

內 部

飞 机

飞行試驗手冊

第 一 册



第三机械工业部第六二八研究所

一九七六年十月

V217-62
1001

飞 机 飞 行 试 验 手 册

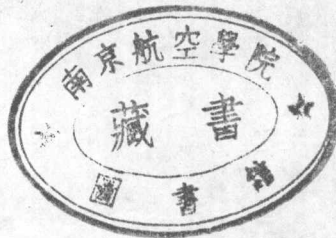
第一册 第一分册

飞机基本性能的测定

※飞机的速度、高度、大气静温、纵向过载的测定※



30245471



307438

前 言

飞机的飞行试验研究是发展航空技术的一个十分重要的组成部分。它既是探索航空未知领域的手段，又是新机研制的基础和投产的依据；此外，战术性能的研究、许多航空规范的制定、新技术、新方案的采用等亦都需要在真实的飞行条件下，通过飞行试验研究加以确定。因此，在航空技术的发展中，飞行试验是与研究、设计、生产、使用都相关联的一个重要的环节。

飞行试验可分为：研究性试飞(包括为特定目的的专题试飞)、新机定型试飞、战术和使用性能试飞以及生产验收试飞。

遵照毛主席关于“**要認真总结经验**”的教导，我们对十多年来在飞机飞行试验的经验和实施的方法进行了初步总结，以新机定型试飞和生产验收试飞为主要内容的部分飞行试验方法，作为我们和有关人员的参考之用。

由于编者水平所限，错误之处，请批评指正。本“手册”初稿完成于1971年，出版时虽作了部分修改，但内容尚不够完整，需待今后不断修改和补充。

第三机械工业部第630所编辑组

1974年12月31日

全 书 总 目 录

第 一 册

第一分册 飞机基本性能的测定

飞机的速度、高度、大气静温、纵向过载的测定

第二分册 基本飞行性能的测定

涡轮喷气发动机飞机最大平飞速度和爬升性能的测定及向标准
条件的换算

第三分册 航程续航时间

第 二 册

第一分册 阶跃操纵副翼和协调侧滑

第二分册 飞机飞行振动测量与飞机结构应力和载荷的飞行测量

第三分册 飞机操纵系统地面试验

第 三 册

飞行试验测试仪器及应用

目 录

符 号	(1)
第 一 章 标准大气	(2)
§ 1 大气的构造	(2)
§ 2 空气的某些物理性质	(2)
2.1 空气的热力学性质	(2)
2.2 空气的粘性	(6)
2.3 压缩性	(8)
§ 3 大气压力 P_H 与飞机飞行的几何高度 H_{j_h} 的关系	(8)
§ 4 标准大气	(9)
4.1 标准大气规定的目的	(9)
4.2 标准大气规定的内容	(9)
§ 5 高度的定义	(10)
第 二 章 飞机的飞行高度、速度和 M 数的确定	(12)
§ 1 空速及高度的测量原理	(12)
§ 2 几个速度的定义及其换算关系	(16)
§ 3 M 数的测定	(16)
§ 4 速度、高度的误差源	(17)
4.1 误差源	(17)
4.2 修正方法	(17)
§ 5 ΔH 、 ΔV 、 ΔP 、 ΔM 的关系	(17)
5.1 ΔH 与 ΔP 的关系	(17)
5.2 ΔV 与 ΔP 的关系	(18)
5.3 ΔM 与 ΔP 的关系	(19)
§ 6 由仪器记录值换算成真速 V 及 M 数	(19)
第 三 章 空速系统的延迟修正量	(21)
§ 1 空速系统延迟修正量的实验确定	(21)
§ 2 附录：确定空速系统延迟性的理论——实验方法	(27)
2.1 方法的原理	(27)
2.2 地面试验	(30)
2.3 飞行试验	(30)

2.4 延迟性的修正方法	(31)
第四章 空速系统的气动、激波修正量	(32)
§ 1 概 述	(32)
1.1 引起静压偏离真值的因素	(32)
1.2 空速管在飞机上安装位置的选择原则	(34)
1.3 空速管的气动补偿	(34)
§ 2 空速系统的飞行校准方法	(35)
2.1 雷达法	(35)
2.2 照相机法	(40)
2.3 照相截时法	(44)
§ 3 三种试飞方法的比较	(47)
§ 4 气动、激波修正量结果规律性的一般分析	(49)
4.1 空速管在机身头部的情况	(49)
4.2 空速管在机翼的情况	(49)
4.3 空速管在机头或机翼的共同特点	(49)
第五章 大气静温的测定	(51)
§ 1 大气静温的测量原理	(51)
§ 2 阻滞系数 γ 的飞行校准	(52)
§ 3 温度传感器迟滞系数的飞行确定	(52)
第六章 纵向过载的确定	(54)
§ 1 纵向过载 n_x 的测量原理	(54)
§ 2 用仪器的法向过载及倾斜角确定 n_x	(55)
§ 3 过载仪器安装的技术要求	(56)
附 录:	
一 标准大气表	(57)
二 空速表校准用的 q^*-V_{dz} 关系表	(58)
三 $M = f(V_{dz}, H_q)$ 关系曲线	(60)
四 $\delta V_{ys} = \varphi(V_{dz}, H_q, M)$ 曲线	(62)
五 $M - \frac{P^*}{P}$ 的关系表	(63)
六 $\Delta H - \Delta P - \Delta V$ 的连环图	(64)
七 $\frac{\delta P}{P} = f(M \cdot \delta M)$ 及 $\frac{\delta P}{P} = \varphi(\delta P, H_q)$ 曲线	(65)
八 1025型飞行算尺及其使用说明	(66)
九 各种单位换算系数表	(74)

符 号 表

P_H	大气静压
ρ_H	大气质量密度
T_H	大气静温
g	重力加速度
K	等熵指数
M	马赫数
a	音速
V	真速
V_z	指示速度
V_{dz}	地面指示速度
H_q	气压高度
H_{jh}	几何高度
q^*	总、静压之差
δV_{ys}	压缩性修正量
$\delta V_{aj}, \delta H_{aj}$	速度、高度的气动激波修正量
n_x, n_y	纵向、法向过载
$\Delta P, \Delta V, \Delta H, \Delta M$	压力、速度、高度、M数的修正量
角注	
○	标准海平面条件
*	总参数
bz(标准)、sj(实际)、yc(延迟)、b(仪表)、jix(机械)、lj(临界)、Pj(平均)、Cha(场温、场压)	

第一章 标准大气

§ 1 大气的构造

要真正地认识对象，就必须把握和研究它的一切方面，一切联系和«媒介»。在讲飞机试飞前，首先要了解大气。大气是围绕地球周围的一层空气。按温度特点可分为五层：

对流层 是和地面接触的一层。其高度在赤道约为16~18公里，在两极7~10公里。层内所包含空气质量占整个大气质量的四分之三左右。层内空气有上下方向的流动，有雷雨现象，温度随高度增加而下降。

平流层 空气占整个大气质量的四分之一左右。层内温度为常数，空气只有水平方向流动，无雷雨现象。

中间大气层 温度先随高度上升，后又下降。空气质量只占大气质量的三千分之一。

高温层 温度随高度而增加，到400公里可达1500~1600°K。高度在150公里以上，由于空气过于稀薄，听不到声音。

外层大气 400公里直至1500~1600公里。层内质量只占全部大气质量的 10^{-11} 。

各大气层的高度、压力及目前各种飞行器的飞行高度见图1.1。一般飞机在对流层和平流层内活动，其最高记录达39公里。我国1970年4月24日发射的第一颗人造地球卫星，距地球最近点439公里，最远点2384公里。

在对流层及平流层的某一高度上，大气的温度，压力、密度等主要参数，是随该地区的经纬度、季节、昼夜及天气情况而不同的，而且差距很大。以西安地区为例，从1931年到1952年的统计，一月份地面极端最高温度与极端最低温度相差达39°C。

§ 2 空气的某些物理性质

飞行器在大气中飞行，因而必须知道空气的性质、它和它以外事情的关联。本节所述的仅限于与试飞有关的那部分空气的性质。

2.1 空气的热力学性质：

空气的热力学性质主要是压力 P_H ，质量密度 ρ_H ，温度 T_H 。三者之间的关系可用气体状态方程（又称克拉勃龙方程）表示

$$P_H = \rho_H g R T_H = \gamma R T_H \quad (1.1)$$

式中 P_H 为公斤/米²， ρ_H 为公斤·秒²/米⁴， g 为米/秒²， T_H 为°K， γ 为公斤/米³（重量密度）

$$R = R_0 \frac{g}{g_0} = R_0 \left(1 + \frac{H}{\gamma_0} \right)^2$$

$R_0 = 29.2699$ 米/°K， g 及 g_0 为重力加速度。英制有时把 gR 合成一起，记为 R 。

(1.1)式适用于“完全气体”（即没有分子内聚力，且分子本身没有体积，分子完全弹

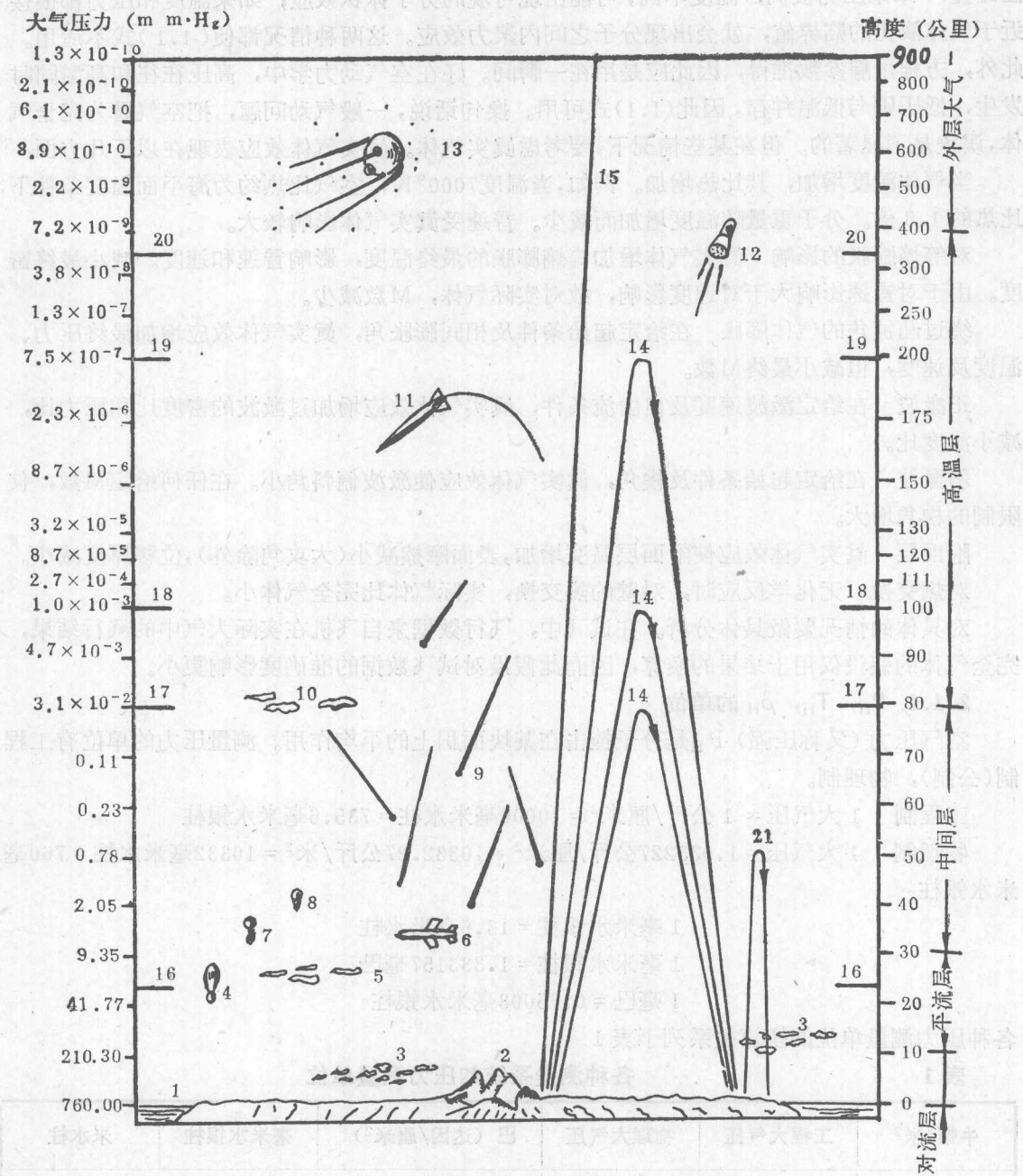


图1.1 大气构造图

- 1.海平面 2.珠穆朗玛峰(8848米) 3.卷云(8~12公里) 4.高空气球上升最大高度(22公里) 5.珍珠云(28~30公里) 6.现代飞机 7.无线电探空仪(30~32公里) 8.探测气球(36~40公里) 9.流星(开始燃烧100~160公里,燃尽高度40~60公里) 10.云光云(82公里) 11.火箭 12.宇宙飞船 13.人造卫星 14.各电离层反射的电波 15.穿出大气层电波 16.臭氧浓度最大层(22~25公里) 17.电离层D(60~80公里) 18.电离层D(100~120公里) 19.电离层F₁(180~220公里) 20.电离层F₂(300~350公里)

性碰撞),如果压力很高,温度不高,可能出现可观的分子体积效应;如果温度和压力都很接近于气体液化的临界值,就会出现分子之间内聚力效应。这两种情况都使(1.1)式不适用。此外,方程用静参数推得,因此应是用在一瞬间。好在空气动力学中,高压往往和高温同时发生,低压则与低温并存,因此(1.1)式可用。换句话说,一般气动问题,把空气看为完全气体,误差是不显著的。但在某些情况下,要考虑真实气体。真实气体效应表现在以下几方面:

当气体温度增加,其比热增加。例如,当温度7000°K,空气比热约为海平面温度条件下比热的1.5倍。分子重量随温度增加而减少。音速受真实气体影响较大。

对等熵膨胀的影响 真实气体增加等熵膨胀的最终温度,影响音速和速度。减小最终密度。由于对音速影响大于对速度影响,故对实际气体, M数减少。

绕过凸钝角的气体膨胀 在给定起始条件及相同膨胀角,真实气体效应增加最终压力、温度及速度,但减小最终M数。

正激波 在给定激波速度及自由流条件,真实气体效应增加过激波的密度比和压力比,减小温度比。

斜激波 在给定起始条件及楔角,真实气体效应使激波偏斜角小。在任何给定M数,使限制的楔角增大。

附面层 真实气体效应使附面层温度增加,表面摩擦减小(大攻角除外),位移厚度减小。

对热交换 无化学反应时,对壁的热交换,实际气体比完全气体小。

对具体的情况要做具体分析。在试飞中,飞行数据来自飞机在实际大气中的飞行结果,完全气体的假设仅用于结果的换算,因而此假设对试飞数据的准确度影响更小。

2.1.1 P_H , T_H , ρ_H 的单位

空气压力(又称压强) P_H 是分子撞击在某块面积上的平均作用。测量压力的单位有工程制(公制),物理制。

工程制 1 大气压 = 1 公斤/厘米² = 10000 毫米水柱 = 735.6 毫米水银柱

物理制 1 大气压 = 1.033227 公斤/厘米² = 10332.27 公斤/米² = 10332 毫米水柱 = 760 毫米水银柱

1 毫米水银柱 = 13.6 毫米水柱

1 毫米水银柱 = 1.333157 毫巴

1 毫巴 = 0.75008 毫米水银柱

各种压力测量单位的换算关系列于表 1

表 1 各种测量系统的压力测量单位

牛顿/米 ²	工程大气压	物理大气压	巴 (达因/厘米 ²)	毫米水银柱	米水柱
1	1.02×10^{-5}	9.87×10^{-6}	10^{-5}	7.5×10^{-3}	1.02×10^{-4}
9.81×10^4	1	0.968	9.81×10^{-1}	735.6	10
1.01×10^5	1.03	1	1.01	760	10.3
10^5	1.02	9.87×10^{-1}	1	7.5×10^2	10.2
133	1.36×10^{-3}	1.32×10^{-3}	1.33×10^{-3}	1	1.36×10^{-2}
9.81×10^3	0.1	9.68×10^{-2}	9.81×10^{-2}	73.6	1

温度是分子运动的平均动能的一种量度。目前，量度的标准(温标)有四种：摄氏温标°C (Celsius)，华氏温标°F (Fahrenheit)，兰氏温标°R (Rankine)，绝对温标°K (Kelvin)。我国常用摄氏及绝对温标。

绝对温标 在压力760毫米水银柱下，冰的溶点的绝对温度，取为 $T = 273.16^\circ\text{K}$ ，绝对温标与摄氏温标关系为：

$$T^\circ\text{K} = 273.16 + t^\circ\text{C} \quad (1.2)$$

几种温标的换算关系：

$$0^\circ\text{K} = -273.16^\circ\text{C} = 0^\circ\text{R} = -459.67^\circ\text{F}$$

$$^\circ\text{F} = ^\circ\text{C} \times \frac{9}{5} + 32^\circ$$

$$^\circ\text{C} = \frac{5}{9} (^\circ\text{F} - 32^\circ)$$

2.1.2 重力加速度 g

重力加速度随高度按反平方定律变化

$$g = g_0 \left(\frac{r_0}{r_0 + H} \right)^2 \quad (1.3)$$

式中，地球半径 $r_0 = 6371210$ 米 (20.9×10^6 呎)。 $g_0 = 9.80665$ 米/秒² ≈ 9.81 米/秒² 为北纬 $45^\circ 32' 40''$ $H = 0$ 的 g 值。

当 $H < 30480$ (10^5 呎)，假设 $g = g_0$ 是合适的，但在计算密度及压力随高度变化时，在接近 30480 米处，带来 2% 的误差。

重力加速度随纬度、高度变化的另一关系式为

$$g = g_0 (1 - 0.002644 \cos 2\varphi) (1 - 0.000000314 h) \dots\dots\dots (1.4)$$

式中 $g_0 = 980.616$ 厘米/秒² ($H_0 = 0$, $\varphi = 45^\circ$ 的 g)， φ 为地球纬度(度)， h 为高度(米)。

2.1.3 空气的密度

空气的密度可用比容 v 、重度 γ 或质量密度 ρ_H 来表示。1 公斤空气所占有的体积，称为空气的比容 v (米³/公斤)。1 立方公尺空气的重量，称空气的重度 γ 。1 立方公尺中空气的质量，称为空气的质量密度 ρ 。其关系如下：

$$\gamma = \frac{1}{v} \text{ 公斤/米}^3$$

$$\rho_H = \frac{\gamma}{g} \text{ 公斤} \cdot \text{秒}^2 / \text{米}^4 = 0.01903 \frac{\gamma}{g} \text{ 斯拉格/呎}^3 \dots\dots\dots (1.5)$$

各种密度单位的换算关系见表 2

有时用相对密度

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$$

表2 密度单位的换算

磅/呎 ³	公斤/升 (克/厘米 ³)	磅/吋 ³	公斤/米 ³	公斤·秒 ² /米 ⁴
1	0.016	0.000576	16	1.632
62.43	1	0.036	1000	102
1728	27.68	1	27680	2823.36
0.0624	0.001	0.000036	1	0.102
0.612	0.0098	0.00035	9.81	1

$$\begin{aligned} \rho_0 &= 0.12492 \text{ 公斤} \cdot \text{秒}^2 / \text{米}^4 \approx 0.125 \text{ 公斤} \cdot \text{秒}^2 / \text{米}^4 \text{ (公制)} \\ &= 0.001225 \text{ 克} / \text{厘米}^3 \text{ (c.g.s 制)} \\ &= 0.0023769 \text{ 磅} \cdot \text{秒} / \text{呎}^4 \text{ (英制)} \end{aligned}$$

据 (1.1) 及 (1.6) 式易得

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} = 0.3793 \frac{P_H}{T_H} \quad (1.6)$$

式中 P_H 为毫米水银柱, T_H 为 $^{\circ}\text{K}$ 。

2.1.4 空气的比热和等熵* 指数 K

空气的定压比热 C_p 、定容比热 C_v 及等熵指数 K 有如下关系

$$K = \frac{C_p}{C_v} \quad (1.7)$$

一般取空气的 $K = 1.4$ 。应该指出, 这只能用于温度不超过 350°K , 压力 $P < 15$ 大气压的流动。当温度再高, K 值就不是 1.4, K 值随温度及压力的变化参见表三。

在 $M \geq 2.2$ 后, 温度高于 350°K , 由总压、静压算 M 数时, 须考虑驻点温度增高引起的比热 K 的变化修正。

2.2 空气的粘性

实践是检验真理性的标准。无数的实验和分子物理学证明, 单位面积上的摩擦力 (摩擦应力) 和当地的速度对空间的变化率成正比, 即

$$\tau = \mu \frac{\partial v}{\partial n} \quad (1.8)$$

* 熵 S 的概念来自热力学第二定律, 其定义为

$$ds = \frac{dq}{T}$$

式中 dq 为加给 1 公斤气体的热量 (大卡)。T 为温度。熵表示热能的利用率。静止气体, 绝热往往就等熵。对流动气体, 只有无粘性不传热, 绝热才与等熵并存。仅是与外界无热交往, 但气体微团之间有热交往。仍然不等熵。

表 3

干空气K值随压力、温度的变化

K 值 T(°K)	大气压力						
	0.01	0.1	0.4	0.7	1.0	4	10
50	1.4048						
100	1.4016	1.4038	1.4108	1.4182			
150	1.4014	1.4022	1.4049	1.4076	1.4102	1.4393	1.5084
200	1.4013	1.4017	1.4030	1.4043	1.4057	1.4197	1.4489
250	1.4009	1.4011	1.4020	1.4028	1.4036	1.4118	1.4284
300	1.40	1.4001	1.4006	1.4012	1.4017	1.4070	1.4177
350	1.3981	1.3982	1.3985	1.3989	1.3993	1.4030	1.4104
400	1.3952	1.3953	1.3956	1.3958	1.3961	1.3987	1.4041
450	1.3913	1.3914	1.3916	1.3918	1.3920	1.3940	1.3979
500	1.3866	1.3867	1.3868	1.3887	1.3871	1.3887	1.3918
550	1.3813	1.3814	1.3815	1.3817	1.3818	1.3830	1.3854
600	1.3757	1.3758	1.3758	1.3759	1.376	1.3770	1.3788
650	1.370	1.370	1.3701	1.3702	1.3702	1.3710	1.3726
700	1.3643	1.3644	1.3644	1.3645	1.3646	1.3652	1.3664
750	1.3589	1.3589	1.3589	1.3590	1.3591	1.3596	1.3606
800	1.3537	1.3537	1.3537	1.3538	1.3538	1.3542	1.3550
1000	1.336	1.336	1.336	1.336	1.336	1.336	1.3364
1100	1.329	1.329	1.329	1.329	1.329	1.329	1.3288
1200	1.322	1.322	1.322	1.322	1.322	1.322	1.3221
1300	1.316	1.316	1.316	1.316	1.316	1.316	1.3156
1400	1.310	1.310	1.310	1.310	1.310	1.310	1.3098
1500	1.304	1.304	1.304	1.304	1.304	1.304	1.3043
2000	1.243	1.266	1.272	1.273	1.274	1.277	1.278
2100	1.223	1.254	1.263	1.265	1.267	1.271	1.272

其比例系数记为 μ ，称为动力粘性系数。而上式称为牛顿粘性定律。

在出现惯性力之处，用运动粘性系数 ν

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (1.9)$$

由 (1.8)、(1.9) 式可知， μ 及 ν 的工程单位分别为公斤·秒/米² 及米²/秒。

用 c.g.s 制， μ 及 ν 的单位为

$[\mu] = 1$ 克(质量)/厘米·秒

$= 1$ 达因·秒/厘米² = 1 泊

$[\nu] = 1$ 厘米²/秒 = 1 斯

* 达因的定义是，使一克质量发生 1 厘米/秒² 加速度之力。

μ 取决于物性及温度,基本上与压力无关。由分子运动理论得出

$$\mu = 0.499 \rho c l$$

式中 ρ 为气体密度。 c 为气体分子作微观运动的平均速度,表现为温度。 l 为分子的平均自由行程。由许多实验数据逼近出的萨特兰公式为:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{3/2} \cdot \frac{T_0 + S}{T_H + S} \quad (1.10)$$

式中, μ_0 是 $T = 273.16^\circ\text{K}$ 的 μ 值, $\mu_0 = 1.712 \times 10^{-6}$ 公斤·秒/米², S 是常数, $S = 122^\circ\text{K}$ 。工程上觉得 (1.10) 麻烦,常用下面近似公式

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^n \quad (1.11)$$

式中 $n = 0.76$ (当 $T_H = 300 \sim 400^\circ\text{K}$)

$n = 0.65$ (当 $T_H = 600 \sim 700^\circ\text{K}$)

$T_0 = 273.16^\circ\text{K}$

2.3 压缩性

在高速流中, ρ 是变数, 出现压缩性。压缩性的程度由马氏数 M 来衡量。

$$M = \frac{V}{a}$$

式中 V 为飞行真速。 a 为音速。

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{K \frac{P_H}{\rho_H}} = \sqrt{KgRT_H} \quad (1.12)$$

当 $K = 1.4$, $a = 20.0463 \sqrt{T_H}$ 米/秒

$$= 72.21 \sqrt{T_H} \text{ 公里/小时} \quad (1.12)_a$$

当 $t = 15^\circ\text{C}$, $a_0 = 340.28$ 米/秒时

$$\frac{a}{a_0} = \left(\frac{T_H}{T_0} \right)^{1/2} \quad (1.13)$$

一般的气体流动问题, 当 $M \leq 0.4$ 时**为“不可压”, 把密度视为常数。当 $M > 0.4$, 空气有压缩性, ρ 为变数。

§ 3 大气压力 P_H 与飞机飞行的几何高度 H_{jh} 的关系

取大气中一个基本空气体积 $F dH$ (如图 1.2), 其平衡条件为

$$F \cdot \rho g dH + F dp = 0$$

故

$$\frac{dp}{dH} = -\rho g = -\gamma \quad (1.14)$$

* 有些资料中取 S 为 110°K 或 120°K

** 有些资料中取 $M < 0.6$ 为“不可压”

此方程称为大气静力学方程式。将(1.1)代入上式

$$\frac{dp}{dH} = -\frac{P_H}{R T_H} \quad (1.15)$$

如果由飞行中求得大气温度随压力 P_H 的规律 $T_H = f(P_H)$ ，则按(1.15)式积分，可得几何高度 H_{jh}

$$H_{jh} = R \int_{P_H}^{P_{cha}} \frac{f(P)}{P_H} dp \quad (1.16)$$

式中 H_{jh} 为几何高度，即由地面到飞机飞行高度上的垂直几何距离。 P_{cha} 为场压， P_H 为该高度上的压力。

如果在飞行中确定温度 T_H 随几何高度 H_{jh} 的函数关系，则按(1.15)可得

$$P_H = P_{cha} \cdot e^{-\int \frac{dH_{jh}}{R \cdot f(H_{jh})}} \quad (1.17)$$

(1.16) 及 (1.17) 式是用气压法确定气动与激波修正量的基本关系式。

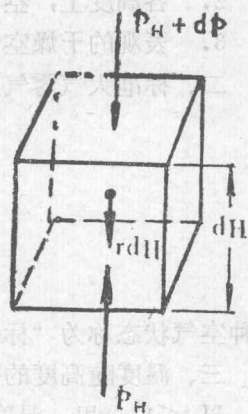


图1.2 作用于基本体积上空气的力

§ 4 = 标准大气

4.1 标准大气规定的目的

如 § 1 所述，大气参数时刻在变化着。而飞机的气动力特性和航空发动机的工作特性受大气的压力、温度影响很大，即使是同一架飞机的飞行性能也因大气状况不同而不同，一般冬天飞机的性能比夏天好。这是由于大气温度对发动机推力的影响所致。

有比较才能鉴别。人们为了比较各种飞机以及同一飞机在不同季节或飞行日的飞行性能，及刻高度表时所需的气压标准，都需要制定一个大气参数随高度变化规律保持不变的假想的标准，即所谓标准大气。

标准大气虽是假想的，但不是任意的，应该是科学的抽象。制定的标准大气，应该使得换算到标准大气条件下的飞机性能与在通常大气条件下飞行的飞机性能差别不大，这样使用才方便。

目前主要有三种标准大气，即国际标准大气 (ICAO)，苏联标准大气 (CA)，美国标准大气 (NACA)。西欧主要资本主义国家皆用 ICAO 标准大气。矛盾的普遍性即寓于特殊性之中。所有这些标准大气，都是根据多年观察北纬 $40 \sim 50^\circ$ 区域内，各高度的气压、温度的年平均值的结果，加以“模型化”而制定的。在此纬度范围规定标准大气，主要是考虑到航空较发达的国家皆在此纬度范围内，这样规定符合多数国家的气象状况。

我国位于北纬 $3^\circ \sim 54^\circ$ ，似乎把标准大气定在 35° 左右的黄河流域更适合国情。但基于历史原因，并考虑到与国际标准大气的纬度差别不大，故无重新规定之必要。

4.2 标准大气规定的內容

一、基本假设

1. 在所有高度上，空气皆是干燥的，相对湿度为零。

2. 各高度上, 空气的组成成份相同。

3. 表观的干燥空气分子重量 $M = 28.966$ 克/克分子, 且不随高度而变。

二、标准大气零气压高度状况的规定

$$p_0 = 760 \text{ 毫米水银柱 (29.921 吋水银柱)}$$

$$t_0 = +15^\circ\text{C}, T^\circ\text{K} = 273.16 + 15 = 288.16^\circ\text{K}$$

$$\rho_0 = 0.124966 \approx 0.125 \text{ 公斤} \cdot \text{秒}^2 / \text{米}^4$$

$$a_0 = 340.28 \text{ 米/秒}$$

$$\gamma_0 = 1.2255 \text{ 公斤/米}^3$$

这种空气状态称为“标准海平面条件”或“标准零度状态”或“正常状态”。

三、温度随高度的变化

$H_a < 11$ 公里, 温度随高度增加而减小, 变化率

$$\beta = \frac{dT_H}{dH_a} = -0.0065 \text{ 度/米} \quad (1.18)$$

某气压高度 H_a 的温度为

$$t_H = 15^\circ\text{C} - 0.0065 H_a (^\circ\text{C})$$

$$T_H = T_0 - \beta \cdot H_a (^\circ\text{K}) \quad (1.19)$$

式中 H_a 为米。

$$H_a = 11 \text{ 公里}, t_{H=11} = -56.5^\circ\text{C}$$

$$H_a = 11 \sim 25 \text{ 公里}, t_H \text{ 保持 } -56.5^\circ\text{C} \text{ 不变}$$

四、空气遵守完全气体状态方程(1.1)式。干燥空气气体常数 $R = 29.2746$ 公斤·公尺/公斤·度。重力加速度 $g_0 = 9.80665$ 米/秒², 并随高度变化(见附录一)。

五、压力、密度随高度的变化

当 $H_a \leq 11$ 公里, 由(1.15)有

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT} \quad (1.15)_a$$

将(1.19)代入上式并积分, 经整理得

$$\frac{P_H}{P_0} = \left(1 - \frac{H_a}{44332.3}\right)^{5.2561} = \left(\frac{T_H}{T_0}\right)^{5.2561} \quad (1.20)$$

$$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{P_H}{P_0} \cdot \frac{T_0}{T} = \left(1 - \frac{H_a}{44332.3}\right)^{4.2561} \quad (1.21)$$

当 $11 \text{ 公里} \leq H_a \leq 25 \text{ 公里}$, $T_H = 216.66^\circ\text{K}$, 由(1.15)_a有

$$\frac{P_H}{P_{11}} = \frac{\rho_H}{\rho_{11}} = \frac{\Delta}{\Delta_{11}} = e^{-\frac{H_a - 1100}{6341.638}} \quad (1.22)$$

上三式中的 H_a 为米。以上规定的表格形式“标准大气表”见附表一。详见《飞行试验辅助图表》。

§ 5 高度的定义

在标准大气中, P_H 、 ρ_H 、 T_H 与 H_a 单值对应。现在又由一般到特殊。在实际大气中, 某

高度的大气参数与标准大气同一高度的数值不同。而飞机的性能取决于 P_H 、 ρ_H 、 T_H ，而不取决于实际高度，因此为了研究矛盾的特殊性，有必要规定以下高度定义。

1. 气压高度(又称压力高度) H_q 是根据实际试飞中所测得的压力，由标准大气表查得的高度。飞机的高度表就是按标准大气表 P_H 与 H_q 的对应关系来刻的。因此，气压高度在试飞中最常用，特别是涡轮喷气飞机的性能换算用它方便。

2. 密度高度 H_d 是根据实际试飞所测得(或算得)的空气密度，由标准大气表查得的高度。由于实测密度比实测压力、温度难些，故很少用。但对螺旋桨飞机的性能换算，它却是常用的参数。

3. 温度高度 H_T 是根据实际试飞测得的大气静温，由标准大气表查得的高度。当 $H_q = 11$ 公里，温度不确定。当温度低于 -56.5°C ， H_T 失去意义。因此， H_T 的使用限于11公里以下。

4. 几何高度 $H_{j,h}$ (又称实际高度) 是飞机距地球表面的真实高度。 $H_{j,h}$ 通常用雷达照相经纬仪或地对空(空对地)的照相而得。在空速系统及无线电高度表的校准，测定起飞着陆、爬升率等常用。

5. 标准高度 是该高度的压力、温度、密度与标准大气表中的规定完全相同。实际的飞行很难遇到这种巧合。因此，性能换算常用“压力高度法”、“温度高度”法“密度高度”法。有时加上“等”字(如“等气压高度”法等)，其意义也同。所谓“等气压高度”法，即认为气压高度为标准高度(P_H 不变)，须对非标准的温度(或密度)进行修正。事实上，仅需对 T_H 或 ρ_H 其中之一进行修正，因为状态方程中，知其二参数，另一参数则定。用“密度高度”法及“温度高度”法也类同。

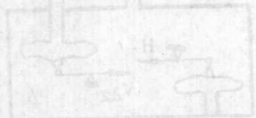


图 1.4 气压高度、密度高度、几何高度

不同的高度量度，其数值是不同的。例如，在标准大气中，当 $H_q = 10$ 公里时， $H_d = 10$ 公里， $H_{j,h} = 10$ 公里。但在非标准大气中， $H_q = 10$ 公里时， H_d 和 $H_{j,h}$ 的值是不同的。

(1.5)

$$V_{Hq} = \frac{P_H}{\rho_H} = P_H - \rho_H = P_H$$

因此，当 $H_q = 10$ 公里时， $H_d = 10$ 公里， $H_{j,h} = 10$ 公里。但在非标准大气中， $H_q = 10$ 公里时， H_d 和 $H_{j,h}$ 的值是不同的。

当 $H_q = 10$ 公里时， H_d 和 $H_{j,h}$ 的值是不同的。这是因为，在非标准大气中，空气的密度和温度与标准大气不同，导致气压高度、密度高度和几何高度之间的关系发生变化。

由(1.5)式可知，当 $H_q = 10$ 公里时， $H_d = 10$ 公里， $H_{j,h} = 10$ 公里。但在非标准大气中， $H_q = 10$ 公里时， H_d 和 $H_{j,h}$ 的值是不同的。

$$\left(\frac{P_H}{\rho_H}\right)_{H_q} = \frac{P_H}{\rho_H} = P_H$$

因此，当 $H_q = 10$ 公里时， $H_d = 10$ 公里， $H_{j,h} = 10$ 公里。但在非标准大气中， $H_q = 10$ 公里时， H_d 和 $H_{j,h}$ 的值是不同的。