



导弹空气动力学

Missile Aerodynamics

苗瑞生 居贤铭 吴甲生 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press

主要符号表

a	声速;系数	I	旋涡强度;冲量
A	面积;系数	J	热功当量
b	翼弦;系数	k	系数
b_A	平均气动弦	k_T	气流阻滞系数
c	翼型厚度;系数	K	升阻比
c_f	摩阻系数	Kn	克努森数
c_F	吸力系数	l	翼展;特征尺寸;分子平均自由程
c_p	压力系数		
c_x	轴向力系数	l_k	外露翼展
c_y	法向力系数	L	长度
c_z	横向力系数	m	质量;系数
c_{xm}	阻力系数	m_x	滚转力矩系数
$c_{y\alpha}$	升力系数	m_y	偏航力矩系数
$c_{z\alpha}$	侧向力系数	m_z	俯仰力矩系数
C_p	比定压热容	M	力矩
C_v	比定容热容	Ma	马赫数
D	直径;特征尺寸	n	过载;舵相对效率
e	比内能	Nu	努塞尔数
E	物理量;弹性模量	p	压强
f	质量力;翼型弯度;函数	P	推力
f_c	频率	Pr	普朗特数
F	力;函数;面积	q	热量;动压
Fr	弗劳德数	Q	体积流量
h	比焓	R	气体常数;合力
H	总焓;高度	Re	雷诺数

s	比熵	ρ	密度
S	面积	σ	面积; 湍流度; 系数
Sr	斯特劳哈尔数	τ	摩擦应力; 翼型后缘角
St	斯坦顿数	ϕ	速度位; 安装角
t	时间; 摄氏温度	χ	后掠角
T	绝对温度; 周期	ψ	流函数; 上反角
U	流速	ω	角速度
V, v	体积; 速度	下标:	
W	功; 加速度; 复位函数	o	气流滞止参数; 原点; 初始值
u, v, w	速度分量	a	喷管出口气流参数; 副翼参数
x, y, z	直角坐标	av	平均值
X, Y, Z	空气动力分量	b	底部
x_F	焦点坐标	B	弹身
x_p	压力中心坐标	c	圆柱部
x_m	质心坐标	cr	临界状态参数
α	攻角; 热交换系数	e	边界参数
β	侧滑角; 激波倾斜角	l	下表面; 层流
γ	滚转角; 热容比	max	最大值
Γ	速度环量	min	最小值
δ	附面层厚度; 舵偏角	n	法向; 头部
ϵ	气流下洗角	opt	最优值
ζ	Z向坐标; 系数	r	舵面
η	Y向坐标; 根梢比; 收缩比; 系数	s	侧面
θ	倾斜角	sec	剖面
κ	热传导率; 升力比	t	湍流; 转换; 尾部
λ	速度系数; 展弦比; 长径比	T	尾翼
μ	动力粘性系数; 马赫角; 相对质量	u	上表面
ν	运动粘性系数; 系数	w	壁面; 波
ξ	X向坐标; 系数	W	弹翼
Π	位能	∞	未扰动气流参数
		x, y, z	沿 x, y, z 方向的分量
		τ	切向

第 1 章 基本知识

§ 1.1 空气动力学的对象和任务

1.1.1 流体力学与空气动力学

空气动力学是现代流体力学的一个组成部分,主要研究飞行器或其他物体在空气中运动时的气流参数变化规律和相互作用力、力矩以及气动引起的热效应等。空气动力学是发展航空、航天飞行器和兵器的重要技术基础之一。

流体力学是研究流体平衡与运动规律的科学。流体的分子结构与固体的分子结构有所不同,固体在宏观上一般有比较固定的形状和体积。固体中的分子间作用力比较强,所以固体的分子只能在各自的平衡位置做微幅振动。当有外力作用在固体上时,将发生微小的变形,同时在其内部产生抵抗变形的应力。当达到平衡状态时,就不再进一步变形了。流体则不然,其内部的分子无固定的平衡位置,分子间的作用力也较弱,因而流体宏观的形状不能维持不变。流体在静止时不能承受任何切向力,不论这个切向力多么小,都能使流体发生切向变形运动,其变形率与切向力的大小成正比,流体的这种性质称为易流性。

流体通常可分为液体和气体。液体分子间的作用力已不能保持分子在固定的位置上,但还能保持分子不分散离开,因而仍具有一定的体积,不容易压缩。所以我们研究液体的运动时一般不考虑可压缩性,并把液体称为不可压缩流体。

气体分子间的作用力非常弱,因而分子可相互离散而自由运动。气体在宏观上没有固定的形状和大小,很容易压缩或膨胀。

当研究气体的运动时,一般应考虑可压缩性,并考察流动速度的大小。如果气体流动速度很低,虽然流动中伴有压缩或膨胀,但其变化量很小,可以忽略不计,即可作为不可压缩流体来处理,这时关于液体运动的一些规律可直接应用到气体中来。如果气流速度进一步提高,特别是达到可以同声速相比的程度时,气体的可压缩性将发生显著的变化,这时气体必须作为可压缩流体来对待。

1.1.2 研究流体与空气运动的方法

研究流体与空气运动问题,首先要求出流场中的速度、压强、密度和温度的分布。为此要应用一些基本的物理定律,建立起把上述气流参量变化联系在一起的微分方程,然后联立求解。这些定律主要包括:质量守恒定律,牛顿第一定律、第二定律,热力学第一定律、第二定律等。求解微分方程组并不是一件容易的工作,以前为了得到解析解,往往不得不采取一些简化假定,例如假设流动是无粘的、定常的、无旋的、等熵的、一维的、轴对称的等等。20世纪60年代以来,计算机科学与技术的发展,为空气动力学数值计算提供了有力手段。在直接由空气动力学基本方程出发进行数值求解,或只做较小幅度的简化后求解的研究工作方面,取得了很大进展。

除理论和数值计算外,实验研究也是非常重要的。对于更接近实际现象的复杂情况,理论计算仍然难以将所有变化因素全部加以考虑,为了提供满足工程需要的大量数据还必须进行实验。空气动力学的实验研究设备主要是风洞、空气动力天平和其他多种测试仪器。此外,还可通过飞行实验来检验空气动力学理论计算和风洞实验结果的精确程度和适用范围。理论计算、风洞实验和飞行实验是空气动力学的三种研究手段。

当前空气动力学发展的特点是:第一,计算速度达几十亿次每秒的超级电子计算机的使用,使空气动力学数值计算逐步与风洞实验并驾齐驱,在飞行器设计和基本流动现象的研究中发挥着越来越大的作用。第二,应用精细的流动显示技术和计算机,综合研

究湍流结构、边界层转捩、分离流、涡旋运动、高焓表面催化和非平衡流等复杂流动现象,取得了很大进展。第三,风洞实验、数值计算和飞行实验三种研究手段的综合应用,促进了高性能飞行器的发展。第四,空气动力学与其他学科和技术(电子、控制、材料、结构、仿生、隐身等)的互相渗透,互相结合,形成了各种新的边缘科学和综合技术,在国民经济和国防建设中不断做出新的贡献。

1.1.3 空气动力学的主要任务

对于在空气中运动的飞行器,选择物体的有利外形和确定作用在物体上的气动力、力矩和热效应是空气动力学的主要任务。实际上这是一个很复杂的问题,它取决于飞行器的类型、几何形状、飞行姿态、速度大小等。特别是随着飞行速度的提高,飞行器的外形需要做相应的发展变化。图 1-1 给出了飞机的外形与航程和马赫数(飞行速度与声速之比)的关系。这里展示了 4 种典型的

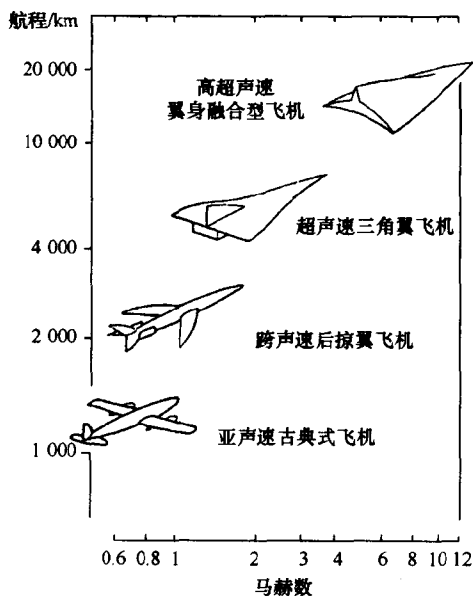


图 1-1 飞机外形变化与航程和马赫数的关系

外形:亚声速古典式飞机;跨声速后掠翼飞机;超声速三角翼飞机;高超声速翼身融合型飞机。

导弹和飞机都属于在空气中运动的飞行器,但是在以下3个方面存在差别(见图1-2和表1-1):

(1) 设计目标不同。飞机是多次使用的载人飞行器,所以更加重视高的工作效率、经济性和安全性。需要的空气动力数据在范围上有所局限,但在精度上要求较高。飞机起降时要有增升装置,其机动过载限制在正常人乘坐所能承受的水平上。而导弹是一次性使用武器,它不特别强调经济性,而更加重视快速机动能力。由于导弹是无人驾驶飞行器,纵向和横向过载大小可不受人为限制。其控制系统要求简单有效,不需要像飞机那样为机翼的变后掠和襟翼的开闭等花费精力。而对于导弹需要给出较大攻角、滚转角和马赫数范围内的空气动力数据。

(2) 飞行条件不同。飞机最大速度一般限于2倍~3倍声速以下,最大法向过载为 $2g$ 左右,攻角和侧滑角都很小。而导弹武器飞行速度变化范围宽阔,有的一次可由亚声速开始,一直增大到几倍乃至几十倍声速,不同类型的导弹最大法向过载 $2g \sim 50g$ 以上,飞行中可以连续滚转,离地面的高度可达几百乃至几千千米。

(3) 气动外形不同。飞机一般采用能产生较大升力和较小诱导阻力的大展弦比机翼和正常式布局;导弹则采用小展弦比十字翼—细长弹身—十字型舵面布局,能在任何方向迅速产生机动飞行所需要的法向力。因而导弹和飞机在应用空气动力学时,所

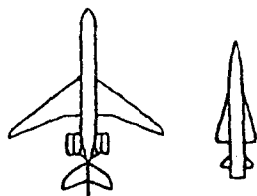


图1-2 飞机和导弹气动力主要差别

表 1-1 飞机与导弹的区别

飞 机	导 弹
大展弦比机翼—面对称布局	小展弦比弹翼—轴对称布局
在一定速度下的经济巡航	在较宽速度范围内的机动飞行
需要有限范围内的精确气动数据	需要较宽范围内的气动数据
最大法向过载约为 2g	最大法向过载 2g~50g

采取的假设和简化条件也有一定差别。

§ 1.2 气体的物理性质

1.2.1 热力学参量与状态方程

1. 状态方程

压强、密度、温度是代表气体热力学状态的基本参量。它们并不是完全独立的,存在着联系这 3 个量的关系式,叫做气体状态方程。理想气体状态方程为

$$p = \rho RT \quad (1-2-1)$$

式中 R ——气体常数(J/kg·K);

p ——压强(Pa);

ρ ——密度(kg/m³);

T ——热力学温度(K)。

2. 内能

单位质量理想气体的内能为

$$e = C_v T = \frac{RT}{\gamma - 1} = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} \quad (1-2-2)$$

式中 e ——比内能(J/kg);

C_v ——比定容热容(J/kg·K);

γ ——热容比($\gamma = C_p/C_v$);

R ——气体常数;

C_p ——定压比热容(J/kg·K)。

由热力学得到

$$R = C_p - C_v, C_v = \frac{R}{\gamma - 1}, C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$$

对于空气,当 $T < 450\text{K}$ 时, $C_p = 1000\text{J/kg} \cdot \text{K}$, $C_v = 713\text{J/kg} \cdot \text{K}$, $R = 287\text{J/kg} \cdot \text{K}$, $\gamma = 1.4$ 。

3. 热焓

单位质量气体的热焓为

$$h = e + \frac{p}{\rho} = \frac{\gamma RT}{(\gamma - 1)} = \frac{\gamma p}{(\gamma - 1)\rho} \quad (1-2-3)$$

式中 h ——比焓(J/kg)。

4. 熵

气体在一个状态变化过程中,将与外界发生热量和机械功的交换。单位质量气体按温度平均得到的热量等于其熵的增量 $ds = \frac{dq}{T}$ 。根据热力学第一定律,系统在状态变化过程中得到的热量,一部分转化为内能增量,另一部分用于对外界做功,总能量保持守恒。对于单位质量气体,热力学第一定律表为

$$dq = de + pd\left(\frac{1}{\rho}\right) \text{ 或 } dq = dh - \frac{dp}{\rho}$$

将上式除以温度 T ,经过变换和积分可得到比焓

$$s = s_0 + C_v \ln\left(\frac{p}{\rho^\gamma}\right) \quad (1-2-4)$$

根据热力学第二定律,在一个绝热过程中,系统的总熵值或守恒,或增大,而不能减少。由于同外界没有热量的传递,这时热量惟一可能的来源是由内摩擦、涡流、冲击等引起的机械能损失转化成的热量。这时有 $ds \geq 0$ 。如果没有机械能损失,则 $ds = 0$,即系统的熵值不变,称为等熵过程或可逆绝热过程,这时气体的状态变化可沿同一路径而返回初始状态。

对于等熵过程有

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{const} \quad (1-2-5)$$

1.2.2 可压缩性与扰动的传播

1. 可压缩性与弹性

当压强或温度发生变化时,气体的体积和密度也将随着变化,这种性质称为可压缩性。一旦外界条件复原,气体将向原来的状态变化,这种性质叫做弹性。弹性的大小可用弹性模量 E 来表示,它定义为压强变化量与密度(或体积)的相对变化率之比。

$$E = \rho \frac{dp}{d\rho} \quad (1-2-6)$$

2. 弱扰动在气流中的传播

弱扰动在弹性介质中传播的速度即声速 a , 而 $a^2 = \frac{dp}{d\rho}$, 得到 $E = \rho a^2$ 。

对于不可压缩流体, $a = \infty$, 弹性模量为无穷大。对于气体, 可压缩性显著, 弹性模量为有限值。气体在等熵流动中有式(1-2-5), 因而有

$$\frac{dp}{d\rho} = \frac{\gamma p}{\rho}$$

和 $a = \sqrt{\gamma RT} = 20.1 \sqrt{T} \quad (1-2-7)$

由此看出, 空气的声速只取决于温度。在平均海平面高度处 $a = 340\text{m/s}$ 。

1) 马赫数

对于流动的气体, 速度与声速的比称为马赫(Mach) 数 $Ma = V/a$ 。当流动速度很低时, $Ma_\infty \approx 0$, 气体可当成不可压缩流体。当流动速度增大时, 可压缩性便展现出来。

2) 弱扰动的传播

设有一个不断作用的弱扰动点源位于 o 点, 在静止空气中

($V = Ma = 0$), 小扰动以速度 a 向四面八方传播, 可形成一组以 o 点为中心的同心球面波, 如图 1-3 所示。

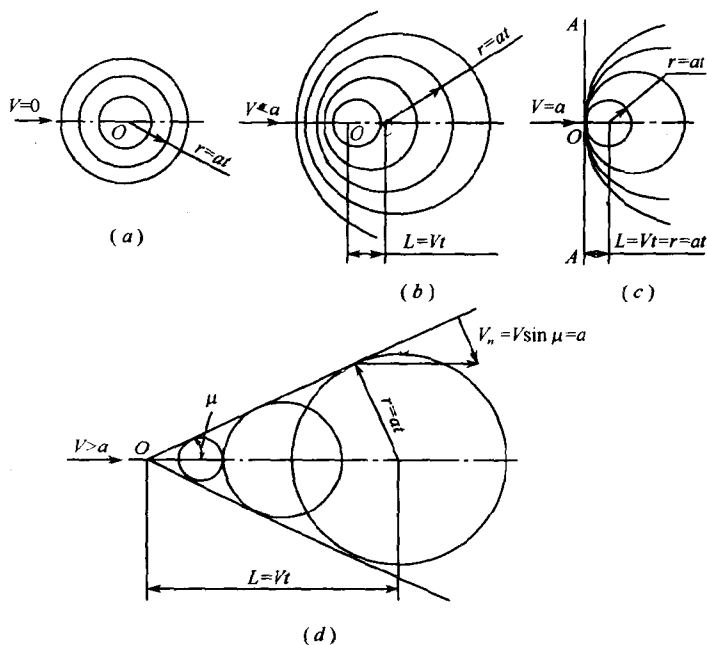


图 1-3 弱扰动波在气流中的传播特性

在流动速度小于声速的亚声速气流中 ($0 < V < a, 0 < Ma < 1$), 小扰动仍以球面波形式传播, 但其中心则随流动移动。由于各道波发出的时间不同, 形成的一组球面波对于 o 点不再是对称的。由于 $V < a$, 扰动波仍能向四面八方传播, 包括扰动点源 o 的前方在内。

在流动速度等于声速的情况下 ($V = a, Ma = 1$), 不同时间发出的扰动波形成的一组球面波有一道公切面 AA , 通过 o 点, 与来流垂直。这时扰动只能在该平面的下游一侧传播, 再不能超越扰动点源 o 而传到前方。

在流动速度大于声速的超声速气流中 ($V > a, Ma > 1$), 不

同时间发出的扰动波形成的一组球面波被包笼在一个以 o 点为顶点, 以来流方向为中轴线的圆锥区域内。这时扰动只能在该锥面内传播, 也不能超越扰动点源 o 而传到前方。

该圆锥称为马赫锥, 其母线称为马赫线, 半顶角称为马赫角 μ , 而

$$\sin\mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{Ma} \quad (1-2-8)$$

3) 超声速气动三原理

弱扰动在超声速气流中的传播区域受到局限, 是超声速流动与亚声速流动的一个显著区别。著名空气动力学家冯·卡门(Von Karman) 根据上述超声速下的扰动传播特性提出了超声速空气动力学三原理。

(1) 扰动禁区原理: 以超声速运动的物体产生的压力扰动不能波及物体前方区域。扰动源不能向上游发出扰动信息。

(2) 扰动分区原理: 在超声速气流中任一点的压力变化只能波及其下游马赫锥内的点(作用区)。同时该点只受其上游马赫锥内各点压力变化的影响(依赖区)。

(3) 集中作用原理: 在超声速情况下, 扰动集中在马赫锥内, 压力变化发生在马赫线上, 并向远后侧方延伸, 强度不衰减。

1.2.3 粘滞性与粘性流动的两种状态

1. 粘性内摩擦定律

在粘性流体运动中, 相邻流层之间的分子不断进行着质量、动量和能量的输运, 形成了扩散、粘滞和导热等现象。

粘滞性取决于相邻流层之间由分子的随机运动所引起的动量输运现象, 牛顿首先给出了如下的粘性内摩擦定律:

$$\tau = \mu \left(\frac{du}{dy} \right) = \rho\nu \left(\frac{du}{dy} \right) \quad (1-2-9)$$

式中 τ ——粘性切应力(N/m^2);
 μ ——动力粘性系数($N \cdot s/m^2$);

ν ——运动粘性系数(m^2/s);

du/dy ——法向速度梯度($1/\text{s}$)。

上式仅适用于层流情况。动力粘性系数随温度而变,可表为 Sutherland 公式:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{1.5} \left(\frac{T_0 + T_s}{T + T_s}\right) \quad (1-2-10)$$

式中 μ_0 —— T_0 温度下的粘性系数;

T_s ——与气体物理性质有关的常数。

例如对于空气, $T_0 = 273\text{K}$, $\mu_0 = 1.72 \times 10^{-5} \text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$, $T_s = 122\text{K}$ 。

此外,也可以用以下更简单的公式:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^n \quad (1-2-11)$$

式中 n ——在 $0.5 \sim 1.5$ 之间,对于不同气体有不同的值,并与温度有关。

例如对于空气,当 $T \leq 700\text{K}$ 时, $n \approx 0.75$; $T \rightarrow \infty$ 时, $n \approx 0.5$ 。

2. 粘流的两种状态

实际观测发现,粘流存在着两种不同的流态:层流(Laminar Flow)与湍流(Turbulent Flow)。层流通常出现在低速和大粘度下,速度的提高、粘度作用的减弱和粘流结构的发展,将使层流不稳定,导致由层流到湍流的演变,这个过渡历程称为转换。

层流的特征是流体微团的运动呈现成层有序状态,相邻流层间的质量、动量和能量的交换保持在分子的水平上。

湍流的特征是流体微团的运动呈现混乱无序状态,每一点的气流参量都随着时间发生强烈脉动变化。湍流可当成是在平均流动的基础上叠加以紊乱、脉动的微团运动而成,而质量、动量和能量的交换直接发生在微团之间。

流体力学中常引用一个与粘性有关的无量纲参数

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu}$$

式中 Re ——雷诺(Reynolds)数;

v ——速度(m/s);

L ——特征长度(m)。

在雷诺数的表达式中,处于分子位置的密度、速度、特征长度等参数与惯性力有关;处于分母位置的 μ 则与粘性力有关。 Re 数大,表示惯性力的影响占优势,流动容易呈现湍流状态; Re 数小,表示粘性力的影响占优势,流动容易呈现层流状态。由层流转变为为湍流的 Re 数称为临界雷诺数。

当气体流过固体壁面时,如果 Re 数很大,粘性的影响只在贴壁的一个薄层中显示出来,这个薄层叫做粘性边界层或附面层。在壁面附近,速度梯度 du/dy 很大,粘性切应力表为 $\tau_w = \mu \left(\frac{du}{dy} \right)_w$, 而在附面层外边界上, $y = \delta$, 粘性切应力变为零,如图 1-4 所示。

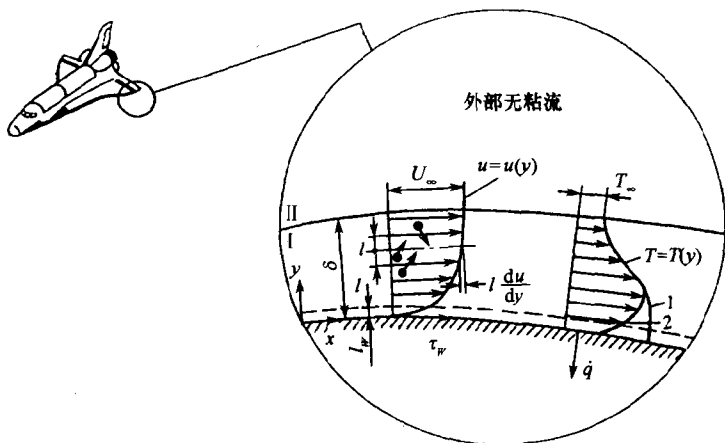


图 1-4 附面层内的速度分布与温度分布

I—粘流区; II—无粘流区; 1—绝热壁 $Ma > 1$ 温度附面层内的温度分布;

2—冷壁 $Ma > 1$ 温度附面层内的温度分布; l —卡门混合长度。

1.2.4 导热与对流热交换

1. 傅里叶定律

不同流层的温度不同,就会发生热量由温度较高的区域输运到温度较低的区域的现象,称为热传导。实验表明,热量是沿着等温面的法向方向由高温处向低温处传导的,由傅里叶(Fourier)定律来描述:

$$\dot{q} = -\kappa \text{grad } T \quad (1-2-12)$$

式中 \dot{q} ——热流率(W/m²);

κ ——导热系数(W/m·K);

$\text{grad } T$ ——温度梯度(K/m)。

表征气体分子间动量和热量输运特性的一个无量纲参数称为普朗特(Prandtl)数

$$Pr = \frac{C_p \mu}{\kappa} \quad (1-2-13)$$

式中 C_p ——比定压热容;

μ ——粘性系数;

κ ——导热系数。

Pr 数代表气体的粘性与导热性的对比关系,与温度有关。对于空气可取 $Pr = 0.7$ 。已知 Pr 数,便可得到导热系数。

2. 对流热交换

在不同温度的气体之间以及气体与沿其流动的壁面之间可发生对流热交换,后者也称为放热或散热,取决于以下公式:

$$\dot{q} = \alpha(T - T_w) \quad (1-2-14)$$

式中 α ——热交换系数(W/m²·K);

T_w ——壁面温度;

T ——壁面附近的气流温度。

热交换系数 α 与流动速度、附面层内流动状态、壁面材料和其

他一些因素有关。

§ 1.3 地球标准大气

在人类居住的地球外面包围着一层厚厚的空气,叫做大气层。其厚度绵延 3000km 以上。国际气象组织规定,将其分为 5 层:对流层、平流层、中间层、电离层和外层,如图 1-5 所示。

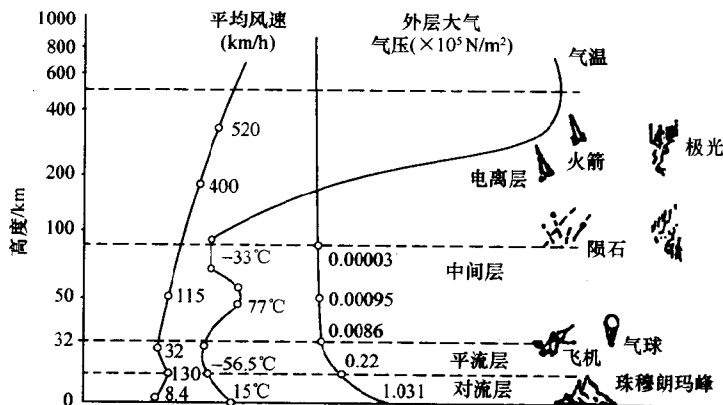


图 1-5 地球大气

1. 对流层

对流层是与地球表面相接触的底层,其平均厚度约为 11km,它所包含的质量约占整个大气层的 3/4。这层空气受地面加热和地形起伏不平的影响,发生风雨、雷电等气象变化,其温度随高度下降。下面热气上升,上面冷气下降,便形成对流。空气的压强和密度也随高度增加而下降。

(1) 海平面($H = 0$) 大气物理参量。

温度: $T_0 = 288.15\text{K}$; 压强: $p_0 = 760\text{mmHg} = 101325\text{Pa}$;

密度: $\rho_0 = 1.225\text{kg/m}^3$ 。

(2) 大气物理参量随高度的变化。

温度: $H = 11\text{km}$, $T = 216.65\text{K} = -56.5^{\circ}\text{C}$,

$$T = T_0 - 0.0065H (H \text{ 以 m 计}); \text{压强: } p = p_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{5.256};$$

$$\text{密度: } \rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{4.256}。$$

2. 平流层

平流层在对流层之上,由 11km 到离地面约 32km 处为止。此层大气已很稀薄,几乎没有自然对流,只有水平方向的流动。在这一层中,从离地面 11km 到 20km 处,气温保持不变。再往上延伸时,空气中出现臭氧的成分,它的吸热率高,使温度又升高,在 32km 处达到 228.65K。

温度随高度的变化规律为:

$$11\text{km} \leq H \leq 20\text{km} \quad T = 216.65\text{K} = -56.5^\circ\text{C}$$

$$20\text{km} \leq H \leq 32\text{km} \quad T = 216.65\text{K} + 0.001(H - 20000)$$

3. 中间层

中间层由 32km 至离地面 80km,其中气温变化比较剧烈。温度先随高度增大而继续升高,在 47km 处达到 270.65K,而后保持到 51km 处温度不变。随后又下降,在 71km 处达到 214.65K,在 80km 处为 180.7K,其变化原因尚不太清楚。这一层所含空气质量只占整个大气层的 1/3000,十分稀薄。

4. 电离层

从 80km 到 400km 的区域叫电离层。由于这里太阳光辐射作用强,温度随高度迅速上升,并使空气分解和电离,成为带电离子和自由电子,能导电,可反射无线电波。在这一层中有极光出现。

5. 外层

从 400km 向外是外层大气,直到过渡到宇宙空间,没有明显的界限。在这里空气极其稀薄,是地面附近的 270 万亿分之一。

一般情况下,飞机主要是在对流层中飞行,性能好的飞机飞行高度可达 400km。探测气球可超越这个高度。再往上只有火箭、导弹、航天飞机和人造卫星可以到达。