

绪 论

1. 工程材料的发展及其在航空航天领域的应用

材料是人类社会能够接受的经济地制造有用器件的有用物质。人类的生产和生活都离不开材料,现代工业技术与材料的开发和应用更是密不可分。无论何种工程结构、机械产品或设备(如飞机、船舶、高速列车、运载火箭、人造卫星及桥梁等),都是由许多零部件组装而成的,而零部件的制造离不开材料。以航空航天产品为例:一架飞机是由机体、发动机、机载设备等主要分系统构成的;一枚多级运载火箭是由箭体结构、动力系统、控制系统等众多分系统构成的。这些航空航天产品的制造和装配涉及上千种材料和数以十万计的零部件。在人类社会的历史进程中,每一种重要新材料的开发和应用都会大大推动社会生产力的发展;材料科学中的每一次重大发现,都会引起生产技术的革命,给社会生产和人们的生活带来巨大的变化。可以说,新材料是人类社会进步的里程碑。

历史学家根据在生产和生活中所使用材料的不同将历史时代分为石器时代、青铜器时代、铁器时代和新材料时代。在石器时代,人类就懂得如何利用岩石、动物的骨骼和皮毛、贝壳、木材等材料来制作工具;到原始社会末期,已开始人工制作陶器,并逐渐发展成为汉代象征中国古代文化的瓷器。我国早在夏、商、周时代,就掌握了矿石炼铜、铜及青铜合金的精炼技术,用于制造各种工具和武器,形成了灿烂的商周青铜文化。在春秋战国时期,我国就发明了生铁和铸造技术,采用铸铁制造各种生产工具,到汉代已有“先炼铁后炼钢”的技术,居世界领先地位。进入 15 世纪后,炼铁高炉在欧洲得到了迅速发展,钢铁冶炼技术水平日益提高。18 世纪 60 年代发生的欧洲工业革命,使纺织、冶金、机器制造等工业技术得到了很大的发展,从而结束了人类只能利用自然材料向天空挑战的时代。工业革命以后,材料的开发与应用更是得到了跨越式的发展,从“基本材料时代”进入“工程材料时代”。进入 20 世纪后半叶,各种新材料层出不穷,高分子材料、半导体材料、先进陶瓷材料和复合材料等被大量使用,人类社会进入了材料品种繁多、性能更加优异的新材料时代。

20 世纪是人类历史进程中社会生产力和科学技术飞速发展的时期。20 世纪 60 年代高纯硅半导体材料的突破,使人类进入信息化时代。从 20 世纪 70 年代开始,人们把材料、信息和能源作为构筑人类现代社会大厦的三大支柱,其中材料是社会进步的物质基础与先导。通常,一个国家使用的材料品种或数量已经被用于衡量其科学技术和经济发展水平的重要标志。国民经济的许多领域,例如交通、能源、航空航天、电子信息、核工程、海洋工程、生物工程等都是建立在新材料开发的基础上的。以航空航天技术发展为例,飞行器及其动力装置、附件、仪表所用的各类材料,是



航空航天工业发展的决定性因素之一。航空航天材料的进步又对现代工业产生了深远的影响。许多先进材料及材料科学技术都是首先从航空航天高技术领域的需求推动而发展起来的。例如轻质高强金属材料、耐高温金属结构材料、先进复合材料等,这些新材料的开发和大量应用,对推动航空航天材料技术乃至整个材料科学技术的发展都具有重要作用。因此,世界各国都把航空航天材料放在优先发展的战略地位。

航空航天材料包括金属材料、无机非金属材料、高分子材料和先进复合材料四大类,按其使用功能又可分为结构材料和功能材料两大类。对于结构材料而言,最关键的性能要求是轻质、高强度、耐高温、耐腐蚀。航空材料通常包括三大类材料,即飞机机体材料、发动机材料及机载设备材料;而航天材料则包括运载火箭箭体材料、火箭发动机材料、航天飞行器材料及航天功能材料等。目前航空航天材料正朝着高性能化、高功能化、多功能化、结构功能一体化、复合化、智能化、低成本化以及环境相容化的方向发展。所谓高性能,是指轻质、高强度、高模量、高韧性、耐高温、耐低温、抗氧化及耐腐蚀等。材料的高性能对减轻飞行器结构质量和提高结构效率、提高服役可靠性及延长使用寿命极为重要,是航空航天材料研究不断追求的目标。飞机机体结构用材料的主要特点是大量采用高比强度和高比模量的轻质、高强度、高模量材料,从而提高飞机的结构效率,减小飞机结构质量系数。表 0.1 中列出了不同发展阶段所用的飞机机体材料。

表 0.1 不同发展阶段的飞机机体材料

发展阶段	年 代	机体材料
第 1 阶段	1903—1919	木、布结构
第 2 阶段	1920—1949	铝、钢结构
第 3 阶段	1950—1969	铝、钛、钢结构
第 4 阶段	1970—21 世纪初	铝、钛、钢、复合材料结构(以铝为主)
第 5 阶段	21 世纪初至今	复合材料、铝、钛、钢结构(以复合材料为主)

目前,飞机机体结构用材情况是,树脂基复合材料和钛合金的用量增加,传统铝合金和钢材的用量相应减少。航空航天产品在追求轻质和减重方面可谓“克克计较”,这一需求大大加速了铝锂合金和先进复合材料在航空航天领域中的应用。空客 A380 飞机的地板梁、座椅导轨、辅助导轨、紧急舱地板等部位主要使用的是第三代 2099-T851 和 2196-T8511 铝锂合金的挤压型材。国产大型商用飞机 C919 上也大量使用第三代高性能铝锂合金。各类复合材料在航空航天飞行器上的应用具有举足轻重的作用,复合材料可以显著减轻结构质量并提高结构效率。例如美国研制的第四代军用歼击机上树脂基复合材料的结构质量占整机质量的 24%,国外卫星、战略导弹及固体火箭发动机的关键结构材料几乎已经全部采用复合材料。

航空发动机相当于飞机的心脏,是确保飞机使用性能、可靠性和经济性的决定因素。航空发动机的性能水平在很大程度上依赖于高温材料的性能水平。目前飞机蒙



皮的最高温度可达 $1\ 000\ ^\circ\text{C}$ 以上,而发动机的工作温度则高达近 $2\ 000\ ^\circ\text{C}$ 。一台先进发动机上,高温合金和钛合金的用量分别占发动机总结构质量的 $55\%\sim 65\%$ 和 $25\%\sim 40\%$ 。目前,各种新型高温合金和高温钛合金、高温树脂基复合材料、金属间化合物及其复合材料、金属基复合材料、陶瓷基和碳-碳复合材料等正在加速发展之中,以满足航空发动机对高温材料提出的更高性能要求。

当今时代,科学技术正以迅猛的势头发展,并且由于计算机、生物工程、空间技术、新材料、新能源等领域的科技进步以及学科的进一步交叉、融合,在某些方面已经逐渐形成一些新兴技术的主体,但材料科学与技术在其中仍发挥着基础性和关键性的作用。就航空航天领域而言,由于飞行器要在各种极端环境条件下飞行,其材料所涉及的技术问题非常复杂,因此这也是材料科学与工程领域争相研究的重点和热点。航空航天材料及其制备技术的突破,无疑对现代材料技术有着极强的引领和促进作用。

2. 本课程的性质及主要内容

工程材料是研究材料的成分、组织结构、力学性能及其应用之间关系的一门学科。“工程材料学”是高等工科院校机械类及近机类各专业学生必修的一门重要的专业技术基础课,主要阐述常用工程材料的化学成分、组织结构、力学性能、材料选择及其应用等方面知识的综合性课程。本课程注重将材料科学基础知识的论述与材料工程应用密切结合,具有科学性、系统性和实践性的特点。

本课程的主要内容包括:工程材料的主要力学性能、组织结构、化学成分以及它们之间的关系和改变材料性能的方法;常用工程材料的分类、性能特点、应用及选材方法等;先进复合材料的性能特点和成型工艺技术简介。通过本课程的学习,可使学生对常用工程材料的基本理论知识、新材料的发展趋势有较全面的了解,培养学生的工程素质、实践能力和创新设计能力,使学生从本质上认识和分析材料选择过程中所遇到的实际问题并提出解决问题的途径,为今后进行具体零件或结构的工艺设计、开发新材料和新技术奠定坚实的理论基础。

3. 本课程的教学目标及要求

通过本课程的学习,学生应达到以下基本要求:

- (1) 了解工程材料的发展、分类及其在现代工业生产中的重要作用。
- (2) 了解材料的成分、结构、性能、应用之间的内在关系和规律,重点掌握材料的力学性能(有强度和硬度、塑性和韧性等)、晶体结构(晶格类型和晶体缺陷等)、金属的结晶过程和塑性变形方式及规律。
- (3) 在学习几种基本类型相图后,重点掌握铁碳合金相图;掌握金属的热处理原理与工艺,以及各种常见强化金属材料的方式。
- (4) 熟悉各种常用工程材料的牌号、成分特点、热处理特点及其在实际生产中的应用范围,能够合理制定材料的热处理工艺。
- (5) 了解现代民用飞机中所采用的机体材料、航空发动机材料等,掌握先进航空航天材料的性能特点及应用,能够在实际生产中合理选用材料。



本教材适宜的教学时数为 40~60 学时,部分内容可根据各专业培养方案的不同要求作为选学内容。由于本课程的内容较多,涉及面宽,知识点多、细、全,课程性质侧重叙述性,因此,要求教师在课堂教学时,尽可能结合具体的工程应用实例进行讲述,避免过多的枯燥乏味的讲授,同时应用多媒体辅助教学,部分内容进行动画演示和教学录像片播放,有助于学生对课程内容的理解和掌握。在教学过程中,注意调动学生学习的积极性和学习兴趣,让学生真正体会到本课程无论是在今后的专业学习还是在日常工作、生活中都具有重要的作用,使学生由被动学习转为主动学习,结合采用课堂讨论式和启发式教学,通过教师与学生以及学生相互之间的交流和讨论,达到最佳的教学效果。

第 1 章 工程材料及主要力学性能

1.1 工程材料及其分类

从原始社会到科学技术飞速发展的当代社会,人类已经发现和使用的材料种类繁多,分类方法也各不相同。

根据用途的不同,可将材料分为结构材料与功能材料。其中:结构材料是以力学性能作为主要指标,有时也需要满足物理和化学性能方面的要求,如耐高温、耐腐蚀、导电、导热等;功能材料是利用其特有的物理或化学性能(包括声、光、电、磁、热、生物相容性等方面),以实现能量转换、存储、输送或完成特定功能的一类材料。在某些使用场合,有时也要求功能材料具有一定的力学性能,例如强度、耐磨性等。

根据结构或特性的不同,可将材料分为纳米材料、超导材料、储能材料、辐射防护材料、形状记忆合金等。

根据具体应用领域的不同,可将材料分为电子信息材料、能源材料、生态环境材料、生物医学材料、化工材料、航空航天材料、机械工程材料、建筑材料等。

工程材料的研究及应用范围主要是机械、车辆、船舶、建筑、桥梁、化工、能源、仪器仪表、航空航天等工程领域,主要用来制造工程构件和机械零件,也包括一些用于制造工具的材料和具有特殊性能的材料。一般按照化学成分及其结合键的性质,将工程材料分为金属材料、陶瓷材料、高分子材料和复合材料四大类,每一大类材料还可进一步细分,如图 1.1 所示。

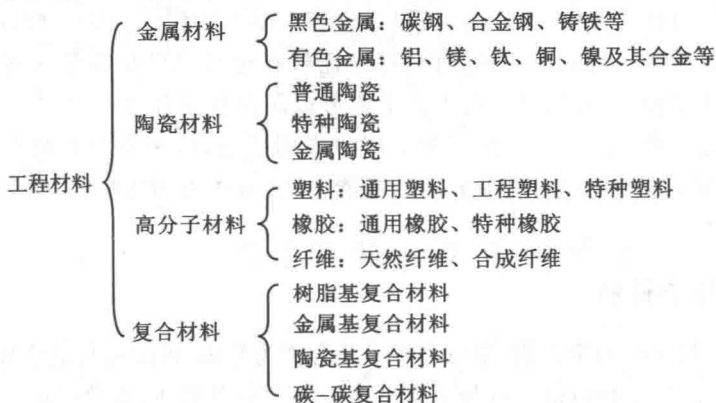


图 1.1 工程材料的分类



1.1.1 金属材料

金属材料是指以金属元素或以金属元素为主构成的具有金属特性的材料的总称。金属材料的结合键主要为金属键。金属材料结合键的特性决定了其具有较高的强度、硬度、塑性、韧性等力学性能,以及具有良好的导电、导热和耐腐蚀等物理和化学性能。尽管近年来其他几类工程材料的发展较快,但在工业生产中,金属材料仍然是目前应用最广泛的一类材料。工业上把金属及其合金分为以下两类:

黑色金属——又称钢铁材料,是指铁和以铁为基的合金,包括工业纯铁、碳钢、铸铁以及各种用途的合金结构钢、不锈钢、耐热钢、高温合金、耐磨钢、精密合金等。以铁为基的合金材料占整个结构材料和工具材料的90%以上。

有色金属——指黑色金属以外的所有金属及其合金,通常分为轻金属、重金属、贵金属、半金属、稀有金属和稀土金属等。常见的有铝及铝合金、镁及镁合金、钛及钛合金、铜及铜合金、镍及镍合金等。其中,铝、镁、钛及其合金由于密度小于 4.5 g/cm^3 ,故又称为轻金属或轻合金,在航空航天等工业领域中应用广泛。

1.1.2 陶瓷材料

陶瓷材料是用天然或合成化合物经过成型和高温烧结制成的一类无机非金属材料,例如 Al_2O_3 、 SiC 、 Si_3N_4 等。陶瓷材料主要以共价键和(或)离子键结合。工业上用的陶瓷材料可分为以下三类:

普通陶瓷——又称传统陶瓷,指硅、铝的氧化物以及硅酸盐。

特种陶瓷——新型陶瓷,主要成分为人工氧化物、碳化物、氮化物和硅化物的烧结材料。

金属陶瓷——指金属粉末与陶瓷粉末的烧结材料,也可纳入到特种陶瓷的范畴。

陶瓷材料具有高熔点、高硬度、高耐磨性、抗氧化和化学稳定性好等优点。其最大缺点是塑性和韧性很低,脆性大,所以很少在常温下用作受力的结构材料。

为了提高陶瓷材料的塑性和韧性,对陶瓷材料进行增韧是近年来该领域研究的重要课题。研究表明,采用特殊的工艺措施形成陶瓷基复合材料,可在一定程度上改善陶瓷材料的韧性。陶瓷材料在工业生产中应用广泛,可用作刀具材料等。由于陶瓷还具有某些特殊的光、电、热等方面的性能,故又可作为功能材料,用于制作电子元件和敏感元件。

1.1.3 高分子材料

高分子材料也称为聚合物,是以高分子化合物为基体,再配有其他添加剂(助剂)所构成的材料。高分子材料由相对分子质量很大的大分子组成,高分子内的原子之间由很强的共价键结合,而高分子链之间则是以范德华键或氢键结合。高分子材料已广泛应用于建筑、交通运输、农业、电子电气工业等国民经济主要领域和人们的日常生活中。



工程上通常根据力学性能和使用状态的不同将高分子材料分为以下三类:

塑料——指以聚合物为主要成分,在一定条件(温度、压力等)下可塑成一定形状并在常温下保持其形状不变的材料。根据加热后的情况又可分为热塑性塑料和热固性塑料。加热后软化,形成高分子熔体的塑料称为热塑性塑料,例如聚乙烯、聚丙烯、聚苯乙烯等。加热后固化,形成交联的不熔结构的塑料称为热固性塑料,例如环氧树脂、酚醛塑料、聚酰亚胺等。

橡胶——通常指经过硫化处理的、弹性特别优良的聚合物,可以分为天然橡胶和合成橡胶。天然橡胶的主要成分是聚异戊二烯。合成橡胶的主要品种有丁基橡胶、顺丁橡胶、氯丁橡胶等。

合成纤维——指由单体聚合而成的、强度很高的聚合物,是通过机械处理所获得的纤维材料。常见的合成纤维包括尼龙、涤纶、腈纶、芳纶、丙纶纤维等。

1.1.4 复合材料

复合材料是指由两种或两种以上不同材料复合而成的一种新材料。复合材料中的结合键可以有三种或三种以上,包括金属键、离子键、共价键等,键合方式非常复杂。材料的复合化是当前材料科学与工程领域中的一个重要发展方向,它可以克服单一材料所固有的局限性。复合材料的最大特点是具有可设计性。通过采取一定的工艺措施,使复合材料的组元之间产生复合效应,将具有不同特性的材料按一定的要求复合在一起,形成一种性能比组成材料好得多的新材料。

自20世纪40年代用玻璃纤维增强树脂制成的玻璃钢问世以来,复合材料目前已经发展到了第三代。航空航天工业的迅速发展推动了高比强度、高弹性模量、高韧性和耐高温的先进复合材料的发展。第三代的先进复合材料除了高性能的树脂基复合材料以外,还包括金属基复合材料、陶瓷基复合材料和碳纤维增强的碳-碳复合材料。在工程上使用较多的复合材料主要有两类:树脂基复合材料和金属基复合材料。

尽管工程材料的种类繁多,在工业生产中应用广泛,但相比于其他三种类型的工程材料,金属材料在今后相当长的一段时间仍然是实际应用中量大面广的材料。因此,本书重点讨论各种常用金属材料的化学成分、微观组织结构、力学性能及其应用范围,同时为了突出本教材的航空航天特色,还重点介绍铝锂合金、钛合金和先进复合材料等在航空航天领域中的应用。

1.2 工程材料的主要力学性能

材料的力学性能是指材料在外加载荷作用下或载荷与环境因素(温度、环境介质)的联合作用下所表现出来的行为,即材料在一定条件下抵抗外加载荷引起的变形和断裂的能力。由于实际中材料受到载荷作用的形式不同,如拉伸、弯曲、冲击载荷和交变载荷等,故材料可表现出不同的力学行为,对其性能指标要求有强度、硬度、塑



性、韧性、疲劳强度等。材料的力学性能指标是工程结构设计、材料选用、工艺评定和材料检验的重要依据,具有重要的实用意义。

1.2.1 拉伸强度与塑性

强度是指材料在外加载荷作用下抵抗变形和断裂的能力。根据材料受载方式和变形形式的不同,可将强度指标分为抗拉强度、抗压强度、抗弯强度、剪切强度等。在工业生产中,拉伸实验是应用最为广泛的材料力学性能试验方法之一。通过拉伸试验可以测定材料的强度与塑性力学性能指标,包括屈服强度、抗拉强度、断后伸长率和断面收缩率等。

1. 拉伸曲线

按照国家标准 GB/T 228.1—2010《金属材料 拉伸试验 第1部分:室温试验方法》,将试验材料加工成标准的拉伸试样。试样的横截面可以是圆形、矩形、多边形、环形等,实际试验中以圆形和矩形居多。把原始标距与横截面积有 $L_0 = k \sqrt{S_0}$ 关系的试样称为比例试样。国际上使用的比例系数 k 的值为 5.65。原始标距应不小于 15 mm。当试样横截面积太小,采用比例系数 5.65 的值不能符合这一最小原始标距要求时,可以采用较大的值(优先采用 11.3 的值)或采用非比例试样(注:

$$5.65 \sqrt{S_0} = 5 \sqrt{\frac{4S_0}{\pi}} \text{)。}$$

试验时,将拉伸试样装夹在拉伸试验机上,沿试样轴向缓慢施加载荷,使其发生拉伸变形直至断裂。图 1.2 为圆形试样拉伸前、后的示意图,其中 d_0 为圆形试样平行长度的原始直径,mm; d_u 为圆形试样平行长度的断后直径,mm; L_0 为原始标距,mm; L_c 为平行长度,mm; L_t 为试样总长度,mm; L_u 为断后标距,mm; S_0 为平行长度的原始横截面积,mm²; S_u 为断后最小横截面积,mm²。

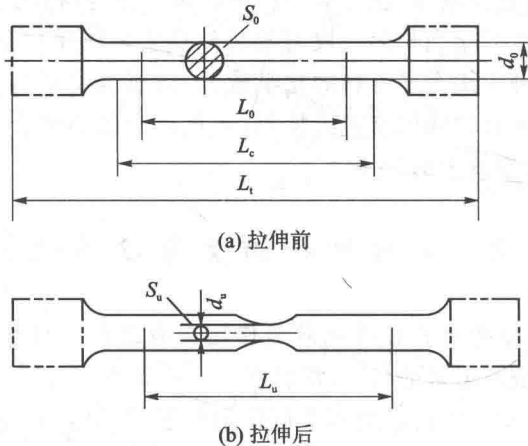


图 1.2 圆形试样拉伸前、后示意图



试样拉伸过程中,在试验机上可自动绘制出施加的载荷大小 F 与试样伸长变形量 ΔL 之间的关系曲线,称为拉伸曲线或 $F-\Delta L$ 曲线。图 1.3 所示为退火低碳钢的 $F-\Delta L$ 曲线。

若将图 1.3 中的纵坐标以应力 $R(R=F/S_0, \text{MPa})$ 表示,横坐标以试样的相对伸长量即应变 $(\Delta L/L_0)$ 表示,则此曲线称为应力-应变曲线(注:在实际中应力通常用 σ 表示单位为 MPa ;应变用 ϵ 表示,单位为%)。

由图 1.3 所示的拉伸曲线可知,在外加拉伸力的作用下,材料的变形过程一般可分为四个阶段:弹性变形、屈服、变形强化和形成缩颈、断裂。

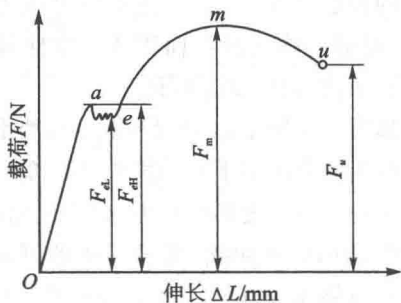


图 1.3 退火低碳钢的拉伸曲线

① 在 Oa 段,此时外力较小,试样的变形随外力增加而增加。试样在受到外力作用时发生变形,但在卸除拉伸力后变形能够完全恢复,为弹性变形阶段。

② 在曲线 ae 段,即当外力达到 $F_{0.2}$ 后,曲线上出现平台或锯齿,试样产生屈服,此时载荷保持不变(或略有升高、降低),试样继续明显伸长,为屈服阶段。

③ 在 em 段,随着外力增大,变形增加,在 m 点处外力达到最大值 F_m ,为变形强化阶段。

④ 在 mu 段,试样继续发生变形,在局部区域产生缩颈,最后在 u 点处试样发生断裂,为形成缩颈、断裂阶段。

在曲线上超过 a 点后,试样所发生的变形为塑性变形,即外力去除后试样中产生的变形不能恢复,为永久性变形。其中在曲线 ae 段及 em 段的变形为均匀塑性变形,而在 mu 段产生的变形为非均匀塑性变形。

应该指出的是,材料不同,其拉伸曲线的形状也不相同。例如铸铁等脆性材料的应力-应变曲线中几乎没有塑性变形,而塑料等在屈服以后能产生很大的塑性变形。

通过拉伸试验,可以得到材料的屈服强度、抗拉强度、断后伸长率和断面收缩率等强度与塑性性能指标。

2. 强度

强度的物理意义是表征材料对塑性变形和断裂的抗力。由拉伸试验可测定材料的屈服强度和抗拉强度等强度指标。

1) 弹性模量 E 和刚度

材料在弹性变形范围内,应力与应变呈正比关系,此时应力与应变的比值称为弹性模量,以 E 表示,单位为 MPa 或 GPa 。弹性模量 E 表征材料对弹性变形的抗力。在工程上弹性模量称为材料的刚度。零件的刚度除与材料的刚度有关外,还与零件的结构、尺寸等因素有关。金属材料的弹性模量主要取决于其本身的性质,与晶格类



型和原子间距有关,反映了材料内部原子间的结合力或结合键的强弱。材料成分和热处理等强化手段对弹性模量的影响较小。

大部分机械零件都工作在弹性状态下,对刚度有一定要求,在工作时不允许产生过大的弹性变形。因此,选材时可选用弹性模量较大的材料,如需进一步提高零件的刚度,可通过增大横截面积或改变横截面形状来实现。

2) 屈服强度 R_{eH} 和 R_{eL}

如图 1.3 所示, a 点是材料从弹性状态过渡到塑性状态的临界点,它所对应的应力为材料在外力作用下开始发生塑性变形的最低应力值,称为屈服强度。屈服强度表征材料对明显塑性变形的抗力,分为上屈服强度和下屈服强度,如图 1.4 中的应力-延伸率曲线(即 $R-e$ 曲线)所示。所谓延伸率是指用引伸计标距 L_e (用引伸计测量试样延伸时所使用引伸计起始标距长度)表示的延伸百分率。

① 试样发生屈服而力首次下降前的最高应力称为上屈服强度,以 R_{eH} 表示,单位为 MPa,即 $R_{eH} = \frac{F_{eH}}{S_0}$ 。式中, F_{eH} 为试样发生屈服而力首次下降前的最高负荷, S_0 为试样的原始横截面积。

② 试样在屈服期间,不计初始瞬时效应时的最低应力称为下屈服强度,以 R_{eL} 表示,单位为 MPa,即 $R_{eL} = \frac{F_{eL}}{S_0}$ 。其中, F_{eL} 为试样在屈服期间,不计初始瞬时效应时的最低负荷, S_0 为试样的原始横截面积。

对于拉伸曲线上不出现明显屈服现象的材料如铝合金、铜合金和合金钢等,国家标准中将塑性延伸率等于规定的引伸计标距 L_e 百分率时对应的应力称为规定塑性延伸强度,用 R_p 表示,如图 1.5 所示。使用的符号应附下脚注说明所规定的塑性延伸率,例如 $R_{p0.2}$ 表示规定塑性延伸率为 0.2% 时的应力。

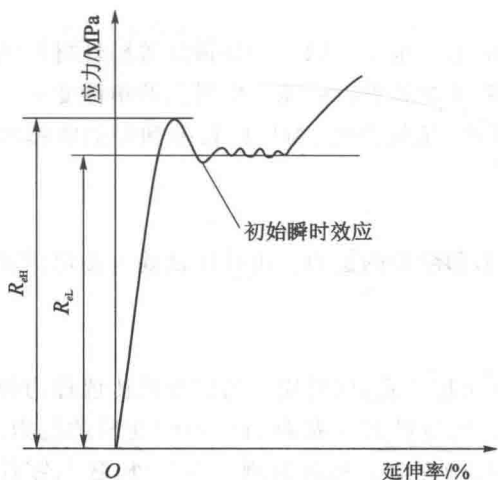


图 1.4 上屈服强度 R_{eH} 和下屈服强度 R_{eL}

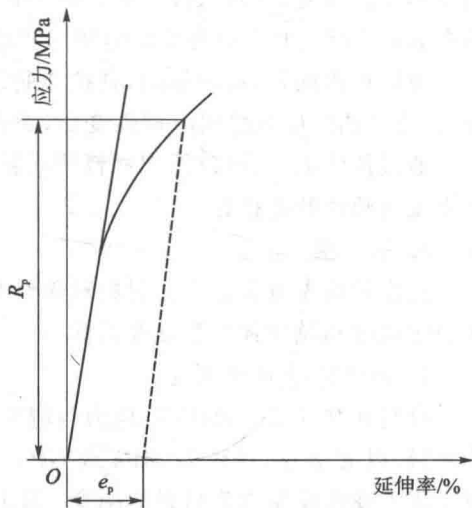


图 1.5 规定塑性延伸强度 R_p



此外,通过拉伸试验还可测定金属材料的规定总延伸强度和规定残余延伸强度:

①规定总延伸强度,指总延伸率等于规定的引伸计标距 L_e 百分率时的应力,用 R_t 表示,例如 $R_{t0.5}$ 表示规定总延伸率为 0.5% 时的应力。

②规定残余延伸强度,指卸除应力后残余延伸率等于规定的原始标距 L_0 或引伸计标距 L_e 百分率时对应的应力,用 R_r 表示,例如 $R_{r0.2}$ 表示规定残余延伸率为 0.2% 时的应力。

3) 抗拉强度 R_m

对应于图 1.3 中的 m 点,试样能承受的最大载荷除以原始截面积所得的应力,称为抗拉强度或强度极限,以 R_m 表示,单位为 MPa,即 $R_m = \frac{F_m}{S_0}$ 。其中, F_m 为拉断前试样所能承受的最大载荷, S_0 为试样的原始横截面积。

对于塑性材料来说,在 m 点以前试样为均匀变形,而在 m 点以后,变形将在试样的薄弱处发生集中变形,试样上产生缩颈。由于缩颈处截面急剧减小,因此试样所能承受的载荷迅速下降,直到最后在 u 点处发生断裂。抗拉强度的物理意义是表征材料对最大均匀变形的抗力,表示材料在拉伸条件下能够承受最大载荷时的应力值。

R_{eH} 、 R_{eL} 和 R_m 是零件设计和材料评定的重要性能指标。零件服役时一般不允许产生过量的塑性变形,常以 R_{eH} 、 R_{eL} 和 R_m 作为设计依据。考虑到 R_m 的测量更加方便,在很多场合下将 R_m 作为零件设计的依据,但需要采用更大的安全系数。对于脆性材料,拉伸时不产生屈服现象,因此以 R_m 作为强度设计指标。

3. 塑性

塑性的物理意义是表征材料断裂前具有塑性变形的能力。材料的塑性常用断后伸长率 A 和断面收缩率 Z 来表示。

1) 断后伸长率 A

伸长率是指试样原始标距的伸长与原始标距(L_0)之比的百分率。断后标距的残余伸长($L_u - L_0$)与原始标距(L_0)之比的百分率称为断后伸长率,用 A 表示。

$$A = \frac{L_u - L_0}{L_0} \times 100\%$$

对于比例试样,若原始标距不为 $5.65 \sqrt{S_0}$ (S_0 为平行长度的原始横截面积),符号 A 应附下脚注说明所使用的比例系数,例如 $A_{11.3}$ 表示原始标距(L_0)为 $11.3 \sqrt{S_0}$ 的断后伸长率。对于非比例试样,符号 A 应附下脚注说明所使用的原始标距,以毫米(mm)表示,例如 $A_{80\text{mm}}$ 表示原始标距(L_0)为 80 mm 的断后伸长率。

应该说明的是,只有当试样的标距长度、横截面的形状和面积均相同时,或者当选取的比例试样的比例系数 k 相同时,断后伸长率的数值才具有可比性。

2) 断面收缩率 Z

断裂后试样横截面积的最大缩减量($S_0 - S_u$)与原始横截面积(S_0)之比的百分率,称为断面收缩率,用 Z 表示。



$$Z = \frac{S_0 - S_u}{S_0} \times 100\%$$

式中： S_0 为试样原始截面积； S_u 为试样拉断后的最小截面积。

材料的塑性指标 A 、 Z 数值越高，表示材料的塑性加工性能越好。通常，对机械零件都会提出一定的 A 、 Z 要求，例如导弹壳体成型时要求材料具有一定的塑性；另一方面，零件在服役时偶然过载，塑性变形引起的强化作用可使零件避免突然断裂。但材料的塑性指标与 R_{eH} 、 R_{eL} 和 R_m 不同，不能直接用于零件的设计计算。一般认为，零件在保证一定强度要求的前提下，塑性指标高，则零件的工作安全可靠性强。

应该指出，按照人们长期的使用习惯，在工业生产应用及科学研究的许多场合下，人们仍然按照原有国家标准 GB/T 228—1987《金属拉伸试验方法》，测试表征金属材料的力学性能。为了方便学习和使用，表 1.1 中给出了新、旧国家标准中材料力学性能指标的名称、单位及表示符号的对照。

表 1.1 新、旧国家标准中材料力学性能指标的名称和符号对照

国家标准号 力学性能指标	GB/T 228.1—2010	GB/T 228—2002	GB/T 228—1987
屈服强度/MPa	上屈服强度 R_{eH}	上屈服强度 R_{eH}	上屈服点 σ_{su}
	下屈服强度 R_{eL}	下屈服强度 R_{eL}	下屈服点 σ_{sL}
抗拉强度/MPa	R_m	R_m	σ_b
规定塑性延伸强度/MPa	R_p	规定非比例延伸强度 R_p	规定非比例伸长应力 σ_p
断后伸长率/%	A	A	δ
断面收缩率/%	Z	Z	ψ

注：

① 在国家标准 GB/T 228—2002 和 GB/T 228—1987 中，表征强度(屈服点)的单位是 N/mm^2 ， $1 MPa = 1 N/mm^2$ 。

② 在国家标准 GB/T 228—1987 中，屈服强度称为屈服点，以 σ_s 表示。

③ 对于在拉伸曲线上不出现明显屈服现象的材料，在更早的国家标准中规定以试样产生 0.2% 塑性变形时的应力值作为材料的屈服强度，称为条件屈服强度，以 $\sigma_{0.2}$ 表示。

1.2.2 硬 度

硬度是反映材料软硬程度的一项性能指标。由于材料的硬度值和强度值之间往往具有一定的对应关系，故某一种材料在一定条件下通常可由硬度值间接估算出材料的抗拉强度。材料的硬度试验方法很多，可分为压入法和刻划法两大类。它是表征材料抵抗局部塑性变形及破坏的能力，即抵抗硬物压入或划伤表面的能力。硬度检验在工业生产中应用广泛，常见的硬度试验方法有布氏硬度、洛氏硬度、维氏硬度



和显微硬度等,均为压入法。

1. 布氏硬度

布氏硬度的试验原理是:采用直径为 D 的硬质合金球压头,以一定大小的载荷 F 压入试样表面,如图 1.6(a)所示,经规定的保持时间后卸除载荷,在试样表面将残留直径为 d 的压坑,如图 1.6(b)所示。以试验力 F 除以球形压坑的表面积 S 所得的商,即为布氏硬度值,用符号 HBW 表示。下式中的常数 0.102 是标准重力加速度 g 的倒数。布氏硬度值的单位为 N/mm^2 ,但一般不标出。硬度值越高,表明材料越硬。

$$\text{HBW} = 0.102 \times \frac{F}{S} = 0.102 \times \frac{2F}{\pi D(D - \sqrt{D^2 - d^2})}$$

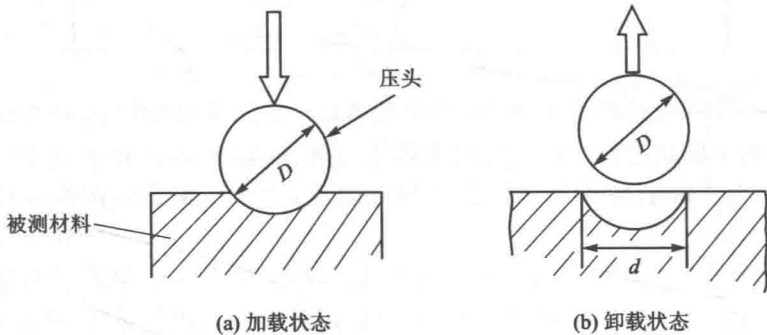


图 1.6 布氏硬度测量示意图

进行布氏硬度检验时,常需要选用不同的载荷 F 和压头直径 D 。为了保证采用不同的试验条件测量同一材料时能得到相同的布氏硬度值,要求压痕的压入角为常数,以获得几何形状相似的压痕;此外,还要求 $0.102 \times F/D^2$ 比值为常数。按照 GB/T 231.1—2009 标准的要求,试验力-压头球直径平方的比率($0.102 \times F/D^2$ 比值)应根据材料和硬度值进行选择,见表 1.2。

表 1.2 布氏硬度测量时 $0.102 \times F/D^2$ 值的选择

材 料	布氏硬度 HBW	$0.102 \times F/D^2 /$ ($\text{N} \cdot \text{mm}^{-2}$)
钢、镍基合金、钛合金		30
铸铁*	<140	10
	≥ 140	30
铜及其合金	<30	5
	35~200	10
	200	30



续表 1.2

材 料	布氏硬度 HBW	$0.102 \times F/D^2 /$ ($N \cdot mm^{-2}$)
轻金属及其合金	<35	2.5
	30~80	5
		10
		15
	>80	10
15		
铅、锡		1

* 对于铸铁试验,压头的名义直径应为 2.5 mm、5 mm 或 10 mm。

实际测量中,通常根据选用的硬质合金球直径和试验力的大小,在测出压坑直径后,查表得到布氏硬度值。对布氏硬度值进行标注,以 600HBW1/30/20 为例:1 表示球体直径为 1 mm,30 表示试验力为 30 kgf(294.2 N),20 表示试验力的保持时间为 20 s。

布氏硬度试验的优点是测量的压痕面积大,因而误差小,其缺点是测量步骤稍复杂,此外,测试完成后会在试样表面残留压坑,因此不适合成品零件、薄件的检验,通常用于原材料或毛坯的检验。

2. 洛氏硬度

洛氏硬度测量是目前工业生产中应用最广泛的材料试验方法之一,其测量原理也是压入法。洛氏硬度试验所用的压头有两种:一种是顶角为 $\alpha=120^\circ$ 的金刚石圆锥体,另一种是直径为 $\phi 1.588 \text{ mm}$ ($(1/16) \text{ in}$) 的淬火钢球。洛氏硬度的测量原理及过程如下:先施加初载荷 $F_0=98.07 \text{ N}$ (10 kgf),使压头与被测材料表面紧密接触,再施加主载荷 F_1 ,将压头压入试样表面,保持一定时间,然后卸除主载荷,在试样表面残留一定深度的压坑,根据压坑深度的大小来反映材料的硬度值高低。如果材料硬,压坑深度浅,则硬度值高;反之材料软,压坑深,则硬度值低。

根据所选用的压头与载荷的不同,洛氏硬度有多种级别(标尺),如 HRA、HRB、HRC、HRF 等。几种常用洛氏硬度级别试验规范及应用范围见表 1.3。

表 1.3 常用洛氏硬度的级别及其应用范围

洛氏硬度	压 头	总载荷/N(kgf)	测量范围	应 用
HRC	120°金刚石	1 471.1(150)	20~67HRC	淬火钢等硬零件
HRA	120°金刚石	588.4(60)	70HRA 以上	零件表面硬化层、硬质合金等
HRB	$\phi 1.588 \text{ mm}$ 钢球	980.7(100)	25~100HRB	软钢和铜合金等
HRF	$\phi 1.588 \text{ mm}$ 钢球	588.4(60)	25~100HRF	铝合金和镁合金等



洛氏硬度测量的优点是操作简便、迅速,可在硬度计的表盘上直接读出硬度值,压痕小,对材料的破坏性小,可测量成品件。其缺点是,测量时是点接触,材料的组织均匀性及其缺陷等对硬度测量值的影响较大,通常选择具有代表性的三个点,取三次测量的平均值。此外,用不同标尺测得的硬度值应通过查表换算成同一级别后才能对硬度值进行比较。

3. 维氏硬度和显微硬度

维氏硬度的测量原理与布氏硬度相似,也是根据压痕单位面积上的载荷大小来计量硬度值。不同的是,维氏硬度试验中的压头是相对两面间夹角呈 136° 的金刚石正四棱锥体,所施加的载荷 F 较小,常用的有 49.0 N (5 kgf)、98.1 N (10 kgf)、196.1 N (20 kgf)、294.2 N (30 kgf)、490.4 N (50 kgf)、980.7 N (100 kgf)。如图 1.7 所示,在被测材料上留下的压坑为四方锥形,测量四棱锥压痕对角线的长度 d 值,利用下式计算可得到维氏硬度值,以 HV 表示,通常不标注硬度值单位。

$$HV = \frac{F}{S} = 1.8544 \frac{F}{d^2} (\text{kgf}/\text{mm}^2) = 18.1917 \frac{F}{d^2} (\text{N}/\text{mm}^2)$$

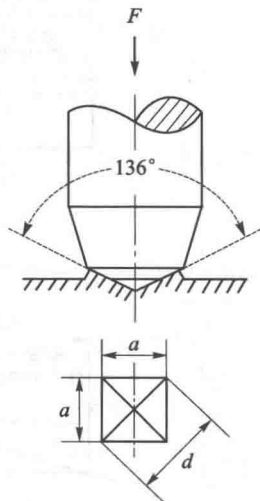


图 1.7 维氏硬度测量示意图

与布氏硬度测量一样,实际测量中通常根据所施加的载荷大小,在测出压坑直径后,查表得到维氏硬度值。

维氏硬度试验的优点是测量精度高,测量的硬度值范围宽,从极软的材料到极硬的材料,从有色金属到黑色金属都可测量,尤其适用于各种金属材料的表面层,如化学热处理渗层、电镀层的硬度测量。其主要缺点是试验过程较为麻烦,且要求被测材料表面的光洁度高。

显微硬度试验的测量原理及表示符号与维氏硬度相同,不同的是显微硬度测量时所施加的载荷更小,在 0.098 1(0.01)~1.961 4(0.2) N(kgf) 范围内,通常用于测定金属组成相的硬度。

1.2.3 冲击韧性

冲击韧性表征材料在冲击载荷作用下抵抗变形和断裂的能力。有许多机器零件在工作中受到冲击载荷的作用。例如,飞机起落架、发动机涡轮轴、汽车变速齿轮等在冲击力的作用下容易引起很大的应力和变形。此时进行设计计算,不但要考虑材料的强度、硬度和塑性等指标,而且要考虑材料在冲击载荷作用下的力学性能。

1. 试验原理与方法

按照国家标准,将试验材料加工成标准的冲击试样,标准冲击试样主要有两种:



U形缺口或V形缺口试样,分别称为夏比U形缺口和夏比V形缺口试样,如图1.8所示为标准夏比冲击试样尺寸。夏比V形缺口试样缺口深度为2 mm;夏比U形缺口试样缺口深度为2 mm或5 mm两种规格。冲击试验机的摆锤刀刃半径有2 mm和8 mm两种。

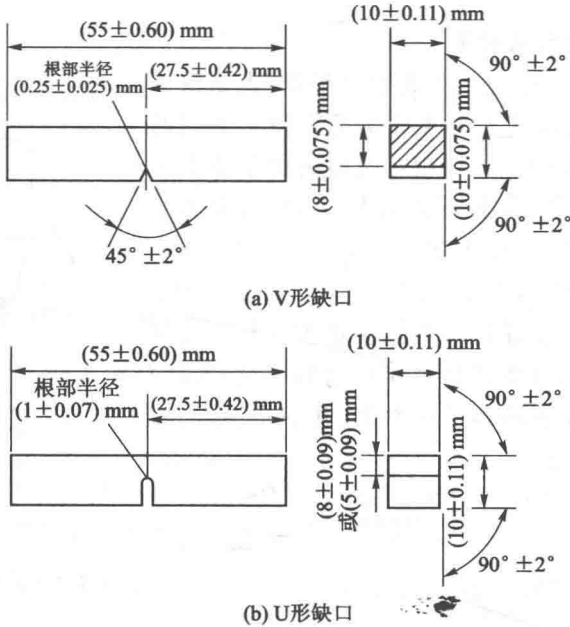


图 1.8 标准夏比冲击试样尺寸

冲击试验原理为能量守恒的原理,冲击试验方法如图1.9所示,将待测的标准冲击试样水平放置在冲击试验机的支座上(缺口背对摆锤刀刃放置),将一定质量 W 的摆锤升至一定高度 H ,使它获得位能 $W \cdot H$,随后将摆锤释放,冲断试样,摆锤在另一侧上升的高度为 h ,摆锤的剩余能量为 $W \cdot h$ 。依据能量守恒原理,冲断试样前后的能量差即为摆锤冲断试样所消耗的功,称为冲击功,以 K 表示,即 $K = W \cdot H - W \cdot h$,单位为焦耳(J)。试验时,冲击功的数值可直接从冲击试验机的刻度盘上读出。不同缺口试样的冲击功分别记为 KU_2 、 KU_8 和 KV_2 、 KV_8 (注:下角标中的数字表示冲击试验机的摆锤刀刃半径为 2 mm 或 8 mm)。

2. 冲击韧性及其影响因素

依据上面测得的冲击吸收能量,冲击韧性(用 α_k 表示,单位为 J/m^2)可通过下式计算得出:

$$\alpha_k = KU/S_0 \quad \text{或} \quad \alpha_k = KV/S_0$$

式中 S_0 为试样缺口处截面面积。

在实际应用中,材料的冲击韧性与许多因素有关:

(1) α_k 、 KU 或 KV 值取决于材料本身及其状态,同时与试样的形状、尺寸有很大



关系。同种材料的试样,缺口越深、越尖锐,缺口处应力集中程度越大,越容易产生变形和断裂,冲击功越小,材料表现出的脆性越高。因此对不同类型材料和尺寸的试样,其冲击韧性或冲击功不能直接比较。采用同种材料制成的夏比 V 形缺口试样测得的 KV 值要比夏比 U 形缺口的 KU 值小。

(2) α_k 、KU 或 KV 值与试验温度有关。图 1.10 所示为通过系列冲击试验所得到的 α_k 值和试验温度之间的关系曲线。随着试验温度降低, α_k 值也降低。当试验温度降低至某一数值或一定范围时, α_k 值急剧下降,材料由韧性状态转变为脆性状态,这种转变称为冷脆转变,相应的转变温度称为冷脆转变温度 T_k 。在脆性转变温度以下,材料由韧性状态转变成脆性状态。材料的脆性转变温度越低,说明其低温冲击性能越好,允许使用的温度范围越大。

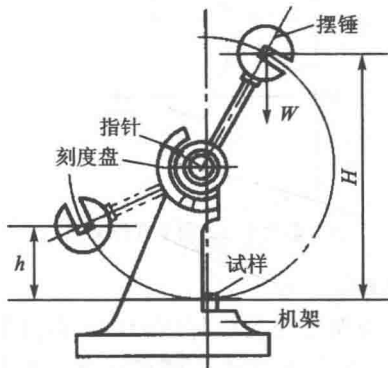


图 1.9 冲击试验示意图

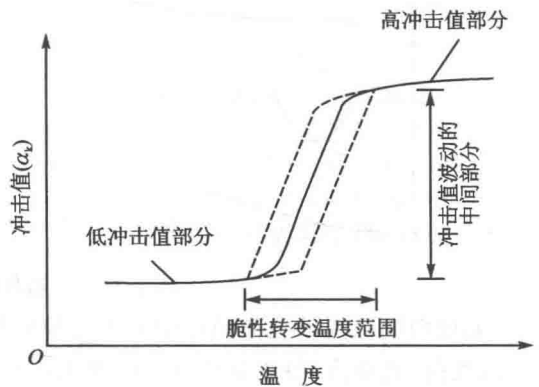


图 1.10 温度对冲击韧性的影响

(3) α_k 、KU 或 KV 值对材料内部缺陷、显微组织变化很敏感,例如夹杂物、内部裂纹、钢的回火脆性等都会使冲击韧性明显降低,因此可用来评定材料的冶金质量及热加工产品质量。

冲击韧性通常作为选择材料的参考,不直接用于零件的设计计算。但冲击韧性可用于判断材料的冷脆倾向和不同材料的韧性比较,以及评定材料在一定条件下的缺口敏感性。

1.2.4 疲劳强度

许多机件(如轴、齿轮、叶片、弹簧等)都是在交变载荷下工作的,在低于材料屈服强度的交变应力作用下长时间工作也会发生断裂,这种现象称为疲劳。由于疲劳断裂往往都是突然发生的,在断裂之前没有任何征兆,因此具有很大的危险性。据统计,在机器零件的断裂失效中,约有 80% 属于疲劳断裂性质。

1. 交变载荷

交变载荷是指载荷(应力)大小或载荷(应力)大小与方向都随时间发生变化的载