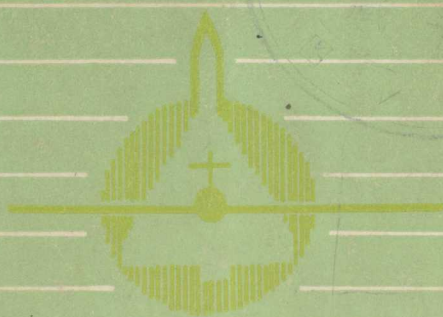


航空测试系统

杨世均 主编



国防工业出版社

航空测试系统

杨世均 主编



30063975



国防工业出版社

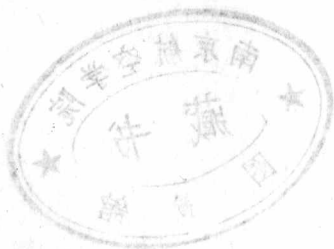
505082

内 容 简 介

本书在简述测量和测量系统的基本概念、组成、静动态特性及性能指标分析和计算的基础上,着重讲述了线加速度、振动、压力、转速、温度、流量、飞行高度、空速、M数和气流方向等参数的测量原理、典型仪表与测试系统的组成、特性、误差分析和系统参数选择原则;对数据采集与处理系统、数字式大气数据系统和仪表电子显示装置也作了重点介绍。

本书共十二章,每章均介绍了一些参数测量的新原理和新方法。

本书可供大学航空仪表传感器与测试系统专业学生作教材,也可供仪表传感器、测试技术、计量和工业过程控制等专业的大学生和工程技术人员自学参考。



航 空 测 试 系 统

杨世均 主编

*

国防工业出版社出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售
国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 1/16 印张23¹/₄ 556千字

1984年6月第一版 1984年6月第一次印刷 印数: 0,001—1,800册

统一书号: 15034·2728 定价: 2.40元

前 言

本书是根据“航空仪表传感器与测试系统”专业教学计划的要求,按北京航空学院、南京航空学院共同制订的“航空测试系统”教材编写大纲编写的教科书。“航空测试系统”是该专业本科大学生的主要专业课之一。

本书主要讲述线加速度、振动、压力、转速、温度、流量、飞行高度、空速、M数、气流方向等主要参数的测量原理、测量系统的组成、特性、误差分析及其补偿、测量系统的参数选择原则,以及时分制数据采集与处理系统、数字式大气数据系统等多参数测试系统的工作原理、组成和性能要求等。书中还介绍了测试系统用电子显示装置的种类、工作原理和部分电路。

书中对测量和测量系统的基本概念,如测量系统的组成原理、静态测量、测量系统的静态特性的建立和计算,静态性能指标的定义和计算方法作了重点讲述。

仪表传感器与测试系统是飞机的操纵、控制及科学研究的重要设备和手段。随着科学技术的飞速发展,新原理、新方法不断涌现。由于篇幅所限,本书对已经自成体系的激光、红外、超声等测试技术均未涉及。但是,本书将为学习其它测试技术提供有关测量、测量系统、性能、误差分析等方面的共同和必要的理论基础及方法。

本书按测量原理—组成—性能和误差分析为主线进行编写,着重于方法的分析和应用。对开环测量系统、闭环测量系统和数字式测量系统的具体分析,均结合实际安排在有关章节中重点讨论,并兼顾机载和地面测试两方面的要求,尽量多介绍一些新原理和新方法。

本书共十二章,由北京航空学院和南京航空学院合编。其中绪论、第一章、第二章、第四、五、六、七、十和十一章由杨世均编写;第三、八、九和十二章由林燕珊同志编写,北航杨世均主编并负责全书统校工作。两校教材初稿在试用阶段得到了南京航空学院、北京航空学院有关教研室很多老师的建议和指正,同时,在编写过程中参阅了南京航空学院、北京航空学院、西工大等兄弟院校的教材和讲义,在此表示衷心地感谢。北京航空学院何立民同志和航空工业部教材编审室严智民同志审阅了全稿,提出了很多宝贵意见和建议,孙葵兰同志为全书描绘了全部图稿,在此也一并表示衷心地感谢。

在编写教材过程中,由于时数和篇幅的限制,在内容的取舍、处理和具体技术内容上,定有不少遗漏和错误,敬请读者批评指正。

编 者

一九八三年

目 录

绪论	1	差分析	181
第一章 航空测量系统和测量的基本概念	9	§ 5-4 简单气压式高度表的构造误差及其补偿	186
§ 1-1 单参数测量系统的组成和定义	9	§ 5-5 气压式高度表的典型构造	188
§ 1-2 静态测量和动态测量	11	§ 5-6 高度偏差测量	191
§ 1-3 测量系统的基本静态特性	15	第六章 速度测量	194
§ 1-4 测量系统的静态性能指标	23	§ 6-1 飞机的速度和测量方法	194
§ 1-5 测量系统的基本动态特性	37	§ 6-2 空速测量的理论基础	197
§ 1-6 动态响应和动态性能指标	39	§ 6-3 空速测量原理	199
第二章 线加速度和振动测量	57	§ 6-4 空速测量中空气压缩性影响的分析	204
§ 2-1 线加速度测量原理	58	§ 6-5 真实空速、指示空速与M数	207
§ 2-2 简单线加速度测量系统	59	§ 6-6 典型的M数、真实空速和指示空速测量系统	210
§ 2-3 闭环加速度测量系统	67	§ 6-7 空速测量系统的误差	218
§ 2-4 振动测量原理	81	第七章 总静压和迎角测量	220
§ 2-5 磁电式振动测量系统	88	§ 7-1 总压管及其特性	220
§ 2-6 压电式振动加速度测量系统	91	§ 7-2 静压管及其特性	223
§ 2-7 振动测量的其它方法	99	§ 7-3 迎角和侧滑角测量	228
§ 2-8 典型的振动体振动测试系统	102	第八章 温度测量	231
第三章 转速测量	106	§ 8-1 温度的意义	231
§ 3-1 磁转速表	106	§ 8-2 热电偶测温	233
§ 3-2 数字式转速表	108	§ 8-3 电阻式测温	253
第四章 压力测量	117	§ 8-4 高速气流温度的测量	256
§ 4-1 压力的基本概念	117	§ 8-5 非接触测温技术	261
§ 4-2 基准压力计	123	第九章 流量测量	263
§ 4-3 简单的压力测量系统及其误差	130	§ 9-1 概述	263
§ 4-4 提高压力测量精度的途径	134	§ 9-2 节流式流量计	264
§ 4-5 几种典型的开环压力测量系统	136	§ 9-3 涡轮流量计	269
§ 4-6 闭环压力测量系统	145	§ 9-4 其他流量计	273
§ 4-7 数字式压力测量系统	155	第十章 数据采集与处理系统	278
§ 4-8 动态压力测量的管道和容积效应	172	§ 10-1 概述	278
第五章 高度测量	175	§ 10-2 连续量的离散测量	279
§ 5-1 测量飞行高度的方法	175	§ 10-3 时分多路传输的原理和方法	285
§ 5-2 气压测高的原理和方法	177	§ 10-4 频分多路传输系统的基本原理	292
§ 5-3 简单气压式高度表的原理误差		§ 10-5 数据采集系统用模/数转换器	293

§ 10-9 典型系统简介	296	§ 11-7 中央信息处理机	316
第十一章 大气数据系统	299	第十二章 仪表及测试系统中的	
§ 11-1 概述	299	电子显示器	319
§ 11-2 大气数据系统的基本工作原理	300	§ 12-1 电子显示器件	319
§ 11-3 数字式大气数据系统的工		§ 12-2 固定显示格式的仪表电	
作原理	302	子显示器	337
§ 11-4 传感器的特性校正和静压		§ 12-3 航空电子综合显示技术	343
源误差的修正	310	参考资料	365
§ 11-5 输入转换回路和接口	312		
§ 11-6 输出转换回路与接口	314		

绪 论

一 测试技术在航空航天中的作用

随着航空技术的发展,飞机的性能不断提高,其速度、高度和航程大大增加,飞行任务日益复杂,对飞机的机动性要求也越来越高。同时,还要求飞机能在各种复杂和恶劣的气象条件下飞行。为了帮助飞行员操纵飞机,提高飞行的安全性和准确性,就需要有一些代替飞行员感觉并能更准确、及时地反映飞行状态和发动机工作状态的仪表和测量系统,使飞行员能够根据它们所提供的信息来驾驶飞机。随着无人驾驶飞行器和航天技术的发展,对飞行器及其发动机工作状态的检查和测试也提出了更高、更苛刻的要求,不仅要求测试系统具有较高的灵敏度、精度、可靠性、较大的测量范围和较快的动态响应,而且要求具有较高的自动化程度以及信息的综合传输和显示能力。

如果把飞行器的动力装置比作飞行器的心脏,那么,机载测量和显示系统就可以比作飞行器的感觉器官和神经系统。没有各种测量系统要想安全、准确地完成各种复杂的航空航天任务是不可能的。

(一) 飞机和发动机所需测量的参数

图 0-1 和表 0-1 给出了表示飞机运动状态的主要参数。

表中所列各参数反映了飞机的飞行状态,因此,一般称之为“飞行参数”。由于它们是操纵与驾驶飞机的依据,因而,也常称之为“领航(航行)驾驶参数”。

飞机的飞行状态还与动力装置的工作状态紧密相关。动力装置的工作状态决定了飞机的速度、高度、航程和加速度等基本性能。因此,经常和及时地检查、测量决定发动机工作状态的参数也是完成各种飞行任务所必需进行的工作。航空发动机的种类很多,原理不完全相同,所需检查、测量的参数种类、部位和特点也有所差别。图 0-2 为涡轮喷气发动机的原理和需测参数部位的示意图。

由涡轮喷气发动机的工作原理可知,压气机前的进气压力、压气机后已被增压的进气压力、 M 数、温度、涡轮轴的转速、燃烧室的温度、燃油温度、压力和油量、消耗量(或流量)、排气温度、推力、涡轮轴的扭矩、功率、滑油温度和压力以及可调节的进气锥和尾锥的位置等,不仅直接反映了发动机是否处于正常和安全的工作状态,而且决定了发动机的效率和性能。因此,经常检查、测量上述各主要参数,也是保证安全飞行的

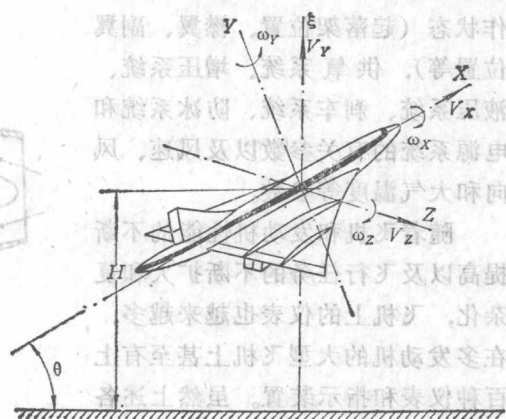


图 0-1 飞机的运动状态

表0-1 主要飞行参数

飞 行 状 态		X (纵轴)	Y (立轴)	Z (横轴)
沿轴向直线运动	距离 S	目标距离、飞过距离、航程等	各种高度、高度偏差等	
	线速度 $\frac{dS}{dt}$	地速、空速、M数、相对接近速度等	升降速度、高度变化率等	侧滑速度
	线加速度 $\frac{d^2S}{dt^2}$	纵向加速度	垂直加速度	横向加速度
	三个方向的 S 、 $\frac{dS}{dt}$ 、 $\frac{d^2S}{dt^2}$ 分别确定了飞行器的重心坐标、方位、重心速度、重心加速度等			
绕轴向旋转运动	角度 α	倾斜角、侧滑角	偏航角、各种航向角、航迹角、偏流角等	俯仰角、迎角等
	角速度 $\frac{d\alpha}{dt}$	倾斜角速度、侧滑及侧滚角速度等	偏航角速度、转弯角速度等	俯仰角速度等
	角加速度 $\frac{d^2\alpha}{dt^2}$	侧滑及侧滚角加速度	偏航角加速度、转弯角加速度等	俯仰角加速度等
	三个方向的 α 、 $\frac{d\alpha}{dt}$ 、 $\frac{d^2\alpha}{dt^2}$ 确定了飞行器的运动方向、航迹、姿态等			
时 间		飞行时间、续航时间、可用时间等		

必不可少的工作。

此外，为了保证飞行员本身的安全和飞机各操纵系统的可靠性，还需要检查、测量座舱温度、压力，飞机各附件的工作状态（起落架位置、襟翼、副翼位置等），供氧系统、增压系统、液压系统、刹车系统、防冰系统和电源系统的有关参数以及风速、风向和大气温度等参数。

随着飞机和发动机性能的不断提高以及飞行任务的不断扩大和复杂化，飞机上的仪表也越来越多，在多发动机的大型飞机上甚至有上百种仪表和指示装置。虽然上述各参数在不同飞行阶段有主有次，但是，仪表的增多必然增加飞行驾驶人员工作的复杂性和负担。同时，根据人对外界和仪表的观察去操纵飞机已不能满足高空、高速飞机的全天候飞行和机动复杂的战斗飞行的要求。因此，在现代飞机上广泛地采用了各种自动操纵飞机以及根据飞行要求自动调节和控制发动机工作状态的自动控制与调节装置。这些装置可以在夜间和较差的气象条件下自动控制飞机的飞行姿态和速度；自动调节发动机的工作状态；确定飞机在空间的坐标、计算航程；自动跟踪和截击各种目标；还可以用来进行盲目着陆等。

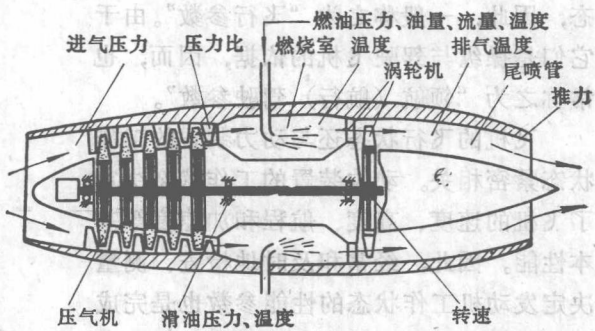


图0-2 涡轮喷气发动机需测参数部位示意图

(二) 参数测量在飞机与发动机自动控制中的作用

早期的飞行控制系统主要用来稳定飞机在空中的飞行姿态，以减轻驾驶人员的工作负担。这种控制系统称为自动驾驶仪，其中一个通道的简单原理方框图如图 0-3 所示。飞机三个轴向的偏转角度由角度传感器和方向传感器感受，速度由速度传感器或 M 数传感器感受，高度或高度偏差也由相应的传感器感受。这些信号由自动驾驶仪综合后，经由舵机去控制和操纵各舵面位置。也可以将各信号输入计算机，由计算机进行综合并与指令进行比较，然后去操纵各舵面，从而稳定飞行方向和姿态。迎角、飞行高度或高度偏差信号用以对俯仰进行修正。

近代，飞行自动控制系统趋于多功能化，除进行三轴稳定外，还可以执行高度保持、空速控制、M 数保持、航迹控制、自动导航和自动跟踪等任务。因此，飞行控制系统均需与自动导航系统、火控系统以及发动机自动调节系统协调工作。图 0-4 为一种空速控制系统的原理方框图。

该空速控制系统可提供恒定或编程空速，它通过自动油门控制装置调节发动机的功率来控制空速。空速控制主要用于终端进场和着陆阶段，巡航阶段也可采用。在这个系统中需要测量空速、俯仰角、纵向加速度、高度和高度偏差、舵面位置等参数。除空速外，其它信息均用作补偿、修正和指令。

发动机的工作状态还经常通过发动机本身的参数来进行调节。如涡轮喷气发动机的推力经常用压气机前后的进气压力比和转速来控制 and 调节等。

(三) 参数测量在自动寻的和导航中的作用

典型的自动寻的系统是空空导弹的被动寻的式红外光电自动跟踪系统。这种系统利用光电元件感受飞机尾喷管的红外辐射，转换成电信号后去控制导弹舵面，并自动跟踪

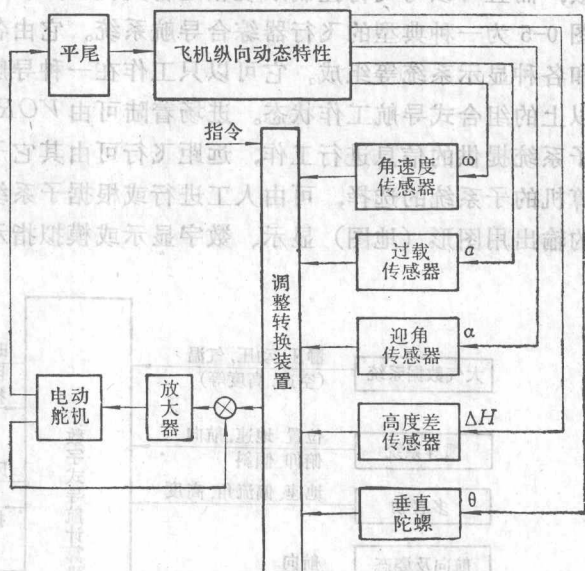


图 0-3 典型自动驾驶系统的纵向通道

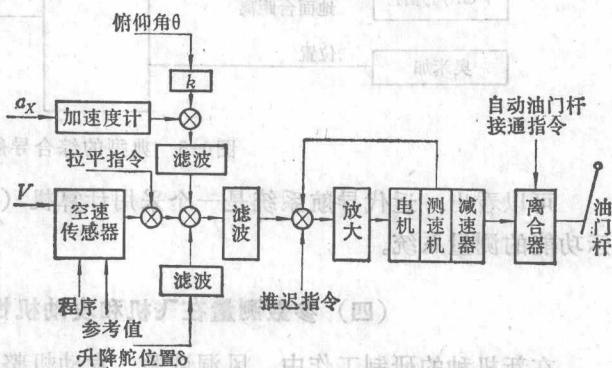


图 0-4 典型的空速控制系统

飞机。

在飞行器导航工作中,测量航向、航程和方位等更是不可少的重要工作。现代飞行器导航已由单纯的利用磁罗盘等测量航向发展为综合性的多余度自动导航系统。这种系统不仅可以用模拟量、数字量和图形给出飞行器的速度、位置、姿态和航向、航程等参数,而且可以与飞行控制系统相配合,自动导引飞行器按规定的航向和航线等飞往目标。图 0-5 为一种典型的飞行器综合导航系统。它由各种类型的参数测量系统、导航计算机和各种显示系统等组成。它可以只工作在一种导航工作状态,也可以工作在两种或两种以上的组合式导航工作状态。进场着陆可由 *VOR/DME* (全信标/测距设备) 配合其它子系统提供的信息工作进行, 远距飞行可由其它子系统提供的各信息进行工作。接入计算机的子系统的选择,可由人工进行或根据子系统的故障信号等自动选择。导航计算机的输出用图形(地图)显示、数字显示或模拟指示。

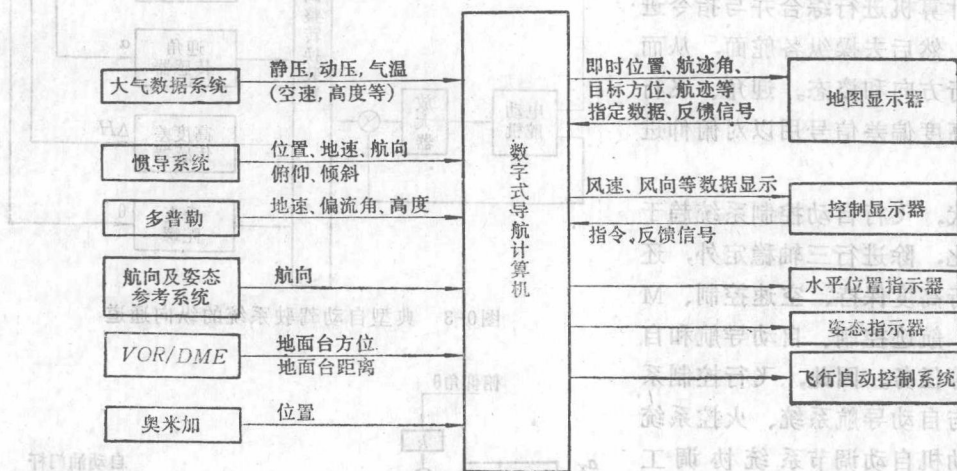


图 0-5 典型的综合导航系统

可以看出,近代导航系统是一个采用计算机(大多用微型计算机)并具有测量和显示功能的测量系统。

(四) 参数测量在飞机和发动机性能试验中的作用

在新机种的研制工作中,风洞试验、发动机整机和部件试验,以及样机的静、动力试验和飞行试验是必不可少的重要环节。这些试验将确定飞机的性能,并最终确定飞机、发动机及其部件的改进、定型和投产。性能试验的目的是要测量和记录它们在各种工作状态下的性能数据,进一步的要求是提供性能参数的综合分析结果以及自动控制整个试验过程。

早期的试验设备是由一些分散的仪表、传感器和一些测试分系统构成,它们仅用来测量和记录一些主要试验数据。随着测量参数和测试点的增多,分系统大量增加,设备变得多而庞杂,这不仅增加了设备的成本和试验周期,测量精度和速度也满足不了要求。因此,进一步发展和应用了多点自动巡回检测系统。随着数字计算机和微型计算机的发展,自动巡回检测系统已发展成为功能广泛的数据采集和处理系统。这种系统可以在各

种试验中对各部分的应力、应变、力、位移、各种压力、温度、推力、流量、转速、飞行高度、速度、气流方向等物理量进行大量、快速地测量、记录，并对测得的数据进行分类、选择、校准、刻度变换、非线性修正、计算和处理等工作，最后给出列成表格或绘成各种图线的测试结果。近代自动测试系统的测量点数一般均在数百点以上，有的可达数千点，采样速率可达每秒万次以上。有些自动测试系统不仅具有测量、记录、数据处理和故障诊断等功能，而且还具有自动控制试验程序和设备，具有按要求在最佳工作状态下进行试验的功能。

一个最普通的数据采集和处理系统一般由三个主要部分组成：

- 1) 输入部分：由各种测量传感器、输入电路和波形加工电路（放大器、滤波器等）组成；
- 2) 信号变换部分：包括传输、 A/D 转换以及任何数据处理机；
- 3) 输出部分：主要包括用于数据显示和数据存储的各种设备。

对于多通道测试系统，它还应包括一个用于数据采集的扫描/程序器和精密时钟。典型的多通道数据采集和处理系统的原理方框图示于图0-6。

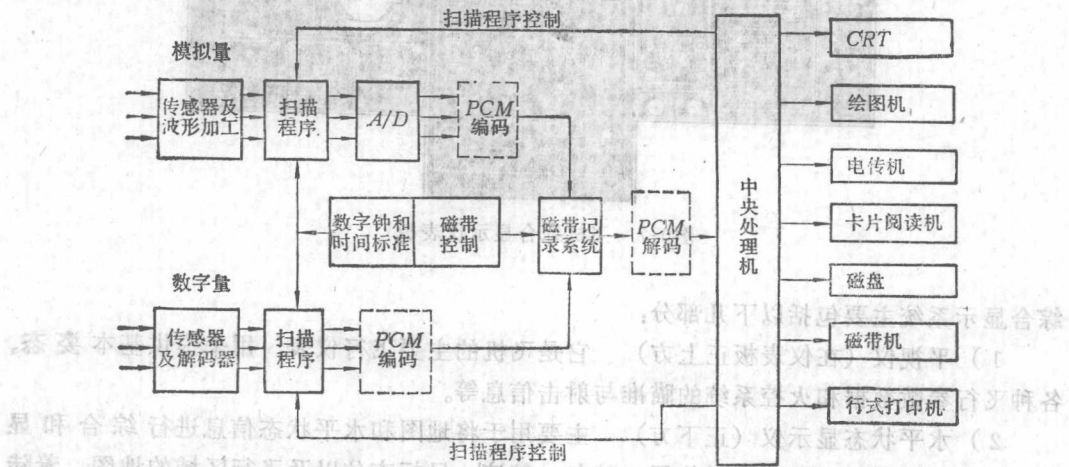


图0-6 一种快速数据采集与处理系统

小型和微型计算机的发展和应用，为提高数据采集和处理系统的性能，扩大其功能创造了极为有利的条件。应用一台或数台可编程的微型计算机（具有操作软件和高级测试程序语言），不仅可以减少硬件的数量、简化操作，而且可以通过软件进行均方根值计算；用快速傅里叶变换进行波形分析和运算，进行统计分析和频谱分析等工作。

用于飞行试验的机载和地面遥测系统含有与一般测试系统相类似的组成部分。具有实时处理的功能是近代对遥测系统提出的要求。

(五) 飞行综合显示系统

为了提高参数测量的精度和减轻驾驶员的负担，近代机载仪表正趋向于综合指示。其功能也扩大至与自动控制系统、火控系统、导航系统和自动着陆系统等交联使用，以便更有效地完成各种复杂的飞行任务。图0-7为一种较现代化的综合显示系统。该机载

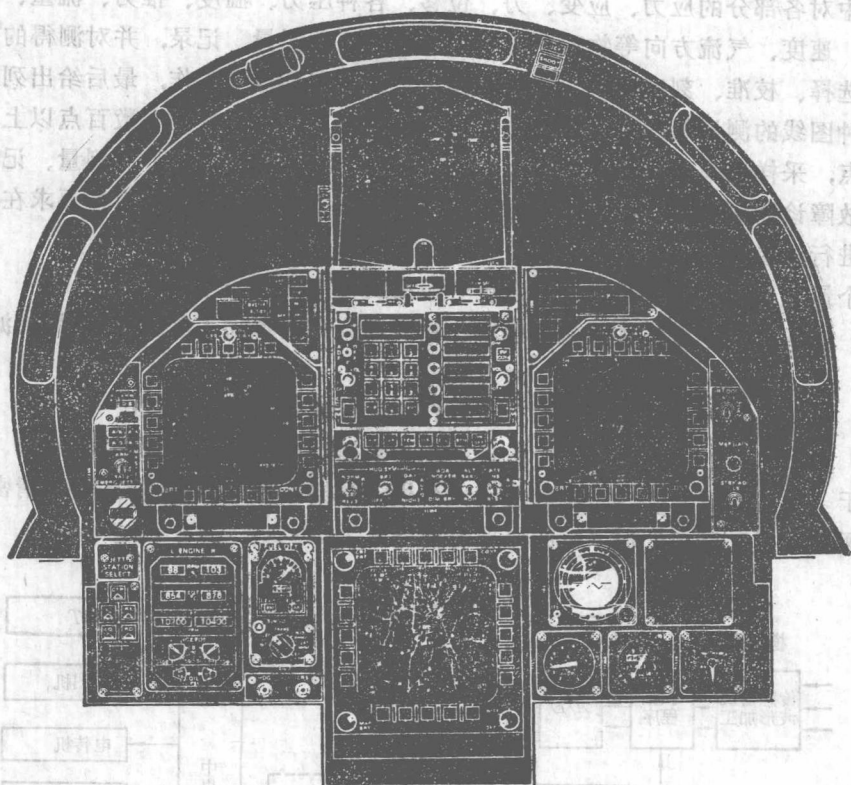


图0-7 飞机综合显示仪表板

综合显示系统主要包括以下几部分:

1) 平视仪 (在仪表板正上方) 它是飞机的主要飞行仪表, 用来提供基本姿态、各种飞行参数数据和火控系统的瞄准与射击信息等。

2) 水平状态显示仪 (正下方) 主要用于将地图和水平状态信息进行综合和显示, 向驾驶员提供飞机的即时位置、航向、航迹、目标方位以及飞行区域的地图、着陆所必需的信息等。

3) 主监控显示仪 (在仪表板的左侧) 根据驾驶人员的选择, 它可以显示平视仪、水平状态显示仪所显示的各种参数和信息 (除地图显示), 还可以显示发动机系统及其它系统的参数和信息。

4) 多功能显示仪 (在仪表板的右侧) 主要用来显示雷达或前视红外图象, 并为整个显示系统提供功能余度。飞行姿态也可以在多功能显示仪上显示。

5) 通讯-导航-识别控制板 (在仪表板正中) 它为驾驶员提供完成上述全部显示功能的选择按键、控制按键和旋钮。

6) 少量的发动机备份仪表 (左下侧) 和飞行备份仪表 (右下侧)。

前述四种综合显示仪都是包括参数测量、数据采集、变换、计算和综合以及自动处理和显示的较为复杂的测量系统。数字化、电子综合显示以及微型计算机和各种新技术的应用, 是这种综合显示仪的主要特点。

二 航空测量系统的工作条件

航空测量系统,尤其是机载测量系统的工作条件是极其恶劣和复杂的。工作条件直接影响测量系统的性能和工作的可靠性。在选择和设计测量系统时,必须充分考虑系统和元部件对工作环境的适应能力。

(一) 温度

飞行器周围环境温度的变化范围很大。根据多年的观测,大气温度随高度增加的升降变化和图 0-8 所示。图中所示温度均为统计平均值。零高度的平均温度为标准值 288.15 K ($\approx +15^\circ\text{C}$)。

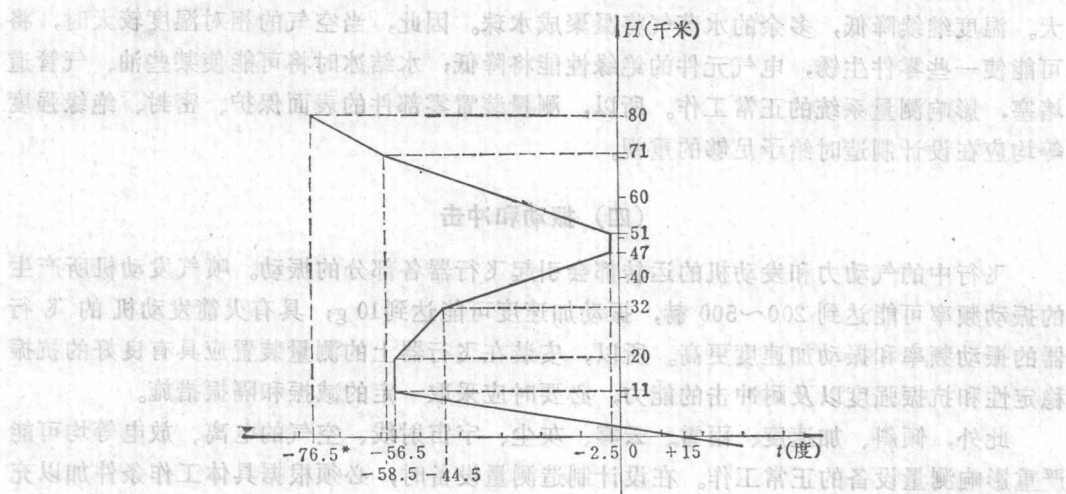


图0-8 大气温度与高度的关系

另外,飞行器在空气中高速运动时,由于空气和飞行器表面的摩擦和阻滞作用,一部分动能转变成热能,从而在飞行器表面产生相当高的温度。测量设备安装位置不同,其周围环境温度相差很大,如发动机附近温度可达 150°C 左右。因此,必须充分考虑周围环境温度对测量装置的影响,必要时应采取适当的温度补偿和恒温措施。安装在飞机上的测量系统一般应能在 $-60\sim+50^\circ\text{C}$ 范围内正常工作。安装在火箭上的设备一般应能在 $-80\sim+70^\circ\text{C}$ 范围内正常工作,安装在特殊部位的设备,应根据具体情况满足不同的温度变化范围。

(二) 空气压力和密度

空气压力和密度随着高度的增加而减小。在地球表面,标准大气压力为760毫米汞柱;高度达20公里时,大气压力降低到4毫米汞柱;高度为60公里时,气压为0.15毫米汞柱;高度增加到100公里时,大气压力仅为 10^{-3} 毫米汞柱。空气压力和密度的变化,将使某些气动仪表和电气元件的性能发生变化。所以,除了采取机(或弹)舱内部的增压措施外,测量设备本身也应采取适当的措施。

不成以能限长用而其并并和量测各普常整改，更或更式工式，中整工量测时器必造

。又宝时测容的固不

一民由系关宝测育量测测已测更变其并并，量测测测测测测测测测——测示测测（1

第一章 航空测量系统和测量的基本概念

为了测量的目的，即为了真实准确地取得被测物理量的值，而由多个测量环节组成的系统均称为“测量系统”。因此，测量系统可以是只具有少数环节的简单的单参数测量系统；可以是只将被测物理量变成其它机械量或电量输出的简单系统，也可以是将被测物理量用模拟或数字显示、记录或用图形显示的复杂系统。测量系统的意义是广泛的。单参数测量系统是一切复杂测量系统的基础，也是学习和研究测量系统和有关测量的基本概念的基础。

§ 1-1 单参数测量系统的组成和定义

一个典型的单参数测量系统由几个基本部分组成，其中任何一部分均称作测量环节。测量环节是建立输入和输出两种物理量间的函数关系的一个部件。整个测量系统实际上是多个测量环节的组合，并可看成是由许多测量环节连接成的测量链。测量链的输入量是被测物理量，其输出量是满足一定要求的机械量（如指针的转角）、某种电量、某种数字显示或图形。

图 1-1 所示的远距压力表，可看成是由下列几个测量环节组成的测量系统：

环节 I 为直接感受被测物理量（压力），并将其变换成线位移的膜盒；

环节 II 为将线位移变换成电刷角位移的顶杆机构；

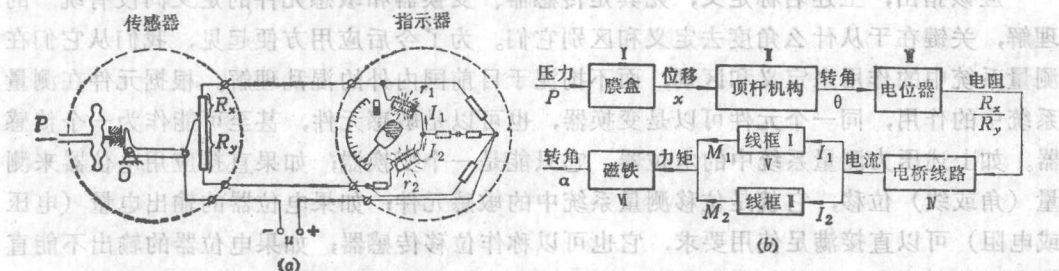


图 1-1 远距压力表

(a) 结构原理图；(b) 原理方框图。

环节 III 为将电刷角位移变换成电阻（或电压）变化的电位器；

环节 IV 为将电阻变化变换成线框电流（或电流比值）变化的电桥线路；

环节 V 为将电流变换成旋转磁场，从而产生电磁力矩的两固定线框；

环节 VI 是将力矩变换成满足一定要求的活动磁铁（连指针）转角的磁铁和刻度系统。

上述测量系统如果用原理方框图表示，就可以形成一个既能反映系统的工作原理、组成、所用元部件的种类和性质，又能反映各测量环节间相互关系的测量链。这种标有各环节的名称（元部件的种类）和各环节输入输出量种类的原理方框图，是研究和分析测量系统时经常用到的。

在仪器和测量工程中，为了方便起见，还经常将各测量环节按其功用分别给以如下不同的名称和定义。

1) 敏感元件——直接感受被测物理量，并将其变换成与被测量有确定关系的另一种物理量的元件。如，上述压力测量系统中的膜盒，温度测量系统中的热敏电阻等。

2) 传动放大机构——将敏感元件的机械输出量变换成另一种机械量，或将其在数值上加以放大的机械装置。如上述压力测量系统中的顶杆机构。

3) 变换元件(变换器)——将一种物理量变换成另一种性质不同的物理量的装置。如电位器(将机械转角变换成电阻变化)、磁电式力发生器(将电流变换成力)。一般情况下，变换元件均是指测量系统的中间变换环节。直接感受被测物理量而又符合变换元件定义的元件(如热敏电阻)，在分析系统时按敏感元件处理更为恰当。

4) 测量线路——将敏感元件或变换元件输出的电量变换成具有一定功率的、便于放大、传输、显示、记录、处理和使用的电量的装置。如，将电阻、电容、电感和弱脉冲电信号变换或放大成具有一定功率的电压、电流或按一定的码制要求的脉冲序列等。

5) 指示与显示装置——将测量结果变换成与被测物理量具有一定函数关系的模拟、数字或图形显示的装置。

6) 仪表——感受被测物理量，将其变换成满足一定要求，并能直接观察和读出被测量数值的整套测量装置。所以，仪表至少应包括敏感元件和指示或显示装置，中间变换环节和测量电路视测量的需要和工作原理而可多可少。

7) 传感器——直接感受被测物理量，并将其变换成满足一定性能要求的，与被测量具有一定函数关系的电量的装置。传感器也是一套完整的测量系统。图 1-1 所示压力表由膜盒到电位器可以看成是一个压力传感器。

应该指出，上述名称定义，尤其是传感器、变换器和敏感元件的定义尚没有统一的理解，关键在于从什么角度去定义和区别它们。为了今后应用方便起见，我们从它们在测量系统中的作用来定义和区别，而不拘泥于目前国内外的混乱理解。根据元件在测量系统中的作用，同一个元件可以是变换器，也可以是敏感元件，甚至可能作为一个传感器。如上述压力测量系统中的电位器，它只能是一个变换器；如果直接应用电位器来测量(角或线)位移，它就是位移测量系统中的敏感元件；如果电位器的输出电量(电压或电阻)可以直接满足使用要求，它也可以称作位移传感器；如果电位器的输出不能直接满足使用要求，则必须在增加其它测量环节(如测量放大线路)后组成传感器。

从测量系统的观点来看，任何一个多环节的传感器，即使在结构上是不可分的，也可以将它的敏感元件、变换元件和测量线路等按测量环节区分出来。如硅压阻式压力传感器，其敏感元件是硅膜片，直接感受被测压力，并将其变换成膜片的应力或应变变化；在膜片上掺杂扩散形成的电阻可以看作是应变电阻式变换元件，它将膜片的应力应变的变化变换成电阻的变化；四个电阻组成一个电桥测量线路，加上电源后，将电阻变化变换成电压或电流的变化，从而组成一个完整的传感器。

这种按元件在测量系统中的作用来区分和定义，不仅可以避免定义的混乱，而且可以通过测量链很方便地了解系统的工作原理和对各测量环节进行分析和设计计算。因为，对任何一个测量系统的研究都必须首先对各测量环节进行研究。

§ 1-2 静态测量和动态测量

一 定义和特点

当被测的原始信号不变（为常数），输出量也不随时间变化（稳定）时，我们称这一测量过程为静态测量过程。静态测量过程中，在一定的输入量值下，输出量与输入量之间在数值上具有一定的对应关系。

如果输入量虽然随时间变化，但其变化速度较慢，并仍能保持对应的数值关系，这一测量过程称为类静态或准静态测量过程。在实用中仍可按静态测量来研究和处理。

当被测的原始输入信号随时间有明显地变化，输出量也是时间的函数时，这一测量过程称为动态测量过程。在动态测量过程中，由于测量环节的惯性（电的、机械的、磁的和热的等），而使输出量的变化不能瞬时反映输入量的变化，因而它们之间的数值关系也将不同于静态测量过程。

很多测量工作都是在有足够时间使测量系统达到稳定状态的环境下进行的。但是，当需要确定被测物理量在一段时间内的变化特性时，不论时间的长短，都必须考虑测量系统的瞬态特性。这时，测量都变得比较复杂和困难。如当流体的流动是很好的稳流时，流动过程的参数测量（如压力、温度和气流方向等）就容易进行；而当流体的流动状态随时间急速变化时，测量工作就复杂和困难得多，对测量系统的动态特性的要求就高得多。因此，对于那些用于测量快速变化的物理量的测量系统，研究各环节和整个系统的动态性能是十分必要的。

二 动态信号的种类

在动态测量过程中，被测物理量随时间的变化性质往往是不知道的，或只知道变化的大致趋势。测量的任务就是定量地确定被测物理量的变化规律。由自动控制理论可知，输入信号随时间变化的函数不同时，同一测量系统将具有不同的响应特性。因此，在研究测量系统的动态性能时，应了解测量时可能碰到的输入信号的种类和形式。

目前，在讨论和研究动态信号的性质及其处理时，一般常将其分为周期性的、暂态的和随机的三种基本类型。

（一）周期信号

周期信号是一种具有一定规律性，并按一定的周期自行重复的信号。因而，对一个完整循环周期的信号的了解，可以预测所有其它时间的信号特征。周期信号中最典型和最简单的信号是正弦信号。其数学表达式为

$$V = V_m \sin \omega t \quad (1-1)$$

式中 V_m ——信号的峰值；

ω ——角频率。

根据任何非正弦周期函数可用傅里叶级数展开为一系列正弦函数之和的原理，我们可以由正弦信号综合出任何复杂波形的周期信号，或把一复杂波形的周期信号分解成一系列正弦信号。一般，通过观察信号的各正弦分量对测量系统的影响，或测量系统对各