

现代飞机电子设备知识丛书

大气数据计算机系统

肖建德 编

国防工业出版社

《现代飞机电子设备知识丛书》

编辑委员会

主任委员

李 钊

副主任委员：陆家沂 莫 及 王维民

李振达 刘得一 钦庆生

委 员（以姓氏笔划为序）：

马士忠 王长昇 王章铸 李 煊（常务）

陆芝平 祁元福 杨颂伟（常务） 张永生

张德馨 周其焕 周宝魁 周瑞璉 郑连兴

高 柱（常务） 翟建平 蔡成仁 黎廷璋

主编单位：中国民用航空局适航司

中国民用航空局科教司

中国民航学院

中国民用航空局第一研究所

责任编辑：周烈强

出版说明

随着近代电子技术的迅速发展，现代飞机采用了大量新型的先进电子设备。近几年，我国民航使用了许多新型现代飞机，为了帮助从事航空电子技术的广大工程技术人员系统地了解和学习现代飞机电子设备所涉及的新知识、新理论和新技术，为了适应广大航空电子技术爱好者对新技术的了解和自学的需要，我们组织编写了这套《现代飞机电子设备知识丛书》。

本丛书不同于一般现代航空电子技术专著，也不同于民航院校的教科书，而是一套较通俗易懂的丛书，着重于内容的科学性、知识性、趣味性、启发性和实用性，主要介绍现代飞机上所采用的具体设备和系统的功能、作用、原理和结构。考虑到实际工作的需要，本丛书保留了少量英制单位，全书的单位一律采用中文名称。

本丛书约 24 分册，各册内容独立，自成体系，陆续分册出版。

本丛书将为目前从事航空电子设备的科研、设计、制造、使用和维修工作的广大专业人员提供适合其工作特点的理论参考书，可作为大、中专院校有关专业的师生在开阔视野方面的一套参考读物。本丛书还可供在航空部门工作的其他同志阅读。

序 言

自本世纪初人类首次实现了具有动力并可由人控制的飞行以来，民用航空已获得了惊人的发展。

我国民航在实现社会主义现代化进程中，其发展速度为国际民航界所瞩目。1984~1987年航空运输总周转量和旅客运输量年递增率分别为30.0%和33.2%。近年我国民航事业为适应国民经济建设的需要，推进技术装备现代化，加快民航生产力发展，先后淘汰了一批适航性差的老旧飞机，增添了一批现代化飞机。仅在1985~1988年4年间，就新增大、中型运输机126架。

这些现代飞机的电子设备有了飞跃的发展，普遍采用了计算机、数据传输和屏幕显示等新技术，实现了自动飞行控制。这就对民航广大技术人员提出了更高的要求。

科技的发展，经济的振兴乃至整个社会的进步，都取决于劳动者素质的提高和大量合格人才的培养。科学技术的进步和管理水平的提高，将从根本上推动我国民航事业的现代化建设进程。我希望这套《现代飞机电子设备知识丛书》的出版，对促进我国民用航空事业的发展起到有益的作用。

林志 1989

前 言

在飞机座舱显示中，飞行员依靠大气数据信息（如高度、空速、马赫数、升降速度等）及其他信息保证安全飞行。而数字式大气数据计算机是典型的计算机测试系统，它以微处理机为核心，具有多种输入/输出接口，可提供各种显示、控制和警告信号。所以，大气数据计算机在飞机电子设备中具有举足轻重的地位。

本书是在参考了大量国内、外有关书籍和维修手册、训练手册等的基础上编写而成的。立足于维护、修理人员及管理干部对专业基础知识的要求，叙述时着重于大气数据计算机的基本原理，并注重了选材的先进性和系统性，其内容基本上反应了大气数据计算机的发展趋向。叙述循序渐进、深入浅出，通俗易懂。

中国民用航空局适航司倪保法等同志对原稿提出了不少有益的意见和建议，夏占岑同志进行了全面的审校，蒋光裕同志也对原稿做了一些修改，编者特在此表示衷心的感谢。由于编者学识浅薄，书中错误在所难免，恳请读者批评指正。

肖建德

1991年8月于天津中国民用航空学院

目 录

第一章 概论	1
1.1 大气数据计算机的发展史	1
1.2 与大气数据计算机相关的大气参数	5
1.2.1 ADC 测量的大气参数	6
1.2.2 角度测量	6
1.2.3 标准大气	7
1.2.4 气压与高度的关系	8
1.2.5 与空速有关的术语的定义及关系式	12
1.2.6 气源误差	18
1.3 大气数据计算机的输入和输出功能	19
第二章 模拟式大气数据计算机	21
2.1 模拟式传感器	23
2.1.1 压力传感器	23
2.1.2 温度传感器	32
2.1.3 气流角度传感器	34
2.2 大气数据解算原理	35
2.2.1 解算方案	35
2.2.2 解算装置举例	40
2.2.3 静压源误差校正原理	45
2.3 HG-180 U型大气数据计算机简介	47
第三章 数字式大气数据计算机	50
3.1 大气数据计算机的硬件	51
3.1.1 原理方块图	51
3.1.2 硬件结构	53
3.2 传感器的校正	80
3.2.1 传感器静特性校正	80
3.2.2 压力传感器的温度补偿	82
3.2.3 静压源误差校正 (SSEC)	83
3.3 数字式大气数据计算机的基本计算方法	84
3.3.1 线性插值法	84
3.3.2 二次抛物线插值法	86

3.3.3	升降速度的计算方法	89
3.3.4	M 和 $\dot{M}$ 的计算方法	90
3.4	自检和故障监控原理	92
3.4.1	地面自检	92
3.4.2	故障监控	94
第四章 数字式大气数据计算机系统 ARINC706 简介		98
4.1	DADC ARINC 706 总体功能	98
4.1.1	组成	98
4.1.2	ARINC 706 的硬件	100
4.1.3	ARINC 706的软件功能	104
4.2	36 项机内自测试功能	123
附录一	Z 8002 引脚功能	127
附录二	Z 8002指令表	132
附录三	大气数据计算机装机表	149
附录四	缩略词英汉对照表	150
参考文献		152

第一章 概 论

1.1 大气数据计算机的发展史

大气数据是飞机驾驶员最重要的信息，因为飞机首先要依赖于空气飞行。最早的飞机是在没有任何飞行仪表的情况下飞行的，驾驶员只能依赖于他的视觉、感觉和听觉给出相对地面的高度和速度等。这种飞行要求飞行员的感官非常敏感，他必须能够根据作用到脸上的风力和作用到飞机结构绳索上的空气发出的声音来测定飞机的速度。在早年，这种飞行只限于在良好的气候条件下进行，试图在能见度差的条件下飞行往往会发生事故。

随着航空技术的发展，专家们认识到必须有在能见度差的条件下操纵飞机的系统，即飞行状态仪表。大气数据仪表系统是表征飞行状态仪表的一部分。

基本的空速指示器，是利用表内的开口膜盒，在动压（全受阻压力与大气静压之差）作用下膨胀，从而带动指针指示出相应的空速。因为动压的大小与气流的速度等因素有关，所以指针的指示能够反映气流速度的大小，即空速的大小。

最初的高度表很简单，它是真空膜盒式气压计，以米或英尺计量高度。因为在标准大气条件下，高度与气压（静压）有一一对应的单值函数关系，所以用气压的大小来反映高度的高低。由于膜盒内部抽成接近真空，作用在膜盒外部的为环境气压（静压），故这样的高度表便是测量绝对压力的气压计，不过刻度为与气压相对应的高度罢了。

气动式大气数据仪表的进一步发展，便出现了垂直速度（升降速度）指示器和马赫数指示器。

机械式大气数据仪表依靠空气动力直接驱动指示器，结构简单，可靠性好。经过多年的研制，出现了许多修正方案，如温度

误差的机械补偿，气压校正及克服加速影响等，因而提高了指示精度。这些气动指示器至今仍然用作小型飞机的基本飞行仪表，即使在最新型的军用和民用飞机上，也作为备份仪表使用。

气动仪表的进一步发展导致气动传感器的出现，这对于大气数据计算机（ADC）的发展是非常重要的。

在 20 世纪 40 年代和 50 年代，许多高空、高速运输机和轰炸机相继出现。随着飞机性能要求的提高，自动驾驶仪和飞机增稳系统（SAS）也随之安装在飞机上。这些设备有助于减轻驾驶员长时间飞行产生的疲劳。自动驾驶仪的增益调节、高度和空速保持方式及伺服回路控制速率等都需要大气数据信息。每一种新的要求，通常导致一种新的大气数据传感器的出现。由于一个分立式传感器只能输出一个信号，当需要大量大气数据信息时，就必须重复使用大量的传感器。这样，不仅增加了重量和体积，而且会使全压、静压管路的长度和容量增加，从而增大全压、静压系统的状态（延迟）误差。此外，由于飞机对气流的扰动，使静压孔实际感受到的静压与飞机周围自由气流的静压不相等，从而产生静压源误差。全压、静压系统的延迟误差和静压源误差会引起自动驾驶仪控制伺服系统的稳定性变差，从而使其不适应高性能飞机的要求。

当时，飞机设计师们认识到大气数据传感器的数量不能再继续增加了，为提高飞机性能，他们设计出第一代大气数据计算机。其基本原理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。利用先进的闭环伺服回路技术，把经过高度、空速、马赫数等函数解算后的结果输送到自动驾驶仪及所有需要大气数据信息的系统。这种综合式设备就是众所周知的中央大气数据计算机（CADC），如图 1-1 所示。

电气机械式（即模拟式）CADC 与分立式传感器相比，在结构上有了很大改进，整体重量减少 50%，大大减小了管路的复杂性，全压、静压系统表壳的总容量明显减少，从而使气动时间常数大大减小，自动驾驶仪的稳定性有了很大改进。

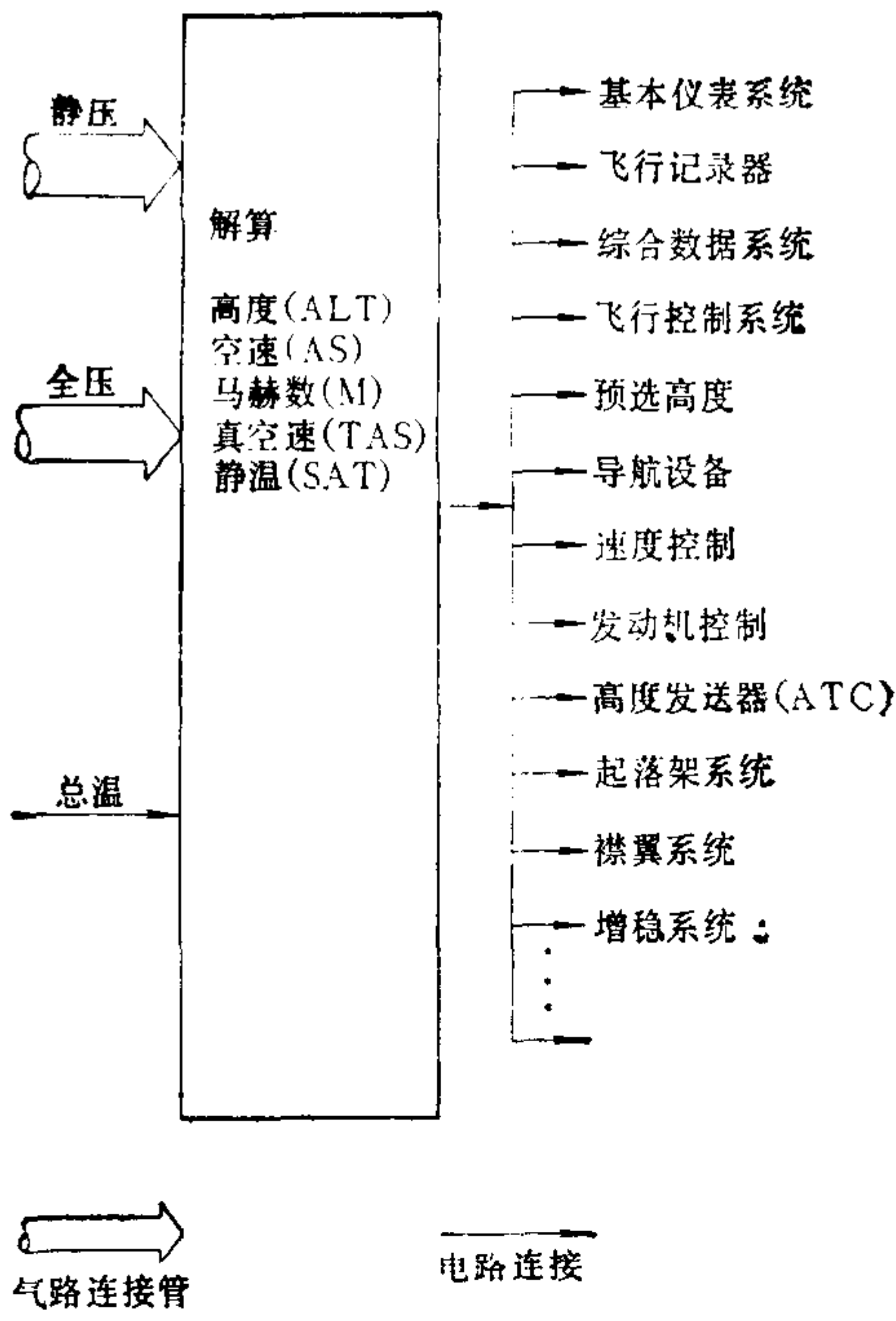


图1-1 中央大气数据计算机

由图 1-1 可以看出，根据静压、全压、总温（及攻角）几个基本原始参数，可以求解出若干个所需要的飞行参数，以用于输出指示和控制信号。

在军用和民用飞机上，这种电气机械式中央大气数据计算机一直持续应用到 20 世纪 60 年代。随着飞机性能的提高，需要越来越多的大气数据的函数，这就使中央大气数据计算机变得越来越复杂。其输出参数包括：高度，指示空速，马赫数，真空速，大气总温和静温，当量空速，空气密度以及它们的各种函数。一般说来，每增加一个大气数据函数，CADC 就相应要有一个新的伺服系统和一个函数解算装置（函数凸轮或函数电位计），并且每个函数又派生出许多不同形式的输出。仅就高度信息而言，CADC 的电气输出形式有如下一些：单转子三线同步器，多转

子三线同步器，线性二线同步器，带离合器的同步器输出，各种线性直流电位计，各种非线性直流电位计，数字式高度信息，高度控制开关信号。

每个函数伺服系统（如高度、空速等）都有多种输出信号，所以，CADC 实际上是一种非常复杂的模拟计算机。系统的复杂性使功率损耗和重量增加，体积增大和平均故障间隔时间缩短（50~500 小时），因此，可靠性成为一个严重问题。

精密的集成电路和运算放大器的出现，使工程师们有可能设计出固态模拟式大气数据计算机。电子工程师们变革性地去除了 CADC 中的齿轮、凸轮、测速马达、同步器和电位计的伺服机构。随着数字式计算机的微型化，固态模拟式大气数据计算机迅速地向混合式大气数据计算机（HADC）方向发展。

20 世纪 70 年代，是 HADC 最重要的发展阶段。HADC 使用微处理机作为具有模拟和数字输入/输出的中央处理机。美国斯佩雷（SPERRY）公司的混合式大气数据计算机首先在美国空军（USAF）的 F-15 飞机上获得成功，之后在 F-16 飞机上又进行了改型。

与机电模拟式大气数据计算机相比，HADC 在体积和重量上均减少了约 $1/2$ 。在 F-15、F-16 飞机上，HADC 的实际平均故障间隔时间为 2000~3000 小时，可见大大提高了可靠性。

继 F-15、F-16 飞机上的 HADC 成功之后，斯佩雷公司的 HADC 新技术还被美国海军 F-18 飞机选用。除军用飞机外，斯佩雷公司还为洛克希德（Lockheed）公司的 L1011 和空中客车 A300 A、A300 B 提供混合式大气数据计算机。

根据 80 年代飞机发展的需要，美国又设计了数字式大气数据计算机（DADC），DADC 是按照美国航空无线电公司规范 ARINC706(DADC) 和 ARINC429 (DITS) 规定的准则而设计的。DADC 应用微处理机和半导体存储器技术，由程序直接完成大气数据的计算。DADC 有处理模拟、离散和数字输入的能力，并提供离散和数字输出。典型的 ARINC 706 DADC 重约 13

磅，平均故障间隔时间为15000小时。这种DADC使用了ARINC429总线结构，该总线能向各系统提供大气数据信息。可以预料，DADC在计算机科学技术迅速发展的基础上，在计算功能和监控功能方面将会更加完善，并将进一步减小体积、重量、功率损耗，和逐渐降低价格。

表 1-1 示出了大气数据计算机的发展概况。

表1-1 大气数据计算机发展概况

类 型	年 代	典 型 应 用
高度控制	1950~1955	自动驾驶仪高度保持
气压计算机	50年代中期	自动驾驶仪增稳系统
简单机电式	1958~1962	无人驾驶军用飞机
中等复杂的机电式	1962~1965	CADC (DC-8, DC-9, B727)
高级复杂的机电式	1965~1975	CADC(L1011, B707 A300, B747)
数字/模拟混合式	1970~1979	HADC(F-15, F-16, F-18, DC-9, B737, L1011, A300A, A300B, B747)
ARINC706 数字式	1979~1989	DADC (A310, B757, B767)

当前，航空技术向着更高的集成方向发展，即向“大系统”过渡。所谓“大系统”，就是飞机上装备一个中心计算机，由它对飞机上所有电子设备进行系统监控、故障诊断和操作管理。每个子系统与中心计算机之间由总线连接起来，而大气数据计算机只是其中一个独立的子系统。随着计算机速度的提高，内存容量的扩大，子系统的计算任务可以由中心计算机承担，大气数据传感器输出的信息亦可直接传送到中心计算机的数据采集系统。这样，减少了子系统的数量，实现了机载显示和控制系统的高度综合化，且使用和维护更加简单，成本降低。

1.2 与大气数据计算机相关的大气参数

本节将介绍与大气数据计算机（ADC）有关的大气物理参数和大气数据方程式，这些知识是理解大气数据计算机方块图的基础。

1.2.1 ADC 测量的大气参数

输入到 ADC 的基本参数为静压 (P_s)、全压 (P_t) 和总温 (T_t)。

1. 静压 (P_s)

静压是飞机周围大气的压力，它是空气作用在相对静止物体表面上的单位面积的力。

2. 全压 (P_t)

全压是动压和静压之和，是空气作用到相对运动物体表面上的单位面积上的总压力。 P_t 又叫皮托压力 (PITOT) 或总压。

3. 总温 (T_t)

总温是压缩空气的速度提高到运动物体的速度时，空气全受阻时的取样温度。由于取样空气在绝热压缩时产生附加热量，故总温比静温高。

ADC 通过飞机的全压、静压系统直接测量全压和静压。测量运动着的飞机的温度，是将铂电阻丝探测器投伸到空气流中实现的。当温度变化时，铂元件的电阻值按固定规律变化，这种电阻变化被 ADC 变换成与大气总温成比例的电信号。

1.2.2 角度测量

输入给 ADC 的两个附加信号是与飞行状态相关的角度信号。这两个输入信号是攻角 (AOA 或 α) 和侧滑角 (SSA 或 β)。

攻角 (α) 是飞机质量中心的轨迹与飞机纵轴之间的夹角。它是在飞机的竖轴和纵轴平面内测量的，如图 1-2 所示。

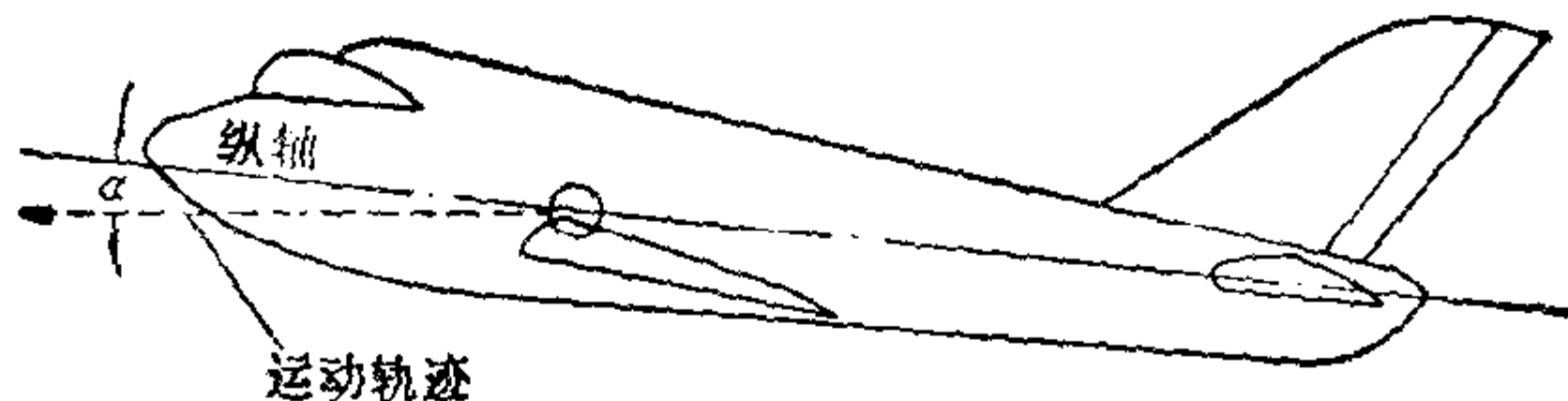


图1-2 攻角

侧滑角 (β) 是飞机质量中心的轨迹与飞机纵轴之间的夹角。它是在飞机的横轴和纵轴平面内测量的，如图 1-3 所示。

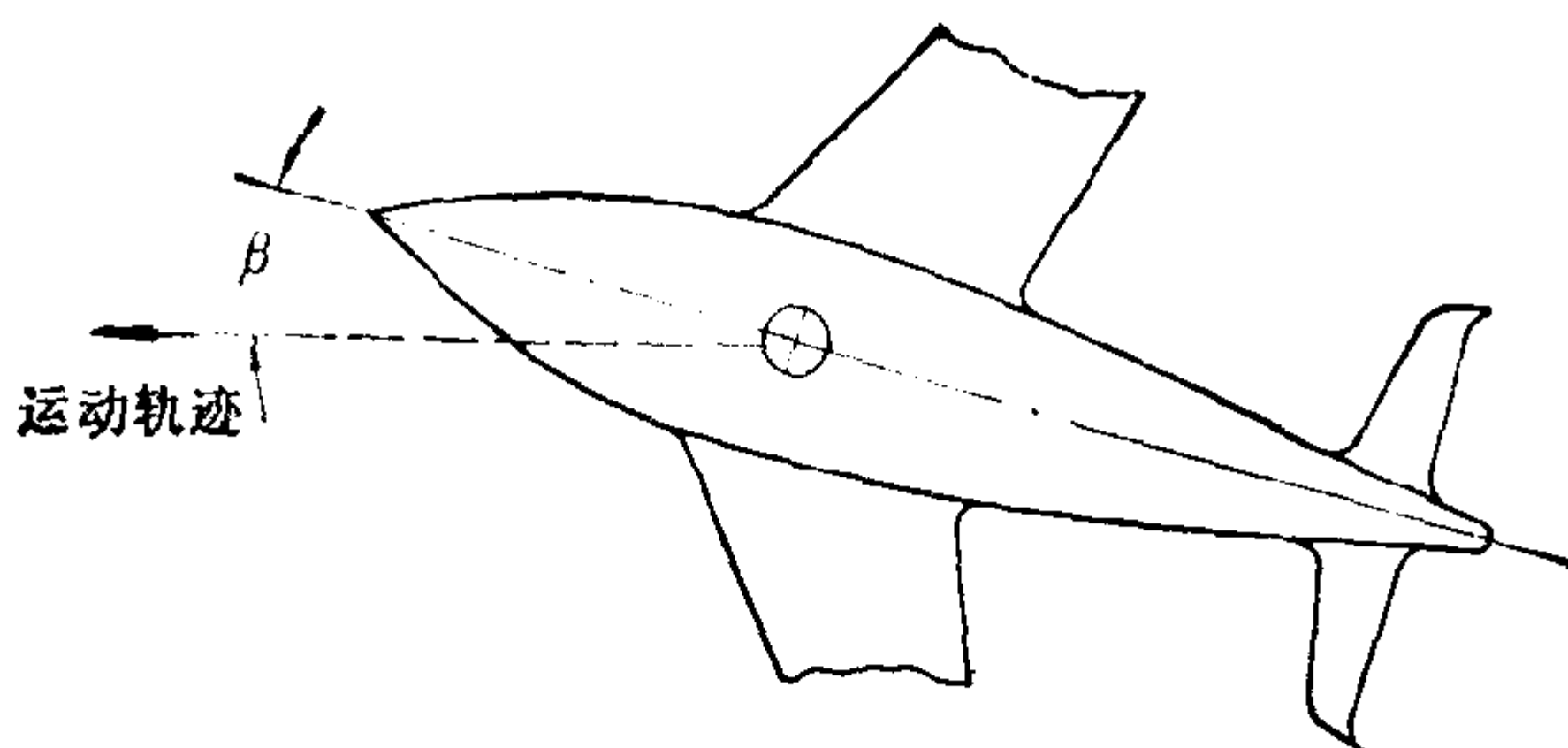


图1-3 侧滑角

AOA(α) 和 SSA(β) 通常以直流或交流模拟电压信号的形式提供给 ADC。

1.2.3 标准大气

为了满足飞机仪表标准化的需要, 美国和欧洲一些国家在 1920 年制定了两个稍有差异的标准 (或模型) 大气独立模式。国际民航组织 (ICAO) 在 1952 年 11 月 7 日正式通过新的标准大气之后, 统一了欧美之间的差异。后来, 虽然对 50000 英尺以上的数据进行了几次修订, 但 ICAO 标准大气至今仍在应用。最新的修订本是 1964 年的 ICAO 标准大气。

标准大气的条件是:

(1) 以海平面为零高度。海平面大气的标准状态是, 气压 p_0 为 760 毫米汞柱 (或 1013 毫巴或 29.921 英寸汞柱); 气温 T_0 为 +15 摄氏度; 密度 ρ_0 为 0.125 公斤·秒²/米⁴。

(2) 对流层临界高度为 11 公里。在对流层内, 每升高 1000 米, 气温降低 6.5 摄氏度, 即温度梯度 $\tau = 0.0065$ 摄氏度/米。在

- 大气密度是指单位体积内所含大气的质量。质量为 m 的大气, 设其体积为 V , 则质量密度

$$\rho = \frac{m}{V}$$

重量密度 γ (比重) 是指单位体积内所含大气的重量。 γ 与 ρ 的关系为

$$\gamma = \frac{mg}{V} = \rho g$$

γ 的单位是公斤/米³, g 是重力加速度, 约为 9.81 米/秒², ρ 的单位是公斤·秒²/米⁴。

平流层，高度在 11~25 公里范围内，气温不随高度变化，等于 -56.5 摄氏度（或写成 T_{-56} 或 T_{11} ）；高度超过 25 公里时，高度升高，气温逐渐上升。

（3）气温、气压、大气密度随高度的变化应符合图 1-4 示出的规律。

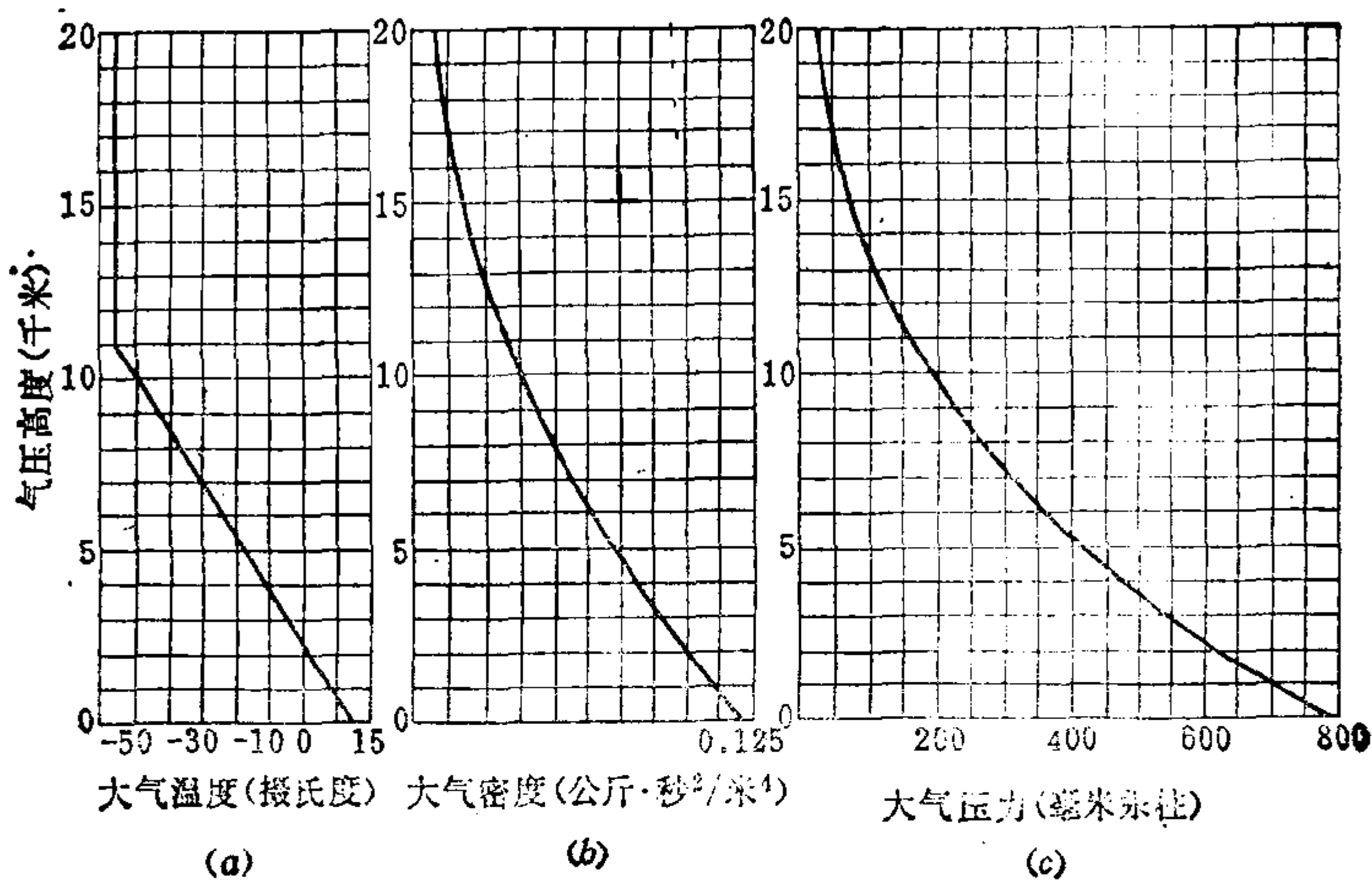


图1-4 ICAO标准大气参数与高度的关系曲线
（a）大气温度与高度，（b）大气密度与高度，（c）大气压力与高度。

1.2.4 气压与高度的关系

飞机相对地面的高度是飞行中的一个重要参数。下面根据国际民航组织（ICAO）1964 年对标准大气的定义，分别介绍各种高度定义、高度公式和高度测量）。

1. 高度定义（参阅图 1-5）

飞机的飞行高度，是指飞机在空中至某一基准面的垂直距离。测量高度的基准面（起点）不同，得出的飞行高度也不同。飞行中使用的飞行高度大致可分为以下几种：

- （1）绝对高度 (H_{abs}) 飞机与标准海平面之间的垂直距离。绝对高度是真高度与飞机正下方地面的海拔高度之和。
- （2）真高度 (H_e) 飞机与地面某一确定位置表面之间的

垂直距离。例如，山顶与飞机之间的垂直距离。

(3) 气压高度 (H_p) 这是指 29.921 英寸汞柱标准气压平面之上的大气模型高度。气压高度不考虑海平面气压和温度的变化，在高气压区（海平面气压大于 29.921 英寸汞柱）飞行时，指示的气压高度小于绝对高度。

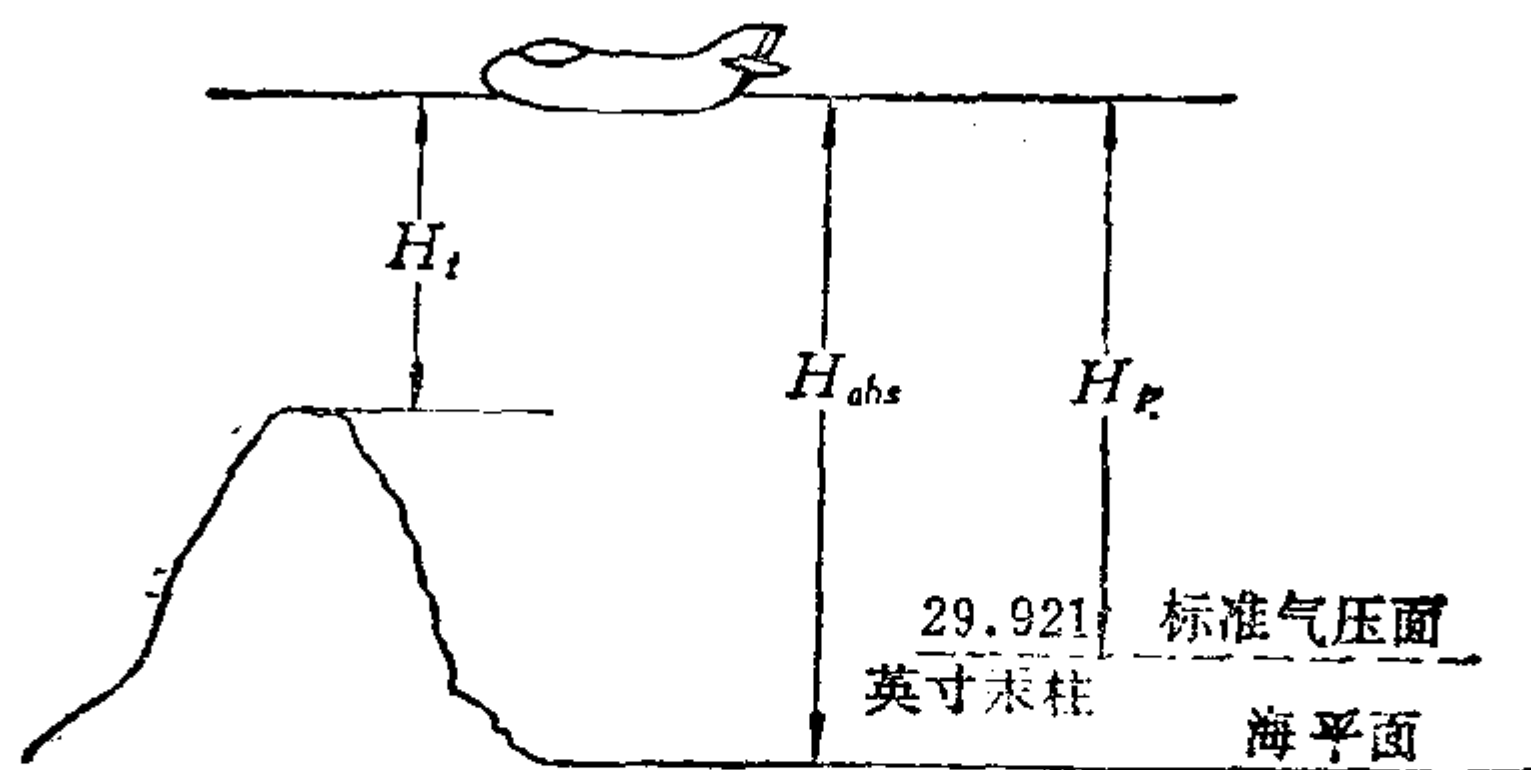


图1-5 高度测量的类型

2. 气压高度公式

由理想气态方程 (1-1) 和流体静力学方程 (1-2) 可推导出气压高度 H_p 。

$$\rho = \frac{M p_s}{R^* T} \quad (1-1)$$

$$dp_s = -\rho g dz \quad (1-2)$$

式中 ρ —— 气体密度 (空气);

M —— 平均空气分子重量 (假定为常数);

p_s —— 大气压力 (静压);

R^* —— 普适气态常数;

T —— 静止空气温度 (绝对温度);

g —— 重力加速度;

z —— 几何高度。

综合式 (1-1) 和式 (1-2)，得出

$$\frac{dp_s}{p_s} = -\frac{Mg}{R^* T} dz \quad (1-3)$$

式 (1-3) 中包括 z 、 g 、 T 三个参变量。在我们所关心的高度范

围内，重力加速度（ g ）可以认为是常数 g_0 （具有极小的误差）。而空气温度直接影响方程式的值，国际民航组织把它定义为高度的函数。根据上述定义，式（1-3）可以写成如下形式

$$\frac{dP_s}{P_s} = \frac{Mg_0}{R^*T'} dH_p \quad (1-4)$$

式中 g_0 ——标准海平面重力加速度（北纬 45 度）；
 T' ——ICAO 定义的静止空气温度（见图 1-4）；
 H_p ——气压高度（位势高度）。

当用式（1-4）求解 H_p 时，由于标准大气温度的不连续性，故有三个函数结论式。这三个结论式都是静压的函数，其计算结果与大气数据表格相符。

$$H_p = 145.442 \left[1 - \left(\frac{P_s}{29.9213} \right)^{0.18028} \right] \quad (1-5)$$

$$H_p < 36\,089$$

$$H_p = 36089 - 20806 \left[\ln \left(\frac{P_s}{6.68324} \right) \right] \quad (1-6)$$

$$36089 \leq H_p < 65617$$

$$H_p = 65617 - 710794 \left[1 - \left(\frac{P_s}{1.61673} \right)^{-0.029271} \right] \quad (1-7)$$

$$65617 \leq H_p < 104987$$

式中： H_p 的单位为英尺， P_s 的单位为英寸汞柱。

根据式（1-5）、式（1-6）、式（1-7）的计算，可得出图 1-6 的 P_s-H_p 的关系曲线。

图 1-4 和图 1-6 所示的“标准大气模型”代表了世界各地的平均情况。标准海平面的条件（ $P_s = 29.9213$ 英寸汞柱， $T = 15$ 摄氏度）是对北纬 45 度而言的，而实际情况极少符合标准条件，因此，测量的标准气压高度（ H_p ）不是海平面上方的实际高度。由于世界各国都采用 ICAO 大气模型，所以这种气压高度仍被使用。

由于基准面的气压不符合标准大气条件而引起的误差称为气压方法误差。气压方法误差的公式为