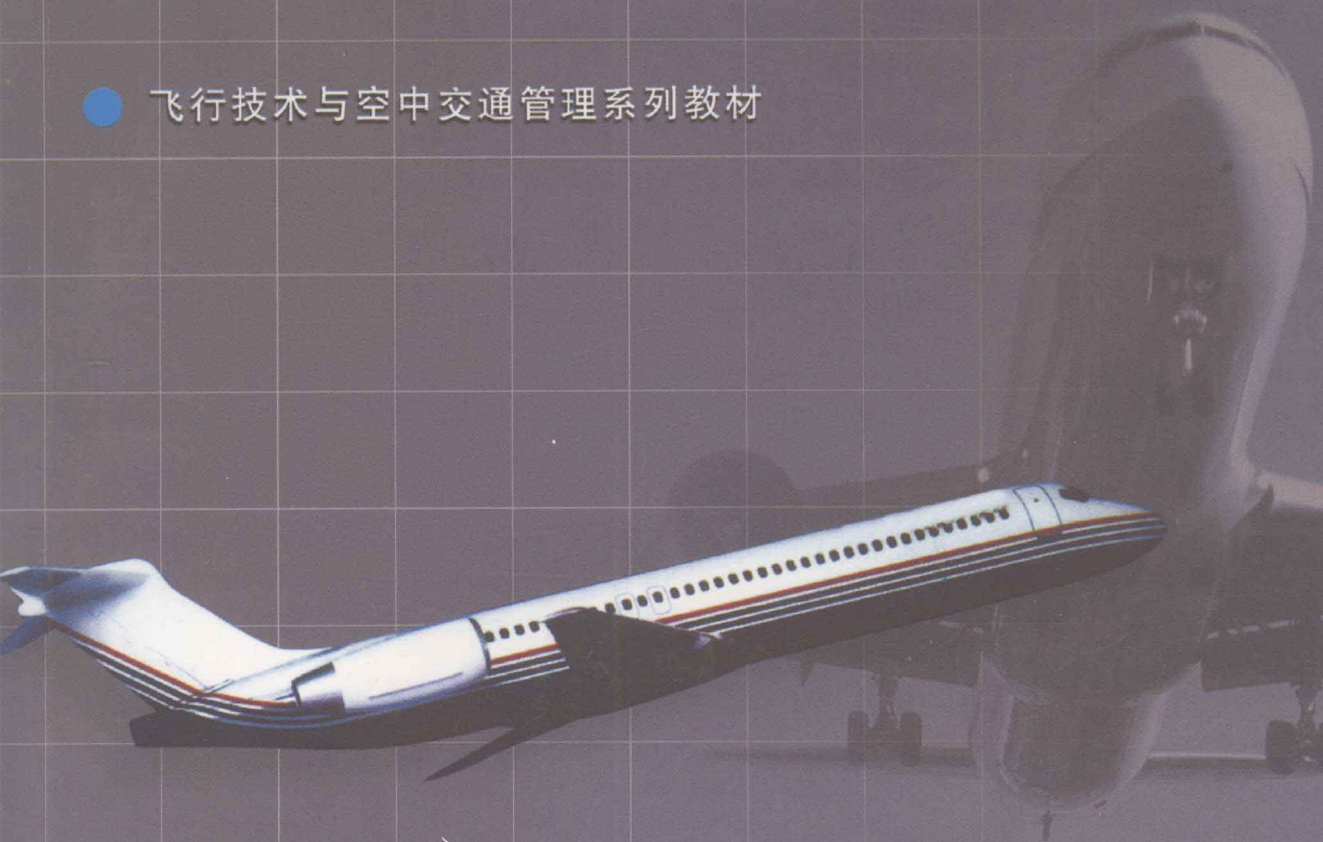


● 飞行技术与空中交通管理系列教材



(第二版)

航空电子设备

何晓薇 徐亚军 编



西南交通大学出版社
[Http://press.swjtu.edu.cn](http://press.swjtu.edu.cn)

图书在版编目 (CIP) 数据

航空电子设备 /何晓薇, 徐亚军编. —2 版. —成都:
西南交通大学出版社, 2004.7(2006.11 重印)
ISBN 7-81057-672-0

I. 航... II. ①何...②徐... III. 航空电气设备:
电子设备 IV. V243

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2004) 第 069131 号

航 空 电 子 设 备

(第二版)

何晓薇 徐亚军 编

*

责任编辑 王 旻

封面设计 朱开文

西南交通大学出版社出版发行

(成都市二环路北一段 111 号 邮政编码: 610031 发行科电话: 87600564)

<http://press.swjtu.edu.cn>

四川森林印务有限责任公司印刷

*

成品尺寸: 185mm×260mm 印张: 10.125

字数: 249 千字 印数: 3 501—5 500 册

2004 年 7 月第 2 版 2006 年 11 月第 3 次印刷

ISBN 7-81057-672-0/V · 009

定价: 17.80 元

图书如有印装问题, 本社负责退换
版权所有, 盗版必究, 举报电话: (028) 87600562

前 言

航空电子是英文“AVIONICS”的中译名，该词是 Aviation（航空）取其头和 Electronics（电子学）取其尾组合而成的新词。它是研究电子技术在航空工程中应用的学科，是在航空技术和电子技术发展过程中逐步形成的。

经过半个多世纪的发展历程，现代航空电子已成为一门独立的学科，其特定的研究对象、特殊的性能及设计方案、特定的使用环境已使之区别于一般的电子设备。早期的飞机，其仪表、设备非常简单，后来装备了机载雷达、无线电导航设备、着陆引导设备、自主导航设备、模拟计算机、平视显示器、下视显示器等，逐步发展为现代的航空电子系统。

微电子技术、数字技术及微型计算机技术的飞速发展对航空电子技术的发展产生了巨大的推动力，使之进入了数字化、微型计算机化的全新纪元。数字计算机代替了模拟计算机，使各系统的精度、可靠性获得前所未有的提高，从而使整个航空电子系统的性能及飞机的任务能力得到很大的改进。航空电子的地位越来越举足轻重，成为和飞机机体、发动机并列的重要组成部分之一。从发展角度看，航空电子甚至比其他部分更引人注目。该学科发展迅速，更新换代快，其发展给飞机的性能带来了巨大影响。

航空电子系统已成为飞机的“耳目”和“大脑”，对于飞机的性能及使命的完成具有决定性的作用。可以说，没有先进的航空电子，就没有先进的飞机，就无法实现安全、可靠、舒适、低成本和高密度的民航飞行。

由于航空电子设备越来越多，体积及总重量大为增加，设备之间的电磁干扰问题日趋严重，各独立分系统的显示控制设备都要求在座舱中占有一席之地，使拥挤的座舱几乎无法安置，使驾驶员的负担超出了极限。电子技术的发展为解决这一问题提供了合理的途径，这就是航空电子系统的综合化。它使航空电子系统成为一个综合化的整体，从而缓解了系统重量、体积膨胀的矛盾，使驾驶员的负担降低到合理的程度。综合化航空电子系统的出现是航空电子发展的一个重要里程碑。

下一代航空电子系统将继续朝着数字化、微型化、综合化和智能化的方向发展。通过对各个分离的电子设备进行综合，能使整个系统性能达到更高的水平。最近 20 多年，综合航空电子技术已经有了很大进展，它能最有效、最充分地利用各种电子分系统和设备的信息，最佳地完成设计者所赋予航空电子系统的使命。一般来讲，综合航空电子系统具有以下特征：

(1) 通过数据多路传输总线连接各电子分系统。在各分系统间采用总线进行大量的信息交换，形成以系统管理计算机为中心的综合航空电子系统。各分系统都通过各自的接口与总线交连，实现资源共享，形成一个层次结构的计算机网络。系统管理计算机执行总线控制、任务调度、计算和监控的功能。各分系统通过自身的计算机执行分系统一级的管理和控制功能。

(2) 通过平视显示器（HUD）和多功能下视显示器（MFD）进行综合显示。这些显示器是综合航空电子系统的共用终端，显示经处理的系统以及各分系统的有关信息。它不仅显示雷达、

导航等航空电子系统的参数,而且还显示大量仪表和其他飞行系统的有关信息,同时还随时显示各系统的“健康”信息,使飞行员能准确、及时地了解全飞机的工作状态以及它所处的位置。

(3) 通过双杆(驾驶杆和油门杆)上的开关、综合控制面板、预编程、触敏光屏以及语音控制等多种手段,实现方便的人机对话。

(4) 通过机内测试(BIT)能力提高系统的维护特性。完善的BIT功能是现代综合航空电子系统的重要特征,各分系统至少都应具有5%的硬件专门用于BIT。一旦出现故障和某种功能丧失,立即发出告警信号。系统计算机还应能对全系统(包括各分系统)在执行一次任务过程中发生的全部故障进行存储。当飞机返航后,地勤人员可以调出所有的故障记录,以采取相应的维护措施。

(5) 通过系统重构和容错能力提高系统的可靠性。系统在飞行过程中发生故障后,系统计算机根据故障情况,把失效的分系统切除,并自动连通备用系统,使系统恢复全部或部分功能。人工智能技术将得到广泛的应用,利用计算机模拟人的思维过程,完成对系统状态的判断、选择、联想和决策。

本书是根据中国民航飞行学院1995年制定的“航空电子设备教学大纲”编写而成的。该教材较为系统地阐述了现代民航运输机电子设备的基本理论和知识,主要作为飞行技术专业学习“航空电子设备”课程的教材;同时,也可供其他相关人员学习、参考。

航空电子设备种类繁多,同一设备型号不同,其组成、控制面板及使用也存在一定的差别,在教材的编写中,不可能将每一系统、每一型号的设备都包括在内。根据教学大纲的要求,本教材仅对部分系统进行了介绍,选择了一些具有代表性的设备进行分析。对每种设备的使用,由于未具体到某一机型的特定型号,所以只概括地叙述其使用特点、使用注意事项以及基本使用方法,对于具体机型的设备使用应根据飞行手册进行。

本教材于1998年开始试用,先后用于96、97、98、99级飞行技术专业本科学生以及各种改装专业学员的教学。试用期间,编者广泛征求了授课教师及参考过本教材的其他学科教师的意见,征求了部分学生的意见,并分析了教材质量调查表的反馈信息,对学科教材知识点的实用性征求了航空公司部分飞行员的意见。在此基础上,重新收集、消化了大量的资料,重新研讨了该学科的知识体系和学科教学特点,对教材进行了较大幅度的修订。并针对航空电子发展较快的特点,增加了部分新内容,如增强型近地警告系统、空中交通警戒与防撞系统、预警型风切变探测系统等。

本书由中国民航飞行学院何晓薇、徐亚军两位教师编写,其中第1、2、3、6章由徐亚军编写、修订。第4、5、7、8、9、10、11、12、13、14章由何晓薇编写、修订。王有隆任本书主审。

本教材为民用航空飞行技术专业理论培训教材,由于编者资料占有不全、水平有限,书中错误和不足在所难免,恳请读者提出宝贵意见。

本教材在编写和修订过程中,得到中国民航飞行学院教务处、飞行技术与航空工程学院及电子电气教研室全体教师的大力支持,并参考了许多作者的著作,在此深表谢意。

编 者

2004年6月于四川·广汉

目 录

第 1 章 大气数据计算机系统及其仪表	1
1.1 模拟式大气数据计算机	2
1.2 数字式大气数据计算机	5
1.3 大气数据计算机指示仪表	8
1.4 使用特点	13
复习思考题	13
第 2 章 姿态基准系统	15
2.1 姿态基准系统的组成和各部件功能	15
2.2 使用特点	18
复习思考题	19
第 3 章 罗盘系统	20
3.1 罗盘系统的基本组成	21
3.2 罗盘系统的工作方式和基本原理	24
3.3 罗盘系统的使用	26
复习思考题	27
第 4 章 电子仪表系统	28
4.1 电子仪表系统的组成及原理	28
4.2 EFIS 的控制和显示	29
4.3 ECAM 的控制和显示	33
复习思考题	36
第 5 章 自动飞行系统	37
5.1 自动驾驶仪	38
5.2 飞行指引仪	43
5.3 自动飞行指引系统	49
5.4 偏航阻尼器	53
5.5 自动俯仰配平系统	56
5.6 自动油门控制系统	61
5.7 自动飞行系统使用举例	68
复习思考题	73
第 6 章 飞机状态监控系统	74
6.1 飞机状态监控系统的组成及主要组件的功能	75
6.2 飞机状态监控系统的使用	78

复习思考题	78
第 7 章 雷达的一般知识	79
7.1 雷达的分类	79
7.2 雷达探测目标的原理	80
7.3 雷达的基本组成	82
7.4 雷达显示器	83
7.5 雷达在飞机上的应用	85
复习思考题	86
第 8 章 彩色气象雷达	87
8.1 基本原理	87
8.2 气象雷达的工作方式	90
8.3 气象雷达的基本组成及性能指标	91
8.4 气象雷达操作使用及地面使用注意事项	96
复习思考题	99
第 9 章 空中交通管制应答机	100
9.1 航管雷达信标系统	100
9.2 机载 ATC A/C 模式应答机	106
9.3 离散选址信标系统	108
复习思考题	112
第 10 章 空中交通警戒与防撞系统	113
10.1 TCAS2 的基本原理	113
10.2 TCAS2 的组成	116
10.3 TCAS2 的驾驶舱显示	117
10.4 S 模式应答机/TCAS 控制盒和运行限制	122
10.5 操作程序（仅作为理论教学用）	124
复习思考题	125
第 11 章 近地警告系统	126
11.1 系统组成及功能	126
11.2 系统工作原理	128
11.3 系统报警方式及使用测试	130
复习思考题	138
第 12 章 增强型近地警告系统	139
12.1 原理和前视警戒功能	139
12.2 地形显示和驾驶舱报警	141
12.3 飞行机组程序（仅作为理论教学用）	143
复习思考题	144
第 13 章 预警型风切变探测系统	145

13.1 工作原理和报警情况	145
13.2 使用	148
复习思考题	148
第 14 章 无线电高度表	149
14.1 简要工作原理及组成	149
14.2 无线电高度表通电使用	153
复习思考题	153
参考文献	154

第 1 章 大气数据

计算机系统及其仪表

大气数据计算机系统 ADCS (Air Data Computer System) 又称为大气数据系统 ADS (Air Data System), 是一种自动计算设备, 是现代运输机中必需的电子设备之一。其基本特点是将大量的分立式压力传感器综合为两个传感器, 即静压传感器和全压传感器, 再加上迎角传感器和总温传感器。利用这四个传感器提供的静压、全压、迎角和总温 4 个原始参数, 采用先进的技术, 解算并输出大量的大气数据参数, 其中最主要的参数有气压高度、指示空速或计算空速、垂直速度、马赫数、真空速、全受阻温度和大气静温, 如图 1.1 所示。这些参数可在显示器上显示出来, 供飞行员判读; 也可以向飞机上的多种自动化设备, 如自动驾驶仪、自动俯仰配平系统、飞行指引仪、自动油门、空中交通管制应答机、飞行数据记录器、失速警告系统、近地警告系统、惯性基准系统以及飞行管理计算机等输送所需的大气数据参数。

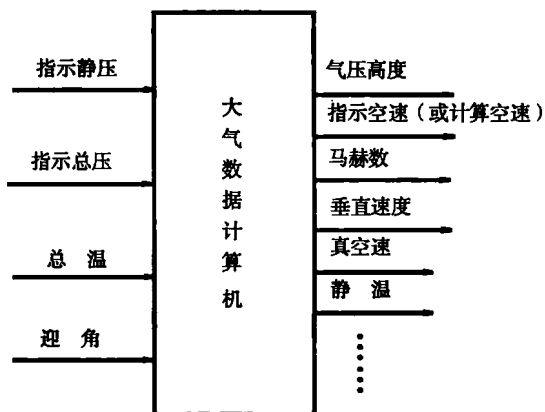


图 1.1 大气数据计算机输入/输出

大气数据计算机系统具有以下优点: 传感器和指示器的综合, 减小了飞机的重量和体积, 使有效的仪表板得到更合理的利用; 静压源误差的修正机构, 使仪表指示精度和输出信号的精度及适应性提高; 采用电子线路, 便于设置线路的检查和故障的探测。无论对飞行人员的使用、故障判断, 还是机务人员对设备的维护, 都具有积极的作用。

大气数据计算机根据计算原理的不同分为模拟式大气数据计算机和数字式大气数据计算机。现代大型运输机上多采用数字式大气数据计算机。

1.1 模拟式大气数据计算机

1.1.1 组成

模拟式大气数据计算机又称机电式大气数据计算机。这类计算机的特征是用机械和电气元件按计算公式用模拟的方式进行计算。一般由感受转换部分和计算机指示部分组成，其原理方块图如图 1.2 所示。

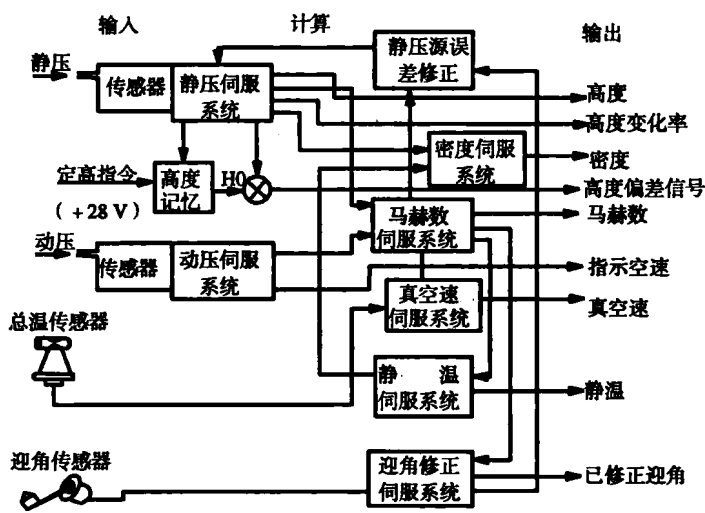


图 1.2 典型模拟式大气数据计算机原理方块图

1.1.2 模拟式传感器

1. 压力传感器

模拟式大气数据计算机使用较普遍的压力传感器是力平衡式压力传感器，这类传感器的基本原理如图 1.3 所示。

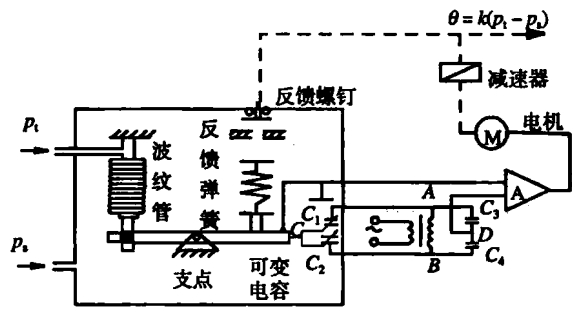


图 1.3 力平衡式压力传感器原理图

图中，波纹管是压力敏感元件，又称为感压箱，用于感受全压与静压之差（即动压）。感压箱的一端固定在机壳上，另一端与杠杆的一端相连。杠杆的另一端连接反馈弹簧的下端，反馈弹簧的上端通过反馈螺钉与伺服电机相连。感压箱产生的力和反馈弹簧产生的力同时作用在平衡杠杆上。

设开始时系统处于平衡状态，形成的力矩相等，杠杆处于平衡状态。此时，固定在杠杆一端的两个可变电容的公用动片正好处于两个固定极片中间，使 $C_1 = C_2$ 。由可变电容 C_1 、 C_2 和固定电容 C_3 、 C_4 组成的交流电桥处于零位平衡状态，电桥无信号输出。

当被测压力变化时，感压箱产生的力发生变化，杠杆的平衡状态被破坏而产生倾斜，可变电容器 C_1 和 C_2 的动片偏离中间位置，电桥不再平衡，电桥的 C 、 D 两点之间有信号输出。此电压信号经放大器放大后，驱动伺服电机转动，再经过减速器，一方面带动输出轴转动，输出目视信号或控制信号；另一方面带动反馈螺钉转动，压缩（或拉伸）反馈弹簧，直到使杠杆恢复平衡位置，可变电容的公用动片回到中间位置。电桥恢复零位平衡状态，输出电压消失，整个系统恢复平衡。此时，系统输出的角位移正比于被测压力。

2. 总温传感器

飞行中，由于飞机相对空气运动，会使气流受阻，温度升高，升高的温度叫动力温度，它与空气静温之和叫全受阻温度或总温。大气数据计算机中温度传感器的作用就是测量总温，所以又称为总温传感器，如图 1.4 所示。感温电阻的电阻值与总温相对应，该电阻值经电路转换，输出与总温相对应的电压值。

3. 迎角传感器

迎角是大气数据计算机系统产生静压源误差的因素之一。为了测量迎角，需将迎角传感器伸出到机身外的气流中，安装处应无扰动气流。通常使用的迎角传感器外形如图 1.5 所示。

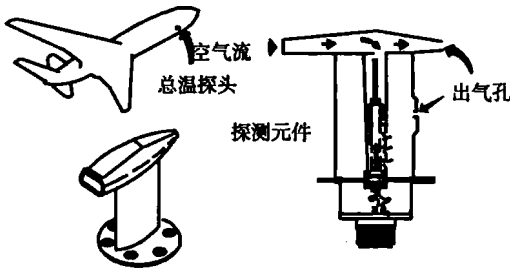


图 1.4 总温传感器

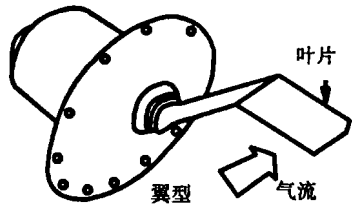


图 1.5 迎角传感器

传感器由一个经过静力平衡的风标（叶片）、传动机构、信号变换器（自整角机或电位计）及固定连接部分组成。由于风标经过静力平衡，具有对称的剖面形状，故在飞行中它始终停留在使其本身的对称面与气流速度平行的方向上。所以，当传感器相对于飞机的纵轴平

行安装时，风标旋转的角度就是飞机的迎角值。这个角度经变换后可输出相应的电信号。一般情况下，飞机上安装有两个迎角传感器，对称地分布于机身的两侧，大气数据计算机使用两个传感器信号的平均值，可以把传感器受到的局部气流扰动减小到最小。

1.1.3 解算装置及解算原理

1. 空速的解算装置及解算原理

大气数据计算机可以输出许多信号，最基本的信号有气压高度、指示空速或计算空速、垂直速度、马赫数、真空速、全受阻温度和大气静温等六个，模拟式大气数据计算机在解算这些参数时广泛采用的装置有函数凸轮装置和函数电位计两种形式。解算装置的作用是：把静压转换成高度；把动压转换为空速；把压力比或压力比的对数转换为马赫数等。其原理是将解算装置的输入/输出特性设计成高度和静压，空速和动压或马赫数和动、静压之间的函数关系。例如在速度较低时，空速和动压具有式（1.1）所示的关系，故指示空速的解算装置中，使用的函数凸轮装置的输入/输出特性设计如式（1.2）所示，其解算方块图如图 1.6 所示。

$$v_c = 661.478 \sqrt{5 \left[\left(\frac{q_c}{29.921} - 1 \right)^{2/7} - 1 \right]} \quad (1.1)$$

$$k_\theta \cdot \theta = 661.478 \sqrt{5 \left[\left(\frac{\varphi}{29.921 k_1} + 1 \right)^{2/7} - 1 \right]} \quad (1.2)$$

式中， θ 为函数凸轮装置的输出角度，该角度与空速成正比； φ 为函数凸轮装置的输入角度，该角度与动压成正比。马赫数、高度等的解算与空速的解算类似，在此不再讨论。

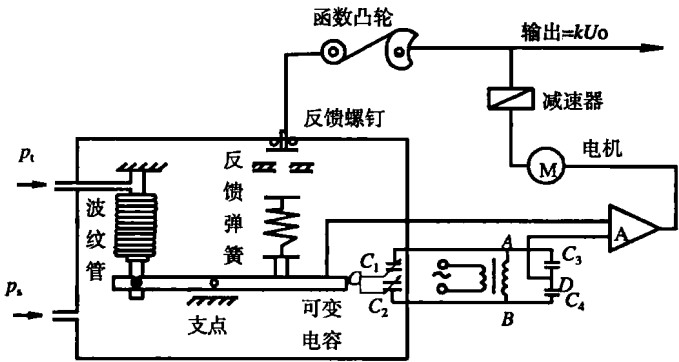


图 1.6 空速解算原理方块图

2. 静温的解算装置及解算原理

在大型飞机和高速飞机上，总温和静温的差异较大，所以要测量大气静温。大气数据计算机中无专门的静温传感器，是利用静温和总温之间特定的函数关系式，从总温中解算出静温的。静温和总温之间特定的函数关系式如式（1.3）所示，解算方框图如图 1.7 所示。

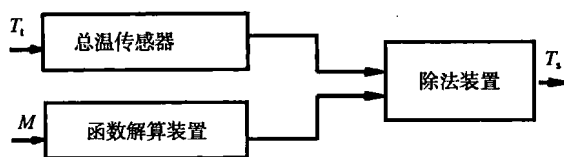


图 1.7 静温解算原理方框图

$$T_s = \frac{T_t}{1 + 0.2M^2} \quad (1.3)$$

3. 静压源误差修正

由于传感器的安装处不可避免地存在有空气扰动，从而使静压传感器收集到的压力和飞机所在处的实际静压之间存在着误差，称为静压源误差。该误差影响到飞行参数的计算，故需要引入静压源误差修正（SSEC）。该误差的大小决定于飞机的马赫数、迎角以及传感器感受到的压力。

在模拟式大气数据计算机中，静压源误差修正方法主要采用电气修正法、机械修正法和气动修正法。电气修正法的基本思想是在压力传感器系统的伺服放大器输入端上外加一个电气信号，以使系统的输出轴附加一个转角，此附加转角恰好等于静压源误差修正量，如图 1.8 所示。

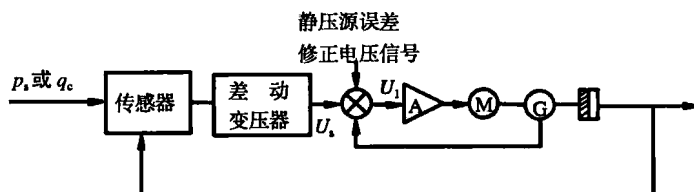


图 1.8 静压源误差修正原理

1.2 数字式大气数据计算机

1.2.1 组成及原理

数字式大气数据计算机是采用集成电路实现电子计算的。该系统由传感器部分、计算机部分和指示部分组成。其组成原理方块图如图 1.9 所示，其面板如图 1.10 所示。

原始参数输入信号 p_{si} （指示静压）、 p_t （总压）、 T_t （总温）和 α_t （迎角）分别由静压传感器、总压传感器、总温传感器和迎角传感器提供。这些信号经多路传输器和 A/D 转换器编码，转换成数字计算机能够接受的数字形式，再输入计算装置部分。计算装置是一台数字微处理器，其输出是数字形式，经 D/A 转换器和多路输出器转换为模拟信号或离散信

号等，供显示器或各设备使用。输出信号有：气压高度 H_p 、气压修正高度、高度保持 ΔH_p 、升降速度 v_z 、真空速 v_t 、指示空速 v_i 、最大允许空速 v_{mo} 、空速保持 Δv_t 、马赫数和马赫数保持 ΔM 、最大允许马赫数 M_{mo} 、静温 T_s 、总温 T_t 、迎角 α 、真实静压 p_s 、真实动压 p_d 等。

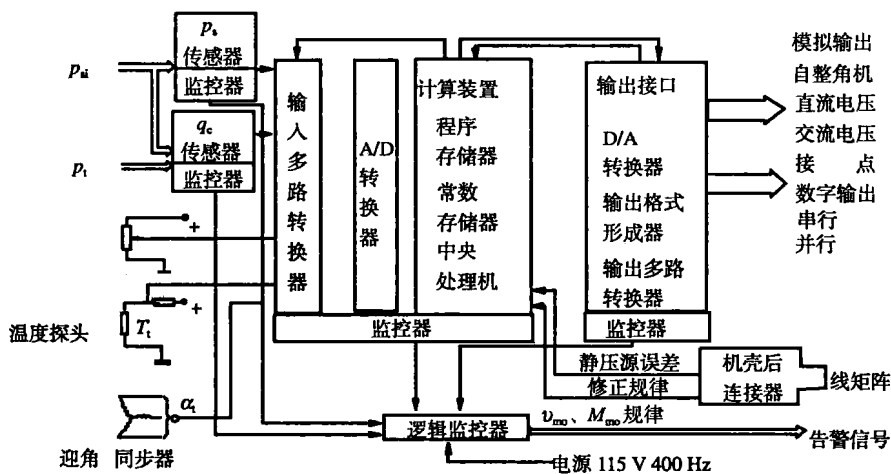


图 1.9 典型数字式大气数据计算机原理方块图

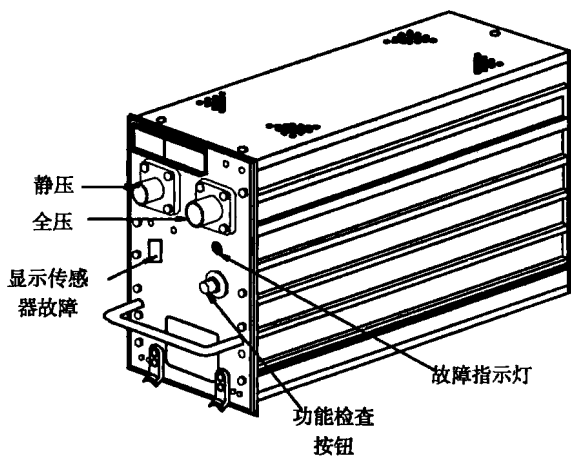


图 1.10 典型数字式大气数据计算机面板

1.2.2 压力传感器

压力传感器采用固态传感器，有石英膜盒式、压阻式和振膜式三种。如波音 737 飞机上装备的 HG-480 系列数字式大气数据计算机中，都采用压阻式压力传感器。这种传感器利用了压电效应，故又称为压电晶体敏感元件。传感器的两头有进气端口，分别接大气压力 p_s 和被测压力 p_x ，所以可以测量动压。当传感器的一端密封并抽成真空，就变为静压传感器，如图 1.11 (a) 所示。

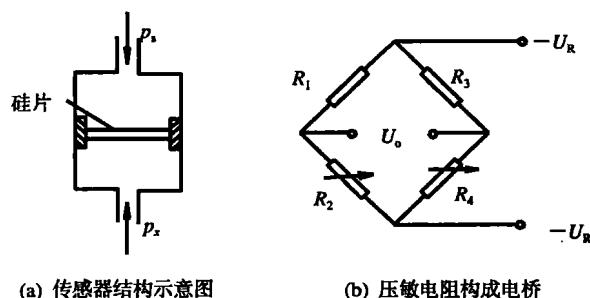


图 1.11 压电式压力传感器

这种元件是这样构成的：把一块 N 型单晶硅片装在一个壳体内，在 N 型单晶硅片上扩散形成 P 型电阻条，并构成惠斯登电桥，硅片既是压力敏感元件，又是变换元件，如图 1.11 (b) 所示。由于一对电阻元件 (R_1 , R_4) 感受晶体膜片切面方向的应力；另一对电阻元件 (R_2 , R_3) 感受晶体膜片径向应力，故当压力变化时， R_1 、 R_4 与 R_2 、 R_3 的阻值向着相反的方向变化。

设 $p_x = p_s$ 时， $R_1 = R_2 = R_3 = R_4$ ， $U_o = 0$ 。当 $p_x > p_s$ 时， R_1 、 R_4 增大， R_2 、 R_3 减小，电桥不再平衡， U_o 输出正比于被测压力 ($p_x - p_s$) 的值，所以 U_o 的大小是被测压力的函数。

数字式大气数据计算机中使用的温度传感器和迎角传感器与模拟式大气数据计算机中的相同，这里不再赘述。

1.2.3 计算装置及计算原理

1. 各大气参数的计算原理

计算装置实际上是一台数字微处理器，微处理器按照事先拟订好的固定程序进行各参数的计算。如波音 737 飞机上的大气数据计算机，其计算方法是：

(1) 用静压计算气压高度和高度变化率。

(2) 用全压和静压之差（动压）计算指示空速 IAS，后经 SSEC 处理后获得修正空速 CAS。

(3) 用计算出的高度和空速信号计算马赫数。

在计算这些参数的过程中则根据精度和实时性要求的不同而采用不同的方法，如计算高度可根据计算机中存储的高度和静压的对应表格进行查表，也可以根据高度和静压的对应表格进行线性或非线性插值等。

2. 静压源误差修正原理

数字式大气数据计算机中使用的静压源误差修正原理与模拟式大气数据计算机不同，它不再采用电气的方法进行修正，而是将静压源误差修正规律编排成矩阵。在一台数字式大气数据计算机中可以编排多种型号飞机的静压源误差修正矩阵，只需改变数字式大气数据计算机后面的销钉的排列顺序，就可以改变静压源误差修正矩阵中的元素，以适应不同机型的需要。

3. 自检与逻辑监控器

数字式大气数据计算机中配置有逻辑监控器,用来监控传感器、输入和输出接口、计算装置等的工作是否正常,如不正常,则进行机构重组或给出告警信号。

1.3 大气数据计算机指示仪表

大气数据计算机的指示仪表可以是机械指针式的,也可以是以数字形式显示的,都统称为电动大气数据仪表。这些仪表是电动马赫/空速表、电动高度表、电动升降速度表、真空速表和全温/静温表。

1.3.1 机械式飞机上的大气数据仪表

1. 电动马赫/空速表

电动马赫/空速表主要显示(指示)计算空速、马赫数以及最大空速,如图 1.12 所示。

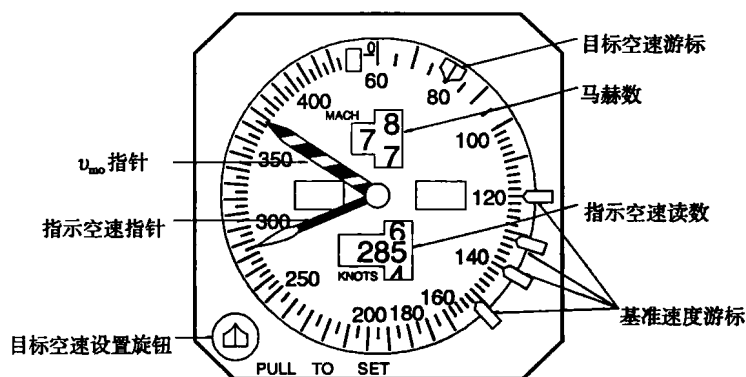


图 1.12 电动马赫/空速表正常指示

(1) 空速的指示和显示:

① 空速指针——直接指示出飞机目前的指示空速值。

② 空速窗口——以数字的形式显示出飞机目前的指示空速。当大气数据计算机计算的指示空速不可靠时,有“A/S”字符的警告牌出现在窗口中。

③ 马赫数窗口——以数字的形式显示马赫数值(0.40~0.99);当飞机的马赫数低于 0.4 时,被一块黑色挡板盖住窗口。当马赫数不可靠时,有“MACH”字符的警告牌出现。

④ 最大空速指针——指示出最大空速限制值。当最大空速指针指示不可靠时,有“ v_{m0} ”字符警告牌出现。以上各指示/显示参数都来自大气数据计算机。电动马赫空速表上的警告显示如图 1.13 所示。

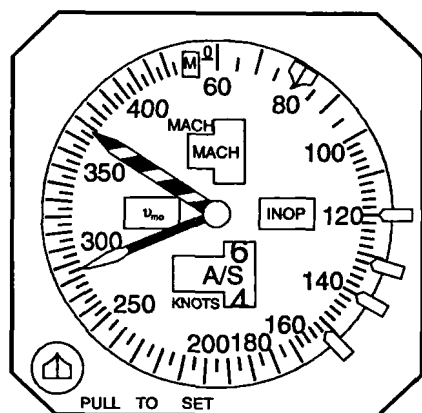


图 1.13 电动马赫/空速表警告旗显示

(2) 目标空速的作用及设置方法。电动马赫/空速表上有一个目标空速的设置旋钮和游标。目标空速是计划下一步要达到的空速值，目标空速和实际空速之差将作用于自动驾驶仪或自动油门，使它们改变飞机的姿态或发动机的推力，以便将飞机的空速改变到要求的速度上。

目标空速的设置方法有自动和人工两种。拉出目标空速调定旋钮并转动该旋钮可人工调定目标空速；推入该旋钮，可自动调定目标空速。自动调定又有两种方式，当 VNAV 方式未接通时，由 MCP 板上目标空速选择旋钮设置目标空速；当 VNAV 方式接通时，由 FMCS 所计算的或在 FMCS 的 CDU 上选择的目标空速自动设置目标空速。当目标空速处于自动设置方式时，如果目标空速无效，标有“INOP”字符警告旗出现；当空速游标由人工设置时，在仪表上方的“M”旗出现。

(3) 基准速度的作用及设置方法。仪表上的基准游标，用于设置基准速度。如起飞时，将基准游标分别调至 v_1 、 v_R 、 $v_2 + 5$ 和襟翼全收上的机动速度；着陆时，将基准游标调至 v_{REF} 、 v_{TGT} 、 $v_{REF} + 5$ 、 $v_{REF} + 15$ 和复飞后襟翼全收上的机动速度等。基准速度和目标空速的区别在于基准速度只供飞行员参考，而不会对自动油门或自动驾驶仪起作用。

2. 电动高度表

电动高度表接收大气数据计算机输送来的气压高度信号。高度大于 1 000 ft^① 的粗高度信号经放大至随动机构带动指针和数字显示；高度低于 1 000 ft，由精高度信号经放大器至随动系统带动指针指示和数字显示，其信号流程及正常指示如图 1.14 所示。当高度不足 10 000 ft 时，有黑白相间的条纹出现，如图 1.15 (a) 所示。当高度低于海平面时，显示窗口的第一位上有“NEG”字符出现，如图 1.15 (b) 所示；当粗、精高度同步器失效、激磁失去、仪表电源丧失、大气数据计算机高度源失效时，有“OFF”旗出现，盖住高度表上的数字，如图 1.15 (c) 所示。

注：① ft (英尺) 非国标单位，1 ft = 0.304 8 m。

② inchHg (英寸汞柱) 非国标单位，1 mmHg = 133.322 Pa，1 inch = 25.4 mm。

③ mbar (毫巴) 非国标单位，1 bar = 100 kPa。

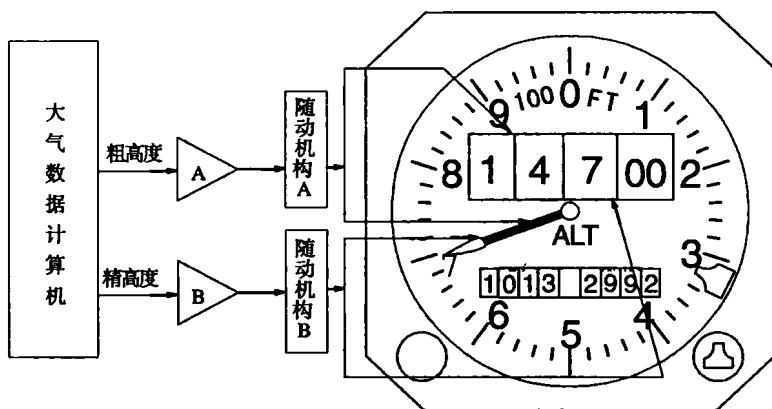
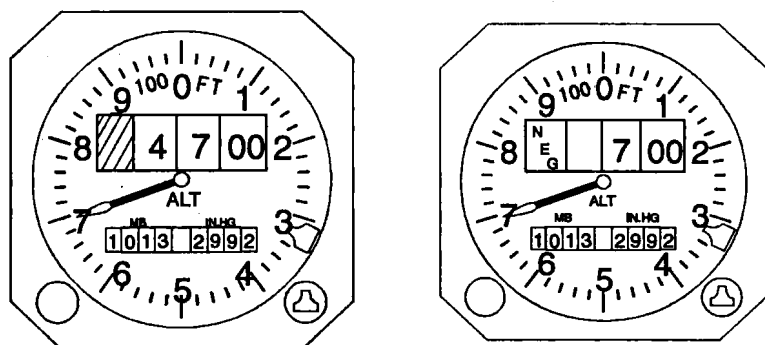
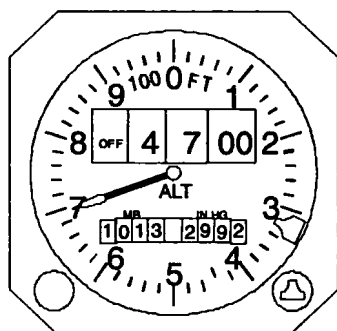


图 1.14 电动高度表及其信号流程图



(a) 高度不足 10 000 ft

(b) 高度为负



(c) 故障警告

图 1.15 电动高度表的特殊指示

气压显示是经过一个非线性机构和自动机构加到高度指示器和气压窗口。气压数字范围是 22.01 ~ 31.00 inchHg^②和 745.3 ~ 1 050 mbar^③。仪表右下角的基准高度调节控制钮，用于人工调节表上的高度游标，如调定最低下降高度 (MDA) 或决断高度 (DH)。

3. 电动升降速度表

电动升降速度表如图 1.16 所示。它接受来自大气数据计算机的高度变化率信号。当大