



第1章

飞机结构一般概念

现代活塞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5个部分组成(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。

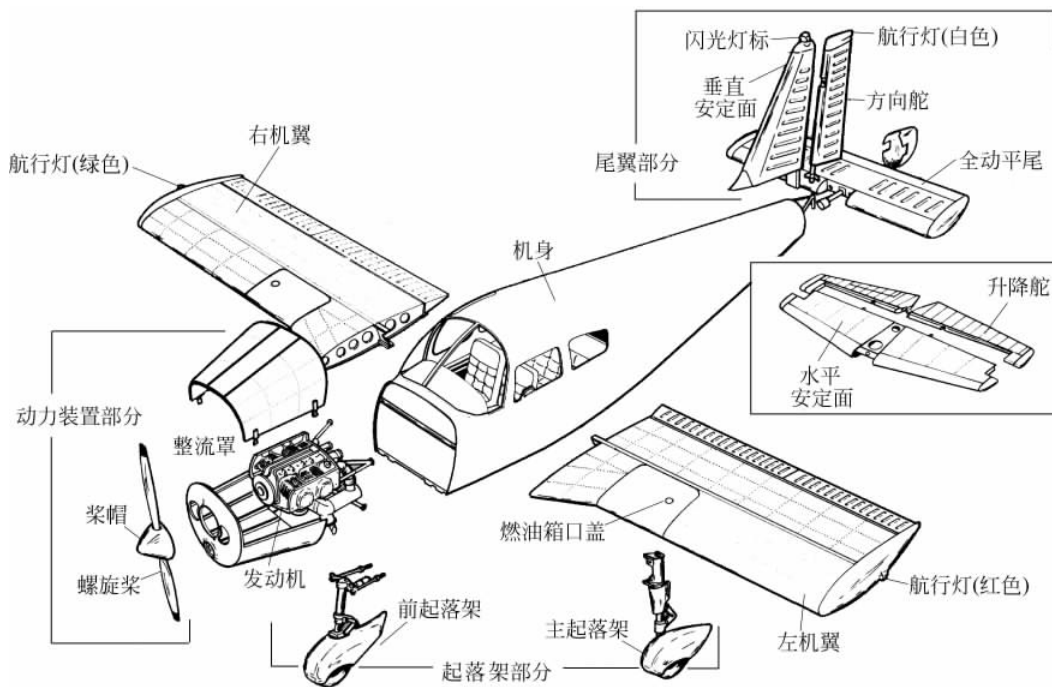


图 1-1 飞机的主要组成部分

“飞机结构”通常是指由几个到成千上万个零、构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、稳定性、寿命、可靠性等要求。因此,这种结构又称为“承力结构”。一架飞机的整个结构,通常包含机身、机翼、尾翼、发动机短舱等几个大部分。从广义上讲,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也属于承力系统的一部分,但它们有时可与飞机主体结构发生相对运动。

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。

1.1 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;而当某些结构在承受外载荷变形后,其构件(如机翼蒙皮和桁条等)可能无法保持原有平衡状态时,对这些结构则必须提出稳定性要求。

中国民用航空规章 CCAR21、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。其中,21 部主要明确了航空产品和零部件的合格审定规定,23 部给出了正常类、实用类、特技类飞机(9 座以下)和通勤类飞机(19 座以下)的适航标准,25 部给出了运输类飞机(19 座以上)的适航标准。

例如,CCAR23-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三秒钟而不破坏,但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少三秒钟,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的密切相关。

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可能出现的失效形式包括:超过限制值的塑性变形、局部或整体失稳、脆性断裂破坏,但此时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 1.5~2.0;对于采用玻璃纤维、碳纤维、芳纶纤维(凯夫拉)等复合材料的结构,考虑到材料和工艺的分散性,安全系数通常取 2.0。

现代活塞发动机飞机的主要结构常常采用金属材料,当它们受到外载荷作用时,必然产生变形。当结构应力水平低于材料弹性极限时,结构变形属于弹性变形。该变形在载荷卸除后能完全消除。当外载荷过大,结构应力水平高于结构材料的弹性极限时,载荷卸除后,变形不能完全消失。这种外载荷卸除后仍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。随着飞机服役时间变长,飞机结构或多或少都会存在一定的塑性变形,但此类变形必须控制在飞机维护手册规定的限制值以内。实际维护工作中,可以通过飞机结构校装和对称性检查来对结构的塑性变形进行监控和评估。当结构塑性变形超限时,不仅对结构本身的承载能力有影响,而且可能会使飞机的飞行操纵系统出现操纵效率下降、系统摩擦力增大等现象,严重时在空中飞行中可能导致操纵面卡滞。在地面对结构进行维护时,需要注意到飞机结构在地面停放和在空中飞行时载荷状态是不同的。

随着材料科学技术的发展,复合材料在飞机中的应用越来越广泛。复合材料是指由两种或两种以上具有不同物理、化学性质的材料,以微观、细观或宏观等不同的结构尺度与层次,经过复杂的空间组合而形成的一个材料系统。活塞发动机飞机上复合材料从最初应用于非承力件的制造,目前已经扩大到应用于主承力件的制造,有些轻型活塞动力飞机甚至采用了全复合材料结构。由于复合材料结构缺乏成熟的分析方法和足够的设计与使用经验,必须采用试样、元件、典型结构件、组合件、全尺寸部件等多个层次的积木式设计验证试验(building block approach, BBA),来保证其结构完整性。美国联邦航空局颁布的 FAA AC 20-107A 对复合材料飞机结构提出了详细的适航标准,对复合材料结构的静强度、损伤容限、疲劳强度、耐久性提出了详细的要求。

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、疲劳问题和振动问题,并具有足够的寿命和高可靠性,保证飞机的初始适航性。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超限的塑性变形,更不会发生破坏,从而保证飞机结构的安全。同时,规范、良好的维护工作和正确使用则能使飞机的强度、刚度、稳定性、损伤容限、耐久性等指标符合法规的要求,保持飞机的持续适航性。

1.1.1 结构分类

构成飞机结构的各部件或组件通常采用多种材料制造,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、胶接等方式连接起来。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并传递载荷。多数情况下杆状构件以承受轴向载荷为主,即拉伸或压缩为主;板状构件以承受剪切载荷为主。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. 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。

2. 次要结构

飞机的另一些结构,如某些舱门、盖板、发动机整流罩、整流罩及类似的零构件,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或承受的应力很小,因此将它们称为次要结构。

1.1.2 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。就世界范围来讲,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。随着飞机飞行速度和技术性能要求的提高,飞机机翼开始采用薄翼型和后掠翼,这使得气动弹性问题变得突出起来,比较突出的问题包括飞机高速飞行时发生副翼反效、机翼颤振等问题。这就要求飞机结构不仅要有足够的静强度,还应有足够的刚度;不仅要避免结构处于共振点附近,而且要保证结构不出现过大的变形以免影响飞机的性能。在第二次世界大战以后的10年,世界各国的军用飞机和民用飞机中,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、刚度要求外,又特别强调了安全寿命问题。在20世纪50年代后期及整个60年代,各国逐步采用了以防止疲劳破坏为目标的安全寿命思想设计飞机。到了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基于结构材料的疲劳试验数据,通过控制应力水平、优化结构细节设计和减少应力集中,以保证结构在理论上具有足够的寿命,早期通常采用线性损伤累积理论(Miner法则)来对结构在给定载荷下的寿命进行计算预测;最后,飞机结构的寿命必须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)等于或小于疲劳试验寿命的1/4。这种设计思想要求所设计的结构在一定使用周期内不发生疲劳破坏。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。到了寿命的构件需要进行修理或更换。

安全寿命与飞机结构材料的疲劳特性密切相关,而材料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。飞机在使用过程中可能遇到的各种疲劳载荷包括:突风载荷、机动载荷、地-空-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、发动机振动和噪声以及操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

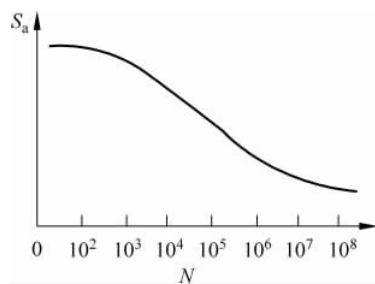


图 1-2 典型金属构件 S-N 曲线

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,材料破坏时经历的循环次数就少(寿命短);交变应力幅值较小时,材料破坏时经历的循环次数就多(寿命长)。而当交变应力幅值小到一定值以下时,S-N 曲线趋近于一条水平线,其物理含义为材料所能承受的载荷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、扩展以致最后断裂的过程。

(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) 对于塑性材料也常常无显著的残余变形而呈脆性断裂,故不易觉察,具有更大的危险性。

(4) 初始的疲劳破坏常具有局部性,因此优化局部细节设计,就可延长构件疲劳寿命。在发现裂纹后,如更换损伤部分或采取制止裂纹继续扩展的合理止裂措施,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,实际使用中可监控飞机过载值;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,亦即没有充分利用已损伤结构的寿命潜力。此外,它对材料可能存在的原始缺陷、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方面都已被吸收到更先进的损伤容限设计和耐久性设计中。

1.2 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,飞机制造厂家都要对飞机采用某种定位编码系统。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,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。下面介绍几种常用的站位编码系统。

1.2.1 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、纵剖线站位和水线站位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。

1. 机身纵向站位(FS 或 BS)

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,不同的飞机制造商对基准面的定义稍有不同。从参考基准面开始,沿机身纵轴方向向前或向后布置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 in 为计量单位),即为机身纵向站位(fuselage station, FS),简称机身站位(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 FS265 表示前起落架机轮轴心距参考基准面的水平距离为 265in(1in=0.0254m)。

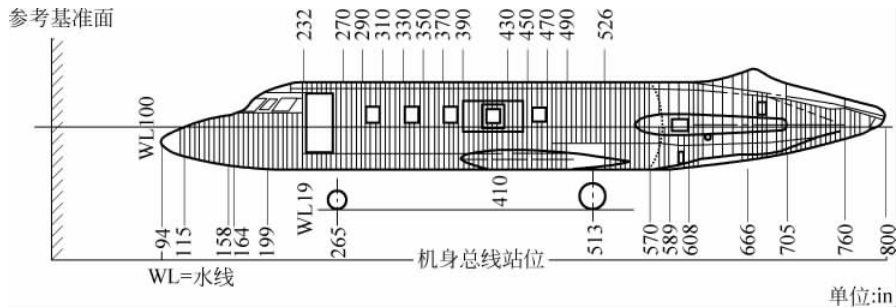


图 1-3 机身纵向站位和水线示意

2. 纵剖线(BL)

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 in 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(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(buttock line, BL)。这些纵剖线与对称中心线之间的水平距离可以用来确定机身结构件或部附件的左右位置。例如,纵剖线 12R 表示距离机身结构对称中心线右边 12in 的位置。

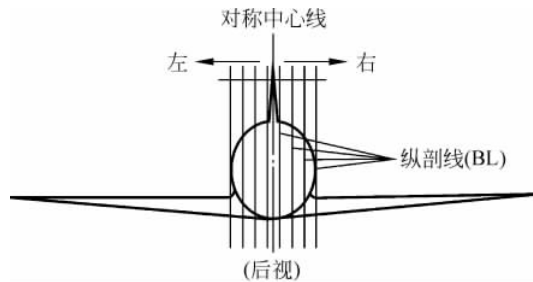


图 1-4 纵剖线

3. 水线(WL)

设置一个假想的水平面位于机身底部若干英寸处(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(water line, WL)。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 in 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 19in;而 WL100 则表示飞机纵轴距基准水线 100in 处。

1.2.2 机翼站位编码系统

与机身站位编码系统类似,机翼也是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(wing station, WS 或纵剖线 BL)、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(以 in 为单位)。图中标注的

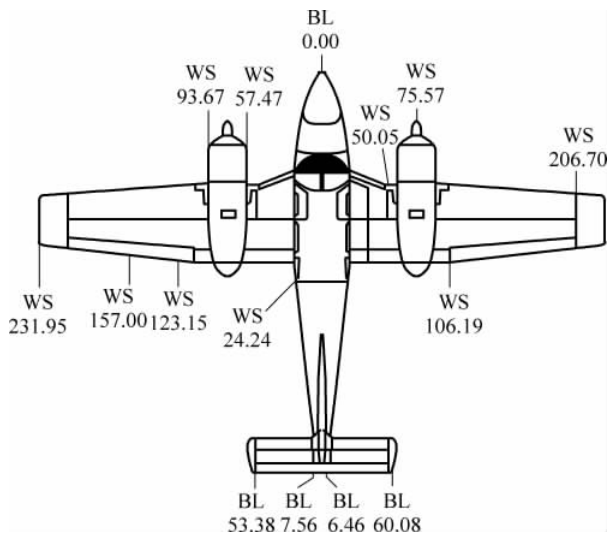


图 1-5 机翼和尾翼展向站位示意图

WS231.95 表示机翼翼尖距飞机对称中心线的水平距离为 231.95in。

1.2.3 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 给出了水平尾翼展向站位示意。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。

1.2.4 区域的划分

飞机区域划分使机务人员可以很容易地找到相关的部件位置。区域使用 3 位数字代码表示,每个数字代表一个区域类型:第 1 位数字表示主区域、第 2 位数字表示次区域,第 3 位数字表示子区域。例如,100 表示机身下半部分,200 表示机身上半部分,300 表示飞机尾段,400 表示发动机吊舱,500 表示左翼,600 表示右翼,700 表示起落架及其舱门,800 表示机身舱门。图 1-6 为飞机维护手册中常见的飞机区域示意图。

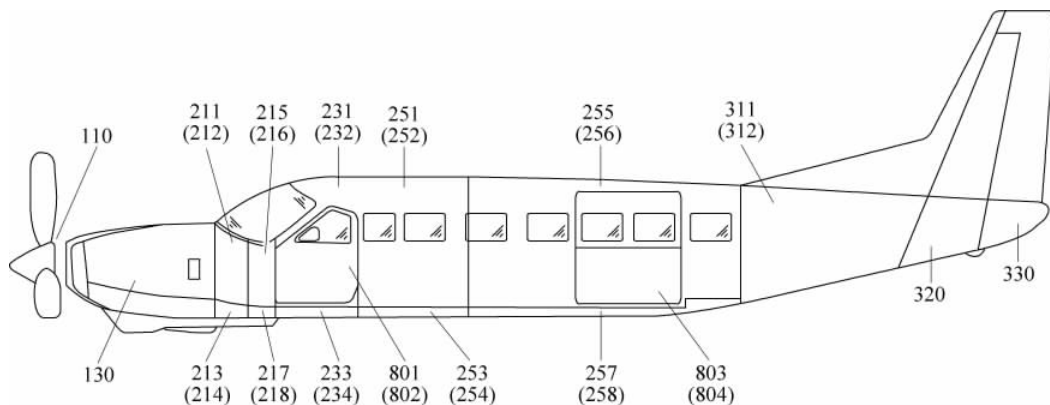


图 1-6 飞机区域划分示意图

1.3 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。对飞机结构承受载荷后各零构件受力状态进行分析的工作,称为应力分析。通过应力分析可以确保飞机结构在规定载荷下不发生任何形式的失效。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。

应力是一个力学概念,在所研究的截面上某一点处单位面积上的内力称为应力,也就是说应力是定义在点上的,单位与压强单位相同,都是帕斯卡(Pa)。当提到应力这个概念时,需要明确研究的对象,考虑所研究的点在哪个截面上,所研究的应力是该点上具体哪个方向的应力。同所研究截面垂直的应力称为正应力或法向应力,同截面相切的应力称为剪应力或切应力。若正应力沿所研究截面外法线方向,则定义为拉应力;若正应力沿所研究截面内法线方向,则定义为压应力。应力会随着外力的增加而增大。对于某一种材料,应力的增长是有限度的,超过这一极限值,材料就要发生破坏。对某种材料来说,应力可能达到的这个最大极限值称为该种材料的极限应力。极限应力值要通过材料的力学性能试验来测定。将测定的极限应力进行适当降低,规定出材料能够安全工作的应力最大值,这就是许用应力。工程应用中要保证材料的安全使用,根据特定强度准则计算得到的应力值应低于材料的极限应力,否则材料就会在使用时发生破坏。工程中常采用安全系数来定义极限应力和许用应力的比值,它表征了材料的安全裕度。

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。物体受力产生变形时,体内各点处变形程度一般并不相同。用以描述一点处变形程度的物理是该点的应变。与应力相对应,应变包括正应变和剪应变两种。正应变是指构件内某点处的六面微元体3条相互垂直棱边的长度在变形前后的改变量与原长的比值;剪应变是指该微元体两条相互垂直的棱边在变形后的直角改变量。由此可见,正应变和剪应变都是相对值,是无量纲的物理量。在线弹性变形限度内,应力与应变符合胡克定律,即应力与应变成正比。飞机结构的变形有拉伸、压缩、弯曲、剪切、扭转5种基本形式(图1-7),实际变形是它们任意几种基本变形的组合。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5种基本内力,实际内力是它们的组合。从力学概念来说,应力的合力即为构件的内力。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。

1.3.1 拉伸内力

拉伸内力(图1-7(a))是物体内部抵抗拉伸变形的内力。例如,发动机螺旋桨通过发动机曲轴牵引飞机向前,而发动机内的止推轴承则限制了曲轴的轴向运动,结果导致曲轴产生拉伸变形。

材料截面上某点处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,采用兆帕(MPa)作为其单位。材料力学性能试验中将材料试件

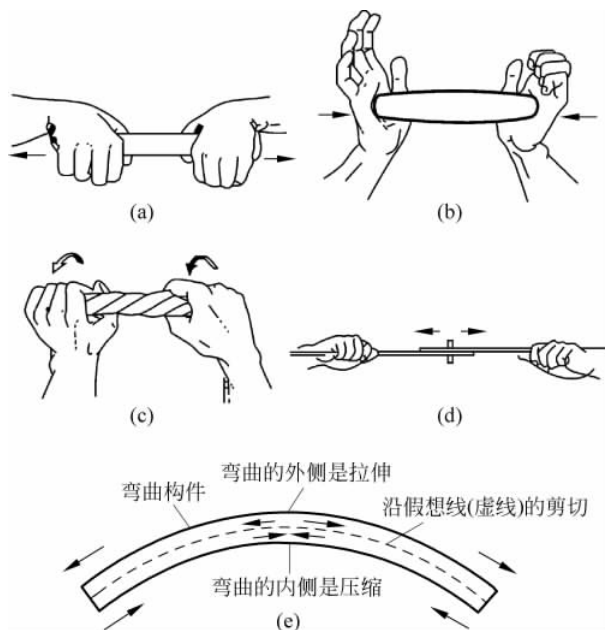


图 1-7 作用在飞机结构上的 5 种内力

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

拉伸时所承受的载荷除以此时试件横截面积得到拉伸强度。塑性材料拉伸断裂时有明显的塑性变形,体现为试件中间出现截面逐渐减小的现象,也就是通常所说的“颈缩”现象;而脆性材料拉伸断裂时没有明显的塑性变形,表现为脆性断裂的特征。

1.3.2 压缩内力

压缩内力(图 1-7(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,材料截面上某点处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,单位为 MPa。材料性能试验中将被压材料出现塑性变形时承受的载荷除以此时试件的横截面积得到压缩强度。需要注意的是,很多材料的拉伸强度和压缩强度是不完全相同的。

当构件受压时,存在两种可能的破坏情况:构件应力超过压缩强度发生破坏和构件受压失去稳定性(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,尤其当构件受到偏心压缩时更易出现失稳现象。受到弯曲和扭转载荷的构件,若设计不当也可能产生受弯失稳和受扭失稳,如工程中常见的深梁失稳问题和薄壁圆轴失稳问题。图 1-8 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。其中,图 1-8(a)中桁条轴线不能保持为直线,发生了整体失稳;图 1-8(b)中桁条的轴线保持为直线状态,但局部出现褶皱,发生了局部失稳;图 1-8(c)中桁

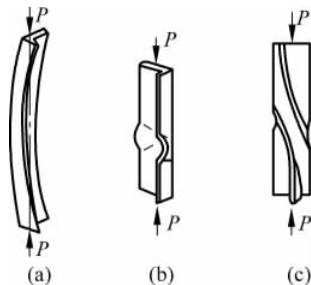


图 1-8 构件受压失稳

(a) 整体失稳; (b) 局部失稳; (c) 扭转失稳

条轴线保持为直线,但在载荷作用下发生了整体扭转失稳。另外,飞机蒙皮在受到压力作用时,也可能出现褶皱失稳破坏现象,一般表现为蒙皮出现波纹型褶皱现象,有时靠目视检查难以发现,需要用手触摸检查。

1.3.3 扭转内力

扭转内力是物体抵抗扭转变形而产生的内力(图 1-7(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剪应力来抵抗扭转变形。通常扭转剪切应力的极值都出现在最远离扭转中心的位置,如圆截面轴受扭时最大剪应力发生在轴的表面,发生剪切破坏时,裂纹与轴的轴线呈 45° 。机身受扭时沿截面的切线方向会产生连续剪流(shear flow)来抵抗外部扭矩。扭转强度用来表征材料抵抗扭转或扭矩的能力。

1.3.4 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(图 1-7(d)),铆钉杆则产生剪切内力与之抵抗。工程材料的剪切强度一般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。

1.3.5 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(图 1-7(e)),其弯曲的外侧(凸起)部分被拉伸,产生拉伸内力,拉应力极大值位于上表面;内侧(凹进)部分则被压缩,产生压缩内力,压缩应力极大值位于下表面;虚线所示的对称面上的材料既不受拉也不受压,这个对称面我们通常称之为中性层。

1.3.6 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。飞机机体结构必然产生弯矩、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。

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 、发动机质量力 P 和机翼上安装的飞机其他系统部件传来的质量力 R 4 种外载荷的作用(图 1-9)。其中气动载荷和结构质量力是分布载荷,以气动力为主;而部件质量力则属于集中载荷,通过安装接头传给机翼结构。图中所示外载荷均以合力形式给出。

悬臂梁式机翼在受到上述外载荷作用时,机翼结构中产生相应的内力:剪力 Q 、弯矩 M 和扭矩 M_t 。因为机翼的升力很大,且作用在机翼刚度最小的方向上,因此在进行结构受力分析时,常着重考虑气动载荷沿垂直于弦平面的分量引起的内力 Q 、 M 和 M_t 等。此时,机翼上剪力、弯矩和扭矩的分布见图 1-10。从力图中分析可知,沿机翼展向从翼尖到翼根,