

安全寿命设计的缺点是，结构一旦出现可检测疲劳裂纹就算破坏，然而实际上此时结构还有剩余强度和剩余寿命，亦即没有充分利用结构的寿命潜力。此外，它对材料原始缺陷、漏检和使用损伤也无法计及，所以不能确保结构的绝对安全。但这一方法已沿用了几十年，积累了丰富的经验，它在改善疲劳品质的设计方法、生产上强化质量控制等都被吸收到更先进的损伤容限设计和耐久性设计中。

第 2 节 飞机的站位识别系统

在飞机制造或维修时，为了方便地确定飞机结构、构件或设备、附件的位置地点，飞机制造厂家都要对飞机采用某种位置编码系统。通常的做法是：首先将飞机划分为若干区域，如机身、机翼、水平尾翼、垂直尾翼、副翼、襟翼、发动机短舱等区域，然后再对这些区域进行位置编码，从而对飞机结构各部位进行精确定位。下面介绍常用的站位编码系统。

2.1 机身站位编码系统

为了对机身结构、部件或构件进行精确定位，需要从纵向、横向和高度方向对其进行位

置确定,通常采用机身纵向站位、纵剖线和水线来构成对机身的三维定位系统,用来唯一确定某结构、部件、构件或附件的位置。

2.1.1 机身纵向站位 (F.S 或 B.S)

设置假想的与飞机纵轴垂直的参考基准面,该基准面通常位于机头或机头之前接近机头处。从参考基准面开始,沿机身纵轴方向向前或向后水平地测量,测得一系列平行于参考基准面的平面。这些平面距离参考基准面的水平距离(对欧美飞机,以英寸为计量单位),即为机身纵向站位,简称机身站位(见图1-3)。机身站位用于确定机身结构或部件的纵向位置。例如,站位265表示前起落架机轮轴心距参考基准面的水平距离为265 in。

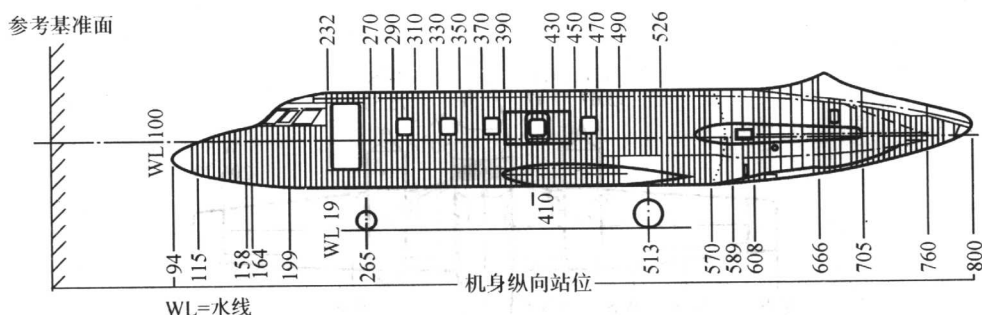


图1-3 机身纵向站位和水线示意图

2.1.2 纵剖线 (B.L)

从飞机尾部水平地向前看,或从飞机上部垂直向下看,设置一个假想平面,通过机身纵轴垂直而对称地将机身剖开,则该假想平面就是机身结构的纵向对称面。以该对称面为基准,水平地向左或右测量(以英寸为单位),测得一系列与对称面平行的面,称为纵剖面。由于是后视图(或顶视图),纵向对称面聚集成一条中心线(见图1-4),称它为对称中心线;纵剖面聚集成的一系列平行于对称中心线的铅垂线,即为纵剖线。这些纵剖线与对称中心线之间的水平距离可以用来确定飞机结构左右位置。例如,纵剖线12R表示距离机身结构对称中心线右边12 in的位置。

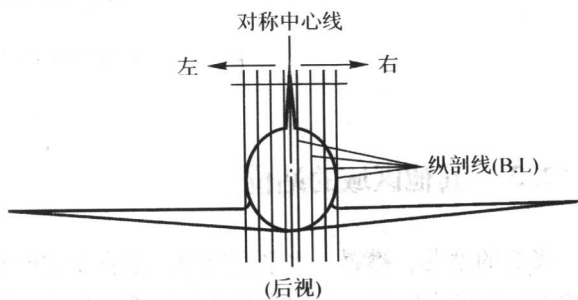


图1-4 纵剖线

2.1.3 水线 (W.L)

设置一个假想的水平面位于机身底部若干英寸处(见图1-3),以该水平面为基准垂直向上或向下测量,测得一系列水平面。由于是侧视图,这些水平面(包括基准水平面)都聚集成水平线,称为水线。这些水线与基准水线之间的距离可用来确定结构高度方向的位置(以英寸为单位)。图1-3中标注的WL19表示飞机机轮底部距基准水线的高度为19 in;而WL100则表示飞机纵轴距基准水线100 in处。

2.2 机翼站位编码系统

与机身站位编码系统类似,机翼也利用站位编号对机翼上的各点进行定位。机翼站位系统由机翼展向站位 W. S (或纵剖线 B. L)、弦向站位和水线构成,其测量和定位方式与机身各方向站位类同。如图 1-5 所示,假设机翼展向站位(纵剖线)基准定于机身对称中心线,则机翼所有展向站位都从该中心线沿展向左或右方向测量,并以英寸为单位(in)。图中标注的 WS231.95 表示机翼翼尖距飞机对称中心线的水平距离为 231.95 in。

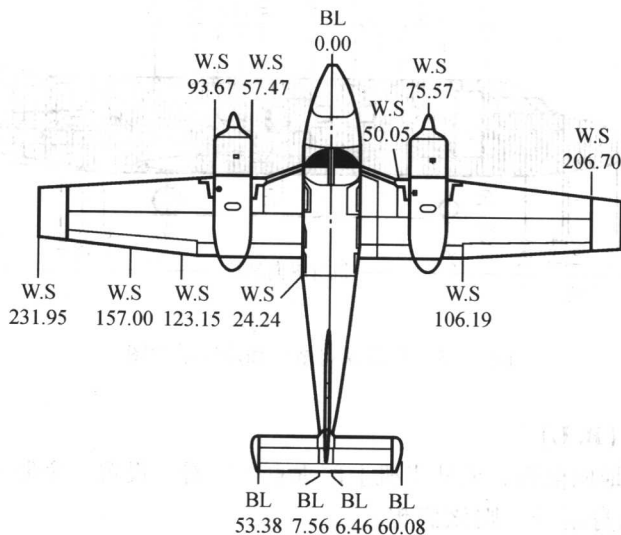


图 1-5 机翼和尾翼展向站位示意图

2.3 其他区域的站位

飞机的副翼、襟翼、水平安定面、垂直安定面和多发飞机的发动机短舱等区域,都采用相应的站位来测定区域内结构或构件的位置。图 1-5 所示为水平尾翼展向站位示意图。在对具体飞机的某一点进行定位时,必须先查阅飞机制造厂家提供的相关术语和站位定位系统。

第 3 节 飞机结构的应力与应变

根据飞机结构强度适航性要求,在设计飞机时,必须考虑构成飞机各部分结构的每一个构件具有足够的强度,使飞机的每个部分都能承受施加在它上面的载荷,不发生对飞机安全有害的变形或破坏。确定飞机使用中可能承受的载荷的工作,叫做应力分析。为了避免因修理不当而使原有的结构强度发生改变,维修人员应当了解和正确评价飞机结构所承受的应力。

物体在外力作用下,必然会发生形状和尺寸的变化,称为变形。单位尺寸(长度或角度)的

变形量称为应变。飞机结构变形有拉伸、压缩、弯曲、剪切、扭转五种基本变形（见图1-6），实际变形是它们的组合。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、扭五种基本内力，实际内力是它们的组合。应力是指材料内部单位面积上作用的内力，包括正应力和剪应力两种，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。在不致引起混淆的前提下，有时也将各种变形引起的内力和应力直接称为相应的应力，如弯曲应力、扭转应力等。

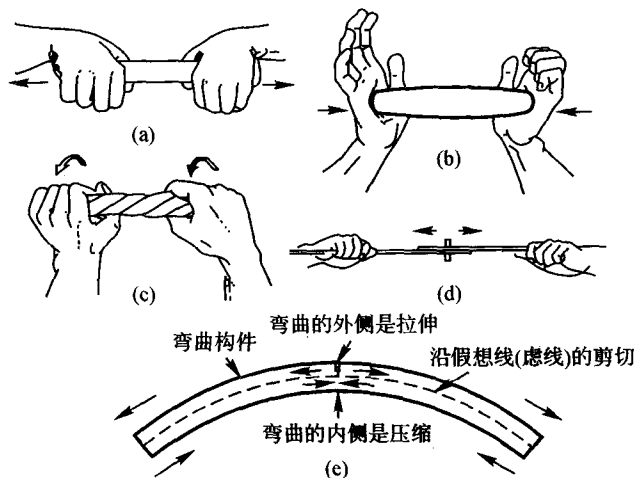


图1-6 作用在飞机结构上的五种内力

(a) 拉伸；(b) 压缩；(c) 扭转；(d) 剪切；(e) 弯曲（组合应力）

3.1 拉伸内力

拉伸内力（见图1-6中(a)）是物体内部抵抗拉伸变形的内力。例如，发动机螺旋桨牵引飞机向前，而空气阻力则试图向后拉住飞机。结果是试图将机身拉长，而机身结构必然产生阻止伸长的内力，即拉伸内力。

材料单位面积上作用的拉伸内力称为拉伸应力。材料能够承受的最大拉伸应力用拉伸强度来表示，以单位面积的力来度量，并通过材料拉断时所需载荷除以材料横截面积来计算。

3.2 压缩内力

压缩内力（见图1-6中(b)）是物体抵抗试图压短或挤压它的外力而产生的内力。同样，材料单位面积上作用的压缩内力称为压缩应力，它与拉伸应力同属于正应力，而材料的压缩强度也是用单位面积上能承受的内力来度量，并通过被压材料出现永久变形时所需载荷除以材料横截面积来计算。

当构件受压时，存在两种可能的破坏情况：构件受纯压破坏和构件受压失去稳定性

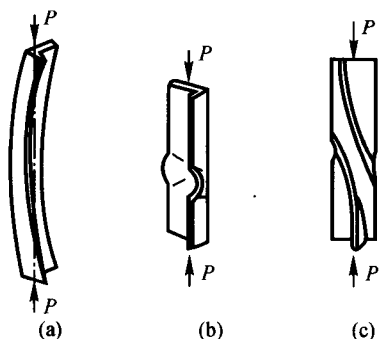


图 1-7 构件受压失稳

(a) 整体失稳; (b) 局部失稳; (c) 扭转失稳

来抵抗扭转变形。材料抵抗扭转或扭矩的能力则是扭转强度。

3.4 剪切内力

剪切内力是抵抗引起材料某一层与相邻一层相对错动的外力而产生的内力。例如, 两块受拉伸作用的铆接板材使铆钉杆受到了剪切力 (见图 1-6 中 (d)), 铆钉杆则产生剪切内力与之抵抗。材料的剪切强度等于或低于其拉伸或压缩强度。飞机的大部分构件, 特别是螺钉、螺栓和铆钉等, 一般都要承受剪切内力。

3.5 弯曲内力

弯曲是拉伸和压缩的组合。例如一块板材受到弯曲作用时 (见图 1-6 中 (e)), 其弯曲的外侧 (凸起) 部分被拉伸, 产生拉伸内力; 内侧 (凹进) 部分则被压缩, 产生压缩内力。

3.6 飞机机体结构的应力分析

在飞行中, 飞机的机翼、机身和尾翼要承受气动力、自身的结构质量力和安装在其结构上的部件传递来的质量力等外载荷的作用, 导致结构产生弯曲、扭转和剪切变形, 结构必然产生弯矩、扭矩和剪力等内力来抵抗变形。对机体结构进行内力分析, 可明确了解机体结构的受力特点和容易损伤的部位。

3.6.1 机翼的外载荷和力图

机翼在飞行中受到空气动力载荷 q_a 、机翼自身结构质量力 q_c 和机翼上安装的部件或装载传来的质量力 P 、 R 三种外载荷的作用 (见图 1-8)。其中气动载

(简称“失稳”)。飞机机体属于薄壁结构, 当受到较大轴向压力时构件可能出现失稳。图 1-7 所示为桁条在受到轴向压力 P 作用时表现出的几种失稳情况。另外, 飞机蒙皮在受到轴向压力作用时, 也可能出现褶皱失稳等破坏现象。

3.3 扭转内力

扭转内力是物体抵抗扭转变形而产生的内力 (见图 1-6 中 (c))。例如, 操纵飞机向一侧横滚时, 飞机的一些部件力图保持飞机的水平姿态, 引起机身的扭转变形。这时机身结构将产生扭转应力

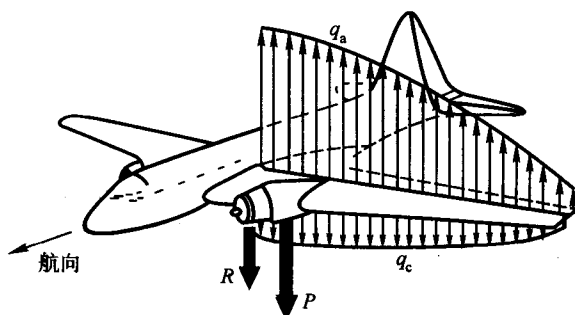


图 1-8 机翼外载荷