



航空仪表基础

航空仪表基础

PDG

目 录

绪 论	1
第一章 航空仪表的一般介绍	2
第一节 航空仪表的基本环节	2
第二节 航空仪表与地球、大气的联系	4
第三节 航空仪表的工作特性	5
第二章 航空仪表的测量原理	9
第一节 力的感受转换	9
第二节 位移的感受转换	16
第三节 温度的感受转换	22
第四节 流量的感受转换	25
第三章 航空仪表的传送原理	28
第一节 机械传送	28
第二节 电桥线路	32
第三节 远距同步传送	39
第四章 航空仪表的自动计算原理	57
第一节 自动计算的一般知识和在航空仪表中的应用	57
第二节 加减	58
第三节 乘除	63
第四节 函数反函数	67
第五节 微分积分	78
第五章 航空仪表的自动调节原理	84
第一节 自动调节的基本原理	84
第二节 调节系统的静态特性	89
第三节 调节系统的动态特性	92
第四节 提高调节质量的方法	101
第六章 航空仪表的信息显示	106
第一节 概述	106
第二节 航空仪表的指示特性	108
复习题	112
附 录	115

结 论

航空器上用的仪表,叫航空仪表。它主要用来测量航空器的运动状态和动力装置的工作状态。有的航空仪表还能自动调节航空器的运动状态和动力装置的工作状态。随着航空技术的发展,航空仪表已经成为航空器的重要设备之一。

现代民航飞机,为了适应高空、高速、全天候飞行及执行各种飞行任务的需要,大量地配置有航空仪表设备,通过它们为飞行人员提供确保安全飞行所必需的各种参数:飞机的姿态、航向、速度、高度等飞行参数和转速、温度、功率、耗油等发动机工作参数。飞行人员根据航空仪表所提供的这些数据,检查和判断飞机的飞行状态和发动机的工作状态,从而正确地调整、操纵飞机的飞行和发动机的工作。现代航空仪表,通过与其它设备的交联,还可自动操纵飞机和发动机,使飞机从起飞到着陆逐步实现自动化,飞行人员逐步从长时间的航行疲劳中解放出来。

航空仪表从功用方面分为:驾驶领航仪表;发动机仪表;其它装置仪表。用来反映和调节飞机运动状态的仪表,叫做驾驶领航仪表,例如:高度表、空速表、航空地平仪、自动领航仪、自动驾驶仪等。检查飞机发动机工作状态的仪表,叫做发动机仪表,例如:转速表、排气温度表等。除上述两种以外的仪表,叫做其它装置仪表,例如:检查气密座舱工作状态的座舱高度压差表,就是属于这类仪表。

航空仪表从原理方面可分为:测量仪表;计算仪表;调节仪表。测量仪表是在感受被测物理量(例如发动机排气温度)的基础上,经过转换和传送而指示的。计算仪表是按一定的数学公式,经过自动计算而指示的。例如,自动领航仪就是一种自动计算飞机地理位置的计算仪表。调节仪表是在测量和计算某一对象的运动状态或工作状态的基础上,自动调节该对象的运动状态或工作状态,使之符合一定的要求而工作的。例如,自动驾驶仪就是一种自动保持或改变飞机运动的调节仪表。

《航空仪表基础》是一门专业基础课,它为学习航空仪表打下必要的基础。它主要包括四方面的内容:

- 1、航空仪表测量原理:研究测量仪表的测量规律,以及计算仪表和调节仪表中测量部分的工作规律。
- 2、航空仪表计算原理:研究计算仪表的自动计算规律,以及测量仪表和调节仪表中自动计算装置的工作规律。
- 3、航空仪表调节原理:研究调节仪表的自动调节规律,以及测量仪表和计算仪表中自动调节系统的工作规律。
- 4、航空仪表传送原理:研究航空仪表在测量、自动计算和自动调节过程中信号传送方法和工作规律。

鉴于当前航空技术飞速的向前发展,民航飞机的机型日益增多,各种技术装备不断更新,对航空仪表的维修工作要求越来越高,显然必须加强仪表专业基础理论的学习,为学习日益更新的仪表设备奠定必要的理论基础。

第一章 航空仪表的一般介绍

第一节 航空仪表的基本环节

一、测量仪表的基本环节

测量飞机的运动状态和发动机工作状态的仪表叫做航空测量仪表(简称测量仪表),如高度表、空速表、转速表、磁罗盘等。测量仪表的工作过程,一般包括感受、转换、传送、指示等四种基本环节,如图1—1所示



图1—1 测量仪表的基本环节

直接同被测物理量(如温度、压力、流量等)发生联系(接触)的环节叫做感受环节。

将一种物理量(或信号)转换为另一种物理量(或信号)的环节叫做转换环节。例如,将压力转换为位移;温度转换为电阻等都是转换环节。

使物理量(或信号)在空间改变位置的环节叫做传送环节。在复杂的传送环节中,需要经过多次转换才能达到传送的目的。但是,无论经过多少次转换,传送环节的输出物理量和输入物理量的性质是一样的。例如输入量是转速,输出量也一定是转速。

将其它物理量(或信号)转换为目视信号环节叫做指示环节。指示环节往往是测量仪表工作过程的最后一个环节,也叫做终端显示环节。

感受—转换—传送—指示,是测量仪表工作过程的一般规律,但并不是一成不变的公式。有些测量仪表中,有若干个相同的环节;有些测量仪表中,则缺少某一种环节;有些测量仪表中,转换环节在前,传送环节在后;但有些测量仪表中,传送环节在前,转换环节在后,或者传送环节的前后都有转换环节。

下面,以电阻温度表为例,进一步说明测量仪表中各基本环节之间的联系。

图1—2是简化的电阻温度表原理图。这种温度表的感受环节是一个由铜丝(或镍丝)绕成的感温电阻。它插在被测流体中,直接感受流体的温度变化,并将流体的温度变化转换为电阻或电流的变化。温度升高时,电阻增大,电流减小;温度降低时,电阻减小,电流增大。传送环节是导线,它可以将电流传送到远离被测流体的指示器中。转换环节有两个:第一个转换环节由线框和磁铁组成,它可以将电流转换为力矩;第二个转换环节由转轴和游丝组成,它可以将力矩转换为角位移。指示环节由指针和刻度盘组成。流体温度不同时,线框内通过的电流大小不同,产生的转动力矩也不同,游丝的弹性力矩与线框的转动力矩平衡后,指针指出不同的温度。

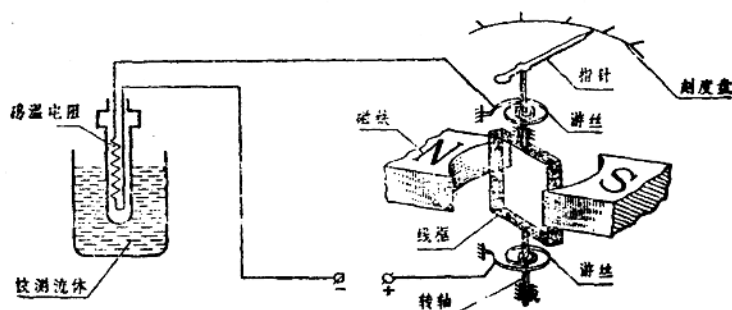


图 1—2 电阻温度表简化原理

二、计算仪表的基本环节

航空自动计算仪表(简称计算仪表)实质上是一种专门的自动计算器。它能在测量的基础上,按一定的数学关系,自动算出飞机运动状态和发动机工作状态的某些参数。

计算仪表除了具有感受、转换、传送、指示的环节外,还有计算环节。

能对物理量(或信号)进行自动计算的环节叫做计算环节。

计算环节的种类很多,有的能进行加减计算,有的能进行乘除计算,有的能进行微分、积分计算,还有的能进行函数计算、反函数计算。

计算仪表的各个基本环节的连接情形,如图 1—3 所示。

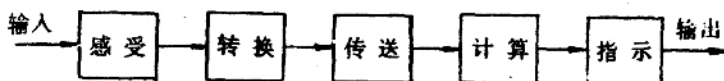


图 1—3 计算仪表的基本环节

简单的计算仪表中,感受、计算环节往往各有一个。复杂的计算仪表中,则有若干个感受、计算环节。例如目前飞机上使用的空速领航仪就是一个较复杂的计算仪表。

三、调节仪表的基本环节

在测量和计算的基础上,能够自动调节飞机的运动状态或飞机上某些装置的工作状态的仪表,叫做航空自动调节仪表(简称调节仪表)。调节仪表和调节对象合在一起,叫做调节系统。

调节仪表各基本环节的连接如图 1—4 所示。其中“测量”环节包括感受、转换、传送等。

放大环节是一种专门对信号进行能量放大的环节。一般来说,放大环节输出信号的能量大于输入信号的能量。

执行环节是一种专门执行调节任务的环节。它根据放大的信号来保持或改变调节对象的运动状态或工作状态。

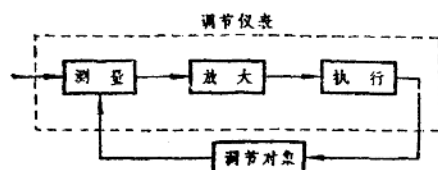


图 1-4 调节仪表的基本环节

第二节 航空仪表与地球、大气的联系

一、航空仪表与地球的联系

航空仪表的主要功用之一，是测量、计算或调节飞机的飞行状态。而飞机是在地球上飞行的，它与地球有着紧密的联系。所以，航空仪表也必然与地球有着紧密的联系，否则不能完成其自身的使命。例如，飞行的航向是飞机的纵轴与地球上某一“基准线”（如经线）之间的夹角，航空仪表要测量航向，必须与地球上的某一“基准线”发生联系，测量出这条“基准线”的方向，然后同飞机纵轴的方向比较，这样才能得出飞机纵轴与“基准线”之间的夹角，即得出飞机的航向。

航空仪表与地球的联系方面很多，并且不同的仪表其联系方面也不同。有的仪表主要与地球磁场发生直接联系；有的仪表主要与地球重力场发生直接联系；有的仪表主要与地球的自转运动发生联系。

航空仪表主要通过其感受环节的输入量与地球发生联系。例如，磁罗盘通过它的感受环节——磁条，与地球发生联系，测量磁子午线的方向，从而得出飞机的航向。又如，地平仪通过它的感受环节之一——摆，与地球重力场发生联系，测量地垂线的方向，从而得出飞机俯仰、倾斜的角度。

二、航空仪表与大气的联系

包围着地球的空气层，叫做大气。大气的压力、密度、温度等，统称大气参数。

航空仪表与大气的联系，有两个方面：

（一）通过测量大气参数或与大气有关的参数，反映飞行状态。

飞行过程中，飞机周围大气的压力（包括动压和静压）、密度、温度，随飞行高度、速度的变化而变化。飞行高度升高，大气的静压、密度减小，大气的温度降低（在对流层范围内）。飞行速度增大，气流的动压增大，气流的全受阻温度升高。

目前飞机上广泛使用的高度表、空速表、升降速度表和大气温度表，都是通过其感受环节——膜盒或感温电阻，感受飞机周围大气的动压、静压和温度，从而测量或计算出飞行高度、速度、升降速度。

（二）由于大气参数变化，影响仪表正常工作或使仪表产生误差

各种航空仪表，无论其感受环节是否与大气发生直接联系，当大气参数变化时，它们要受到不同程度的影响。

大气的温度变化后,在航空仪表中,会引起膜盒、游丝及弹簧的弹性改变;会引起电阻器、线圈及导线的电阻值改变;会引起磁铁的磁性改变;会引起仪表润滑油的粘滞性改变;还会引起机械零件的尺寸改变;等等。这一切,最终都会引起仪表产生误差并影响仪表正常工作。

大气的密度减小后,空气绝缘性能变差,使仪表的电接触部分(电刷、导电环、接触点)容易产生火花或电弧,影响仪表正常工作和干扰无线电电子设备。

除了大气的密度、温度之外,大气的湿度和压力对仪表也有影响。例如,湿度增大后,不仅会使空气的绝缘性能变差,而且会使金属机件锈蚀、仪表玻璃起雾,等等。

第三节 航空仪表的工作特性

一、航空仪表的两种工作状态

航空仪表在工作过程中,有两种工作状态。一种是静态,即相对静止状态;一种是动态,即显著变动状态。航空仪表静态的工作特性,叫做静态特性;动态的工作特性,叫做动态特性。

静态特性表示航空仪表在输入量变化极为缓慢的条件下,输出量与输入量之间的关系。输出量与输入量的关系曲线,叫做静态特性曲线。在相对静止的工作状态,如果输出量与输入量成比例关系,则静态特性曲线为一条直线(如图1—5所示),称静态特性是“线性”的;如果输出量与输入量不成比例关系,则静态特性曲线不为一条直线(如图1—6所示),称静态特性是“非线性”的。

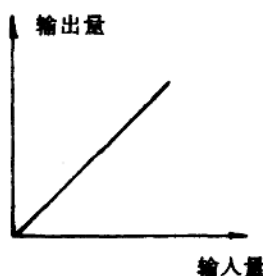


图1—5 线性

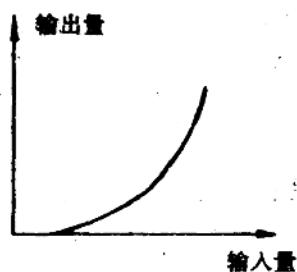


图1—6 非线性

动态特性表示航空仪表在输入量显著变动(即跃变)的条件下,输出量与时间的关系。输出量与时间的关系曲线,叫做动态特性曲线。

航空仪表的全部工作过程,就是由动态到静态,再由静态到动态的不断转化过程。

二、航空仪表的准确性

航空仪表的准确性是表示航空仪表工作的真实可靠程度的特性。

仪表的指示值愈接近实际值,说明仪表愈准确。指示值与实际值之差,叫做仪表的误差。指示值大于实际值时,误差符号为正(+);指示值小于实际值时,误差符号为负(-)。

航空仪表的准确程度,是用它的误差来度量的。容许仪表在工作过程中所能产生的最大

误差,叫做仪表的容许误差。航空仪表的误差,在容许误差之内,就可以认为它是准确的。

由于原理不完善而产生的误差,叫做方法误差;由于构造不完善而产生的误差,叫做构造误差。航空仪表工作于相对静止状态时的误差,叫做静态误差;工作于显著变动状态时的误差,叫做动态误差。

虽然任何航空仪表都存在着误差,但是误差的规律是可以认识的。要想掌握误差的规律,除了要了解仪表的原理和结构之外还要测定仪表的误差。测定仪表误差的过程,叫做准确性检查。

检查仪表准确性的主要方法是比较法,其方法有:

第一种检查方法:将“受检表”(即被测定误差的仪表)的指示值,同“标准表”(按有关条令规定的达到一定准确度要求的仪表)的指示值对比。

第二种检查方法:将“受检表”的指示值同根据仪表原理计算出来的标准值对比。

怎样修正航空仪表的误差呢?

在飞行使用和维护修理工作中,修正误差的方法有三种情况:

(一)根据误差测定结果,可在地面调整航空仪表的某些机件,使误差减小到容许误差的范围之内。

(二)经过调整后,不可能将误差全部消除,仍会存在一些剩余误差。剩余误差可以用绘制修正量曲线的方法或填写修正量表格的方法,在使用中加以修正。修正量与误差数值相同,符号相反。当仪表误差为正(多指)时,修正量为负;当仪表误差为负(少指)时,修正量为正。修正量的符号所以规定得与误差符号相反,主要是为了便于计算。仪表指示值与修正量的代数和等于实际值。即

$$\text{实际值} = \text{指示值} + \text{修正量}$$

图1—7为一空速表的修正量曲线,当仪表指示500公里/小时,修正量为-10公里/小时,则飞机的实际空速为

$$500 \text{ 公里/小时} + (-10) \text{ 公里/小时} = 490 \text{ 公里/小时}$$

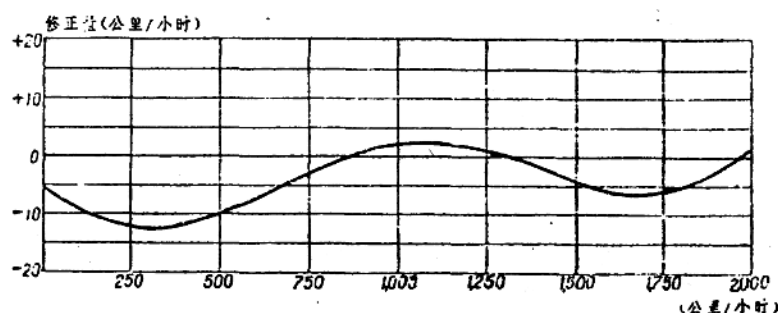


图1—7 修正量曲线

(三)航空仪表中有些仪表的误差与飞机的飞行状态(如俯仰、倾斜、加速度、航向等)以及外界大气条件有关。这种误差很难采用绘制修正量曲线的方法来修正,一般多采用计算方法来修正。计算方法是在空中根据当时飞机的飞行状态或外界大气条件,通过心算或利用计

算工具(如航行计算尺等)算出误差的大小,然后对仪表指示值进行修正,即可得出实际值。

三、航空仪表的稳定性

航空仪表的稳定性,是表示输入一跃变量,输出后能否在相应的数值稳定下来的特性。

输入量跃变到某一定值(这种在非常短促的时间就跃变到某一定值的量,叫做阶跃量)后,如果输出量能够在相应的数值(稳定值)上逐渐稳定下来(如图1—8所示),则说明航空仪表是稳定的;如果输出量不能在相应的数值上稳定下来,偏离该值愈来愈大(如图1—9所示),则说明航空仪表是不稳定的;如果输出量在相应的数值上左右等幅摆动,并且摆幅很小(在规定的容许误差范围之内),也认为是稳定的,超过了容许误差,则认为是不稳定的。

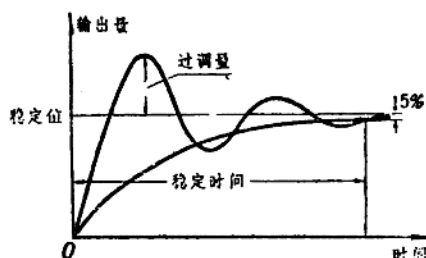


图1—8 稳定的

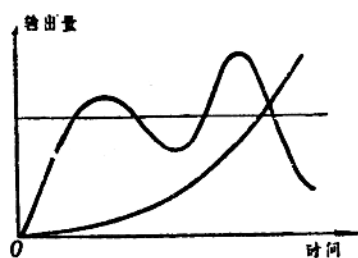


图1—9 不稳定的

稳定与不稳定,在一定条件下也是可以转化的。在正常工作情况下,航空仪表都是稳定的。由于机件性能改变、外界条件改变或使用不当等原因,航空仪表的工作可由稳定的变为不稳定的。经过调整、修理或改进使用方法之后,航空仪表的工作也可由不稳定的变为稳定的。

航空仪表的稳定质量,主要用以下三个指标来衡量(参看图1—8)。

第一、稳定时间:输入阶跃量后,输出量达到稳定值(其容许误差一般为5%)所需的时间。

第二、过调量:输入阶跃量后,输出量第一次摆过稳定值的振幅。

第三、摆动次数:输入阶跃量后,输出量在稳定时间内摆动的次数。

稳定时间愈短,过调量愈小,摆动次数愈少,说明航空仪表的稳定质量愈高。

四、航空仪表的灵敏性

航空仪表的灵敏性,是表示输入量变化时,输出量反应的灵敏程度的特性。灵敏性的好坏由灵敏度和非灵敏范围两个指标来衡量。

第一、灵敏度:输入量变化一个单位时,输出量所产生的相应变化,叫做灵敏度。例如,当温度变化 1°C 时,指针转角的变化量就是温度表的灵敏度。如果用 $\Delta X_{\text{入}}$ 表示输入量的变化值,用 $\Delta X_{\text{出}}$ 表示输出量的变化值,则仪表的灵敏度(S)可用下式表示:

$$S = \frac{\Delta X_{\text{出}}}{\Delta X_{\text{入}}}$$

在仪表的各个刻度上,如果灵敏度相等,则仪表的刻度是均匀的,仪表的静态特性是线性的。

的; 否则仪表的刻度是不均匀的, 静态特性是非线性的。

第二、非灵敏范围(也称不灵敏区): 输入量在较小的范围内变化时, 航空仪表没有输出, 输入量的这一变化范围称为非灵敏范围或不灵敏区。

参看图 1—10, 横坐标表示输入量, 纵坐标表示输出量, 当输入量在 AB 范围内变化时, 输出量为零, 这个区域就是非灵敏范围。

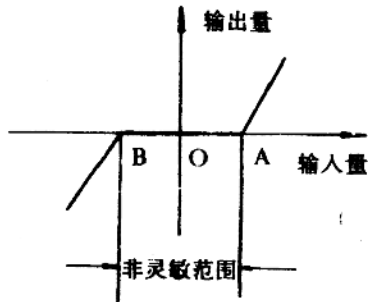


图1-10 非灵敏范围

第二章 航空仪表的测量原理

测量原理是航空仪表的基本原理之一。它不仅是测量仪表的理论基础,也是计算仪表和调节仪表的理论基础。因为航空仪表的自动计算和自动调节都是根据测量结果进行的。

第一节 力的感受转换

航空仪表中测量的力有集中力和分布力两类。集中力包括力和力矩,分布力是流体的压力。它们或是与飞机、发动机状态参数有关的变换量,或就是状态参数本身。

航空仪表中测量力的方法很多,但基本的方法就是力的平衡(静态平衡或动态平衡)。在力、力矩的测量中,弹性体受力或力矩作用后产生变形,从而产生反作用力或力矩,以平衡作用力或力矩。弹性体的变形是力或力矩的平衡条件。有些弹性体可以根据本身变形的大小直接测量所受力或力矩。还有些弹性体(仅指在弹性变形范围内的物体)则根据本身所具有的特殊性质(如压阻效应、压磁效应)来测量所受力或力矩。力的感受转换原理在发动机仪表(如汽油、滑油压力表)和驾驶领航仪表(如气压高度表、空速表、升降速度表)中都有应用。

一、力、力矩转换为位移的原理

航空仪表中常利用圆柱弹簧把被测力转换为线位移。圆柱弹簧的一端固定,另一端受沿其轴向方向力的作用,弹簧产生变形,如图2-1所示。设弹簧原来长度为 l ,在外力(此处是被测的拉力) $F_{\text{外}}$ 作用下,弹簧产生线位移 Δl ,同时产生弹性力 $F_{\text{弹}}$ 与外力 $F_{\text{外}}$ 相平衡。

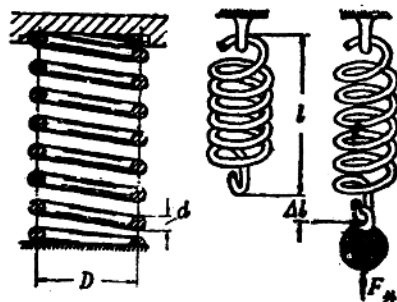


图 2-1 力的转换

对于这种普通弹簧,由力学定律得知,作用力与轴向变形的关系呈线性特性,即

$$F_{\text{外}} = K \Delta l$$

式中 K —圆柱弹簧的弹性刚度,即弹簧改变单位长度所产生的弹性力。

弹性刚度反映弹性体反抗外力作用的能力,弹性刚度大,说明弹性体反抗外力作用的能力大,而把外力转换为位移(线位移)的灵敏度就小;反之,弹性刚度小,把外力转换为线位移的灵敏度就大。弹簧的灵敏度与刚度互为倒数。

圆柱弹簧的弹性刚度, 为

$$K = \frac{Gd^4}{8nD^3}$$

式中 G — 弹性材料的切变模量;
 D — 弹簧的中径;
 n — 工作圈数;
 d — 弹簧丝的直径。

从以上分析可以看出: 对于一定的弹簧, 弹性刚度一定, 弹簧感受的外力越大, 线位移也越大; 对于不同的弹簧, 在相同外力作用下, 弹性刚度越小, 线位移越大, 把外力(被测力)转换为线位移的灵敏度越高; 可通过选择弹簧的几何尺寸来满足对感受转换灵敏度的要求。

航空仪表中采用平板螺旋弹簧(通常叫做游丝)把被测力矩转换为角位移, 如图 2—2 所示。工作时, 平板螺旋弹簧的外端固定在机体上, 内端固定在转轴上, 内端受外力矩(被测力矩)作用使平板螺旋弹簧产生变形(角位移)。

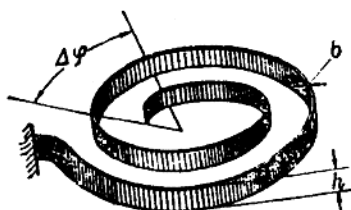


图 2—2 力矩的转换

设平板螺旋弹簧受外力矩 $M_{外}$ 作用后产生角位移 $\Delta\varphi$, 从而产生弹性力矩 $M_{弹}$ 与外力矩相平衡。由力学定律得知

$$M_{外} = K' \Delta\varphi$$

式中, K' 为平板螺旋弹簧的弹性刚度, 是与平板螺旋弹簧的材料和几何尺寸有关的常数, 即

$$K' = \frac{Ebh^3}{12l}$$

式中, l — 平板螺旋弹簧的展开长度;

b — 平板螺旋弹簧的宽度;

h — 平板螺旋弹簧的厚度;

E — 材料的弹性模量。

同样, 可以看出: 平板螺旋弹簧一定时, 弹性刚度一定, 感受的外力矩越大, 产生的角位移也越大; 外力矩一定时, 弹性刚度越小, 产生的角位移越大, 弹簧把外力矩(被测力矩)转换为角位移的灵敏度越高; 可适当改变弹簧的几何尺寸以满足对灵敏度的要求。

二、压力转换为位移的原理

航空仪表中多利用波纹膜片或膜盒把压力转换为位移。波纹膜片(以下简称膜片)是具有同心圆波纹的圆形金属膜片, 膜盒一般是由两片波纹膜片对称地叠在一起焊合而成。膜片、

膜盒都是弹性体,膜盒的特性包含在膜片的特性之中。所以要研究压力转换为位移的原理,首先应了解膜片变形与压力的关系。

(一)膜片变形与压力的关系

如图 2—3a 所示,把膜片的周围固定,膜片的一面受压力作用后,产生变形。这种变形一方面是膜片向上弯曲,一方面是膜片的波纹展成平直,于是膜片上各点都产生向上的位移。一般均用膜片中心的位移来代表膜片的变形。根据实验知道,膜片的位移与压力的关系——膜片的转换特性,一般不是正比关系,如图 2—3b 的曲线所示。图中纵坐标表示膜片的位移,横坐标表示膜片所受的压力。

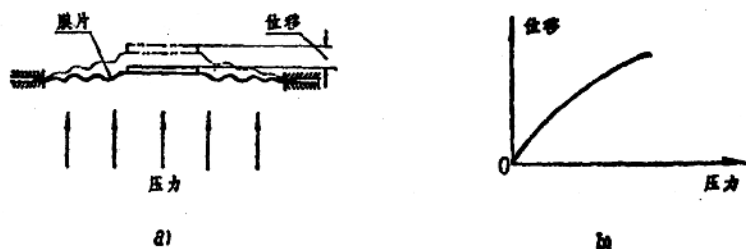


图 2—3 膜片变形与压力的关系

(二)影响膜片转换特性的因素

影响膜片转换特性的因素主要有两个:膜片参数和温度。

1、膜片参数

膜片厚度、波纹高度和波纹数目等统称膜片参数,参看图 2—4。在膜片的材料和波纹形状一定的条件下,膜片参数对转换特性的影响如下:

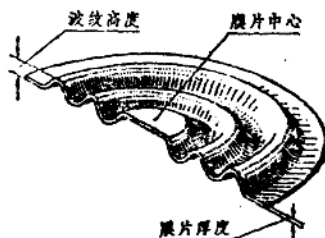


图 2—4 膜片的参数

膜片厚薄影响膜片的灵敏度。膜片薄,在单位压力作用下,位移要大一些,灵敏度高;膜片厚,在单位压力作用下,位移要小一些,灵敏度低。

膜片的波纹数目与波纹高度两者对膜片转换特性的影响相类似。由实验得知,波纹数目愈多,波纹高度愈高,在相同压力(压力不很大时)作用下,膜片位移愈小,并且位移与压力的

关系愈接近于正比。

2. 温度

温度改变, 膜的弹性模数要改变, 因此在相同的压力作用下, 膜的变形发生变化。当温度为标准温度时, 膜的弹性模数适合需要。当温度高于标准温度时, 膜的弹性模数变小, 于是在压力改变相同数值的情况下, 膜的位移变化量要增大; 当温度低于标准温度时, 膜的位移变化量要减小。

(三) 膜的弹性后效和弹性迟滞

在压力作用下, 膜片变形有两种现象: 一种是弹性后效; 另一种是弹性迟滞。这两种现象都反映出变形落后于压力变化, 其原因都在于膜片内部分子的内摩擦。

弹性后效是在压力停止变化的时候产生的。当压力由零增大为某一数值或由某一数值减小为零时, 膜片继续变形, 经过一段时间, 变形才达到应有的数值, 这种现象叫做弹性后效。如图 2-5a 和 b 所示, 从某个初始时刻到时刻 t_1 , 压力由零逐渐增大到一定值 P , 膜片变形则由零逐渐增大到 S_1 值。此时, 压力保持不变, 而膜片继续在产生变形, 经过一段时间 ($t_2 - t_1$) 之后, 变形达到应有数值 S_2 。在时刻 $t_3 \sim t_4$, 压力从一定数值 P 逐渐减小为零, 膜片的变形也不能立即全部消失, 而有一部分剩余变形 (S_3)。这个剩余变形也要经过一段时间 ($t_5 - t_4$) 才能消失。图 2-5c 说明, 膜的变形迟后于压力的变化。即压力由零增大到一定值以及由一定值减小到零时, 膜片变形经过一段时间才达到应有的数值。

弹性迟滞是在压力增减的变化过程中产生的。参看图 2-6, 增压时的膜片特性曲线与减压时的膜片特性曲线不一致, 也就是在相同数值的压力作用下, 膜片在增压时的变形与减压时的变形不相等, 这种现象叫做弹性迟滞。膜片在某一压力下的弹性迟滞数值可以用该压力作用下, 膜的两次变形数值之差 ($S_{\text{减压}} - S_{\text{增压}}$) 来表示。

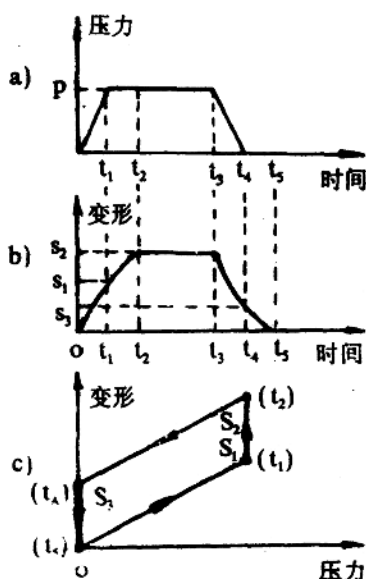


图 2-5 弹性后效

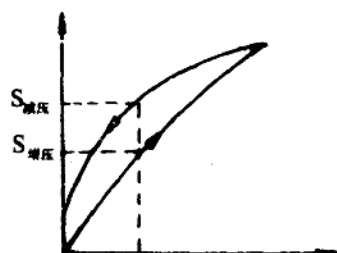
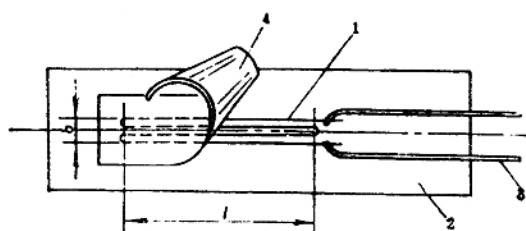


图 2-6 弹性迟滞

三、力转换为电阻的原理

导体在外力作用下产生应变。导体在应变状态下,出现两种现象:第一,导体几何尺寸的微小变化引起电阻值的变化,这种现象叫做几何效应(或应变效应);第二,导体电阻率的变化引起电阻值的变化,这种现象叫做压阻效应。对于不同材料的导体,这两种现象显现的程度有所差别。应变电阻丝(或箔)是一类以几何效应为主的材料,如康铜、铜镍合金等。力敏电阻是一类以压阻效应为主的材料,如硅、锗半导体等。

应变电阻丝作为测力感受元件已有很长的历史。它的最大特点是使用简便、测量精度高、体积小、动态响应好,因而在测量各种物理量(力、压力、转矩、位移、加速度等)的传感器中被广泛采用。图 2-7 就是应变电阻丝做成的电阻应变片示意图。



1—金属电阻丝 2—基底 3—引出线 4—保护片

图 2-7 电阻应变片

当承力元件(或称弹性元件)受力作用时,如图 2-8a,与承力元件粘贴在一起的应变片也相应地产生微小的应变。

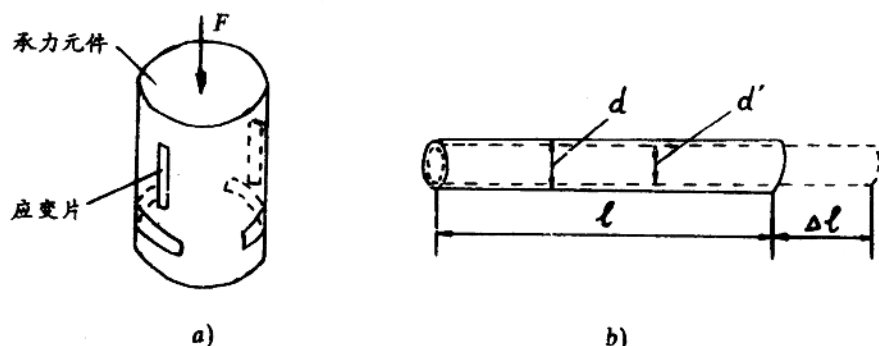


图 2-8 力转换电阻的原理

设导体长度为 l , 横截面积为 S , 电阻率为 ρ , 则根据电工学, 导体的总电阻为

$$R = \rho \frac{l}{S} \quad (2-1)$$

当应变片受外力作用而产生机械变形时, 如图 2-8b, 导体由于应变效应而使电阻值产生变化。根据推导, 导体电阻的相对变化量由下式计算:

$$\frac{\Delta R}{R} = K \varepsilon \quad (2-2)$$

式中 $\frac{\Delta R}{R}$ — 导体电阻的相对变化量;

ε — 导体的相对增长(应变), 为 $\frac{\Delta l}{l}$;

K — 电阻应变灵敏系数, 由导体材料决定的常数, 对铜镍合金 $K \approx 2$ 。

从上式可以看出, 导体电阻的相对变化量与导体的应变成正比。因此, 导体电阻的相对变化量也必然与外力大小成正比。

四、力转换为电感、电压的原理

铁磁物质受到机械力(拉力、压力、扭力、弯力)作用后, 内部产生应力, 从而引起导磁率发生变化, 这种现象叫做压磁效应, 如图 2-9 所示。

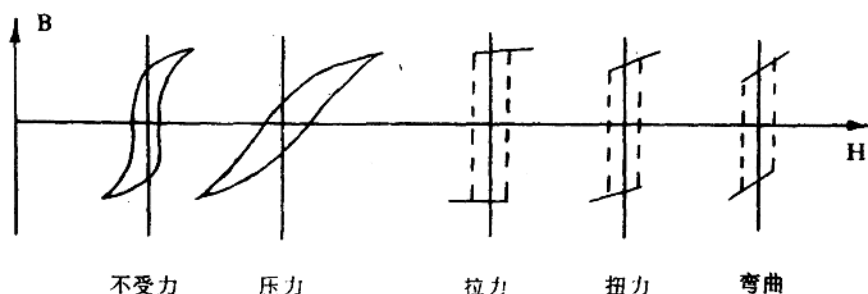


图 2-9 压磁效应

利用铁磁物质的压磁效应, 可将力转换为电感、电压, 从而将力的测量问题转换为电感、电压的测量问题。

(一) 力转换为电感

图 2-10a 为一绕有线圈的铁磁物体, 线圈匝数为 W 、磁路的截面积为 S 、磁路的长度为 l 、铁磁体的导磁率为 μ , 由电工学知道, 电感线圈的电感, 为

$$L = \mu \frac{W^2 S}{l}$$

如果导线通过一定的交流电流, 铁磁体便根据磁化曲线(参看图 2—9)有一定导磁率 μ , 由上式可知, 电感线圈便有相应的电感量。

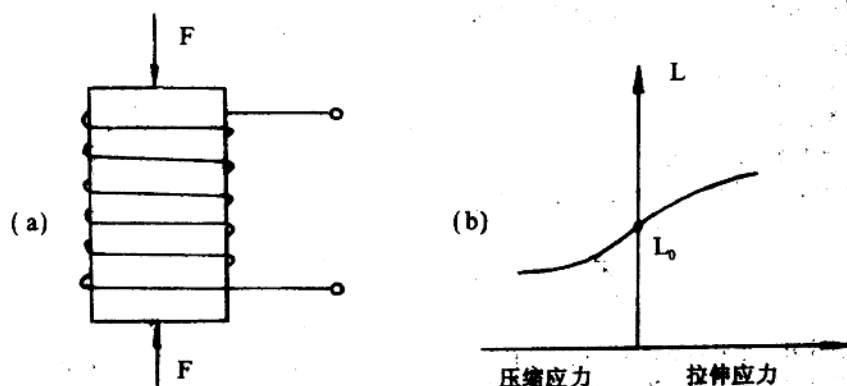


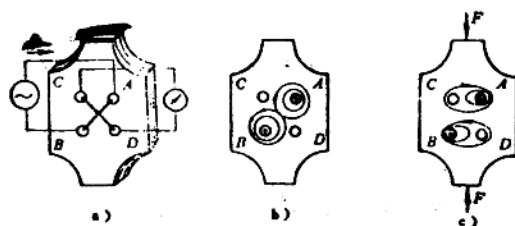
图 2—10 力转换为电感的原理

当铁磁体受外力作用时, 铁磁体内部产生应力, 由于铁磁体的压磁效应, 导磁率 μ 随之发生变化, 从而电感线圈的电感便发生相应的变化, 电感 L 与应力 σ 的变化关系如图 2—10b 所示。

铁磁体受拉伸作用时, 产生拉伸应力 $\sigma^{(+)}$, 导磁率 μ 变大(参看图 2—9), 因而电感随之增大; 铁磁体受压缩作用时, 产生压缩应力 $\sigma^{(-)}$, 导磁率 μ 变小, 因而电感随之减小。这样, 外力的大小, 就由电感线圈的电感变化量反映出来, 可以通过测量电感的变化量, 测量外力。

(二) 力转换为电压

用多片的铁磁体材料(硅钢或坡莫合金)粘结而成的感力元件(或力的敏感元件), 有四个



a) 感力元件 b) 没有外力作用时的磁通分布 c) 有外力 F 作用时的磁通分布

图 2—11 力转换为电压的原理