

内 容 简 介

本书是航空航天院校飞行器环境控制及安全救生专业《飞行器空气调节》课程选用教材。书中系统阐述了飞行器空气调节的理论基础和国内外先进技术与实践经验。内容包括：大气条件及人体生理基础、座舱环境设计要求、飞行器的稳态和瞬态热载荷、组成空气调节系统的各分系统以及评价系统的飞行器性能代偿损失估算，最后介绍了电子设备的冷却。为了便于对基本内容的深入理解和应用，编入了一定数量的例题、习题及思考题。全书采用国际单位制。

本书也可供有关专业工程技术人员参考。

飞 行 器 空 气 调 节

FEIXINGQI KONGQI TIAOJIE

寿荣中

编著

何慧珊

责任编辑 曾昭奇

北京航空航天大学出版社出版

新华书店总店科技发行所发行 各地新华书店经销

北京密云华都印刷厂印装

787×1092 1/16 印张：23 8开插页1张 字数：595千字

1990年3月第一版 1990年3月第一次印刷 印数：1200册

ISBN 7-81012-167-7/V·019 定价：4.60元

前 言

飞行器空气调节是航空航天工业院校飞行器环境控制及安全救生专业主要专业课程之一。它的理论基础与实际应用,随着航空航天技术的发展正在不断地得到完善和提高。为了保证各类飞行器在各种飞行状态时乘员的安全、舒适及设备可靠工作,飞行器空气调节系统已成为必不可少的主要装备之一。有关舱内温度、湿度、压力、风速等方面调节的新理论和新设备也正在不断地涌现。面对这种形势,及时适应现代飞行器发展的需要,有必要编辑出版一本反映上述内容的教材,以满足四化建设和提高教学质量的要求。

本书力图系统阐明飞行器空气调节的理论基础和国内外先进技术与实践经验,以及本学科的最新成就,其目的是使学生在紧密联系工程热力学、传热学、工程流体力学、自动控制等课程的基础上,掌握飞行器空气调节的基本原理,从而能进行一般飞行器空气调节的设计。

本书在绪论之后,先介绍了与高空飞行密切有关的大气条件和人体生理基础,为了适应地面空气调节的需要,增加了一部分湿空气的内容。继之对作为空气调节原始设计依据的外界和舱内设计条件及其稳态和瞬态热载荷,作了较为详细的叙述。以后各章的内容分别对空气调节系统的各组成部分:供气源、温度控制、湿度控制、压力控制、流量控制及空气分配等所用的设备和原理作了专门介绍,对目前在飞行器上应用得比较广泛的空气循环制冷系统,则用了较多的篇幅进行详尽的研究。然后对空气调节系统在飞行器上的安装和布局,结合典型机种进行了概括性的综合说明。作为各种系统方案比较标准的飞行器性能代偿损失,则单独辟出一章进行讨论。针对现代飞行器上电子设备日益增多,对环境条件要求愈来愈高,本书最后一章阐述了电子设备的冷却。

本书全部采用国际单位制,对取自参考文献的所有图表,都根据国际单位重新进行了绘制,但考虑到国内读者对有些常用的数据有一个习惯过程,将部分数据在国际单位后分别注明了工程制单位和英制单位。

本书由寿荣中、何慧珊编写,寿荣中为主编。何慧珊编写其中的第三、七、九、十一、十四章,其余各章由主编完成。

本书在编写过程中,得到有关方面的领导和同事们的关怀和支持,清华大学薛殿华及北京建工学院刘锦梁两位同志仔细审校了书稿,并提出了许多宝贵意见,在此深表谢意。由于时间仓促,同时囿于编者的水平,错误和不当之处在所难免,敬请读者予以批评、指正。

编 者

1989.10

主要符号

主要符号为全书各章中通用的符号、脚注及缩写符号。以下分符号、脚注及缩写符号三类加以说明。

(1) 符 号

- a —音速 (m/s) ; 热扩散率, 导温系数 (m^2/s)
- Bi —比奥准则数 (无因次)
- c_p —一定压比热 ($\text{kJ}/\text{kg}\cdot\text{K}$, $\text{kJ}/\text{kg}\cdot^\circ\text{C}$, $\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$)
- d —含湿量 ($\text{kg}/\text{kg}_{\text{a}}$, $\text{g}/\text{kg}_{\text{a}}$)
- E —电动势 (V)
- f, F —面积 (m^2)
- Fo —付立叶准则数 (无因次)
- g —重力加速度 (m/s^2)
- G —质量流量, 重量流量 (kg/s , kg/h)
- Gr —葛拉晓夫准则数 (无因次)
- h, H —高度 (m)
- i —焓 (kJ/kg)
- I —电流 (A)
- k —绝热指数 ($k=1.4$)
- K —传热系数 ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$, $\text{W}/\text{m}^2\cdot^\circ\text{C}$)
- L —体积流量 (m^3/s , m^3/h)
- Le —刘易斯准则数 (无因次)
- M —质量, 重量 (kg) ; 马赫数 (无因次)
- n —转速 (r/min)
- N —功率 (W)
- Nu —努赛准则数 (无因次)
- p —压力 ($\text{N}/\text{m}^2 = \text{Pa}$)
- P —力, 推力 (N)
- Pr —勃朗特尔准则数 (无因次)
- q —比热流 (W/m^2) ; 单位热量 (J/kg)
- Q —热流; 热载荷; 制冷量 (W)
- r —恢复系数 (无因次) ; 汽化潜热 (kJ/kg)
- R —热阻 ($\text{m}\cdot\text{K}/\text{W}$) ; 电阻 (Ω) ; 气体常数 ($\text{J}/\text{kg}\cdot\text{K}$)
- Re —雷诺准则数 (无因次)
- s —熵 (kJ/K)
- t —摄氏温度 ($^\circ\text{C}$)

T —热力学温标, 绝对温度 (K)

u —电压 (V)

v —速度 (m/s); 比容 (m^3/kg)

V —容积, 体积 (m^3)

w —单位功 (J/kg)

W —功 (J)

X —阻力 (N)

α —放热系数 ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$, $\text{W}/\text{m}^2\cdot^\circ\text{C}$)

δ —所计算压力与海平面标准大气压力之比 (无因次)

Δ —增量

ξ —流比, 水当量比 (无因次); 水汽再循环系数 (无因次)

η —效率 (无因次)

θ —所计算绝对温度与海平面标准大气绝对温度之比 (无因次); 空气分配系数 (无因次)

λ —导热系数 ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$, $\text{W}/\text{m}\cdot^\circ\text{C}$)

γ —运动粘性系数 (m^2/s)

ξ —阻力系数 (无因次)

π —增压比, 膨胀比 (无因次)

ρ —密度 (kg/m^3)

σ —斯蒂芬-波尔兹曼常数 ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}^4$); 进气口总压恢复系数 (无因次)

Σ —总和

τ —时间 (s)

φ —相对湿度 (%)

Φ —珀贴系数 (V); 磁通量 (W_b)

χ —涡轮速比 (无因次)

ω —角速度 (r/s)

(2) 脚 注

ab —绝对

ad —绝热

al —肺泡

b —饱和

bl —引气, 供气

c —压缩机; 冷; 空勤人员; 波纹管; 对流

con —冷凝

cot —调节值, 控制值

d —动压

da —干空气

e —恢复温度

eq —当量

ex—出口；外部
eva—蒸发
eff—有效
f—燃油；风扇
g—空气
h—热；在*h*高度上的大气参数
H—在*H*高度上的大气参数
HX—热交换器
in—进口
ins—吸入气
iso—等温
j—喷嘴；静压
k—座舱，设备舱；传导
l—露点
m—代谢；机械
max—最大
min—最小
mol—摩尔
mean—平均值
M—膜片
n—旅客；带正电荷半导体材料
0—自由气流
opt—适宜值
p—乘员；带负电荷半导体材料；导管
pvt—允许值
q—水蒸气
R—制冷剂
s—湿球；弹簧；贮存；蒙皮
SW—水分离器
t—涡轮
T—总重
v—活门；文氏管
w—水
wet—湿工况

(3) 缩写符号

C—压缩机；压气机
COP—性能系数
clo—克裸（服装热阻， $1\text{clo} = 0.155\text{m}^2 \cdot ^\circ\text{C}/\text{W}$ ）
exp—指数函数

F —风扇

HX —热交换器

$\lg$ —以10为底的对数

$\ln$ —以 e 为底的对数

NTU —传热单元数

T —涡轮

目 录

前 言
主要符号
绪 论

第一章 大气条件和人体生理基础

第一节	外界大气条件	(5)
第二节	湿空气的物理特性和焓湿图	(9)
第三节	外界设计条件	(17)
第四节	低气压对人体的影响	(18)
第五节	热湿环境对人体的影响	(23)
第六节	其他因素对人体的影响	(29)

第二章 气密座舱和舱内设计要求

第一节	舱内压力条件及要求	(35)
第二节	舱内温湿度条件及要求	(38)
第三节	舱内通风换气条件及要求	(40)
第四节	座舱的气密性	(43)
第五节	座舱爆炸减压	(46)
第六节	座舱的释压和应急卸压	(48)

第三章 座舱热载荷

第一节	座舱稳态热载荷	(51)
第二节	座舱瞬态热载荷	(75)

第四章 座舱增压供气

第一节	座舱增压供气源的基本型式	(99)
第二节	发动机压气机的出口参数	(103)
第三节	供气系统压力的调节	(105)
第四节	供气系统流量的调节	(110)

第五章 加温系统

第一节	加温的方法和装置	(117)
第二节	座舱加温系统	(119)
第三节	座舱玻璃的加温和防冰防雾	(120)

第六章 制冷系统

第一节	空气循环制冷系统	(124)
第二节	蒸气循环制冷系统	(151)
第三节	空气循环与蒸气循环组合式制冷系统	(158)
第四节	热电制冷	(159)
第五节	涡流管制冷	(163)

第七章 制冷系统主要附件的性能估算

第一节	空气进气口	(167)
第二节	热交换器	(173)
第三节	涡轮冷却器	(185)
第四节	风扇	(188)
第五节	压缩机(压气机)	(192)
第六节	引射器	(193)
第七节	空气导管	(199)

第八章 飞行器性能代偿损失估算

第一节	当量重量法	(203)
第二节	起飞总重法	(212)
第三节	当量阻力法	(218)

第九章 系统的参数选择和性能计算

第一节	简单式空气循环制冷系统的参数选择和性能计算	(221)
第二节	升压式空气循环制冷系统的参数选择和性能计算	(234)
第三节	优化方法在空气调节系统参数计算与方案选择中的应用	(244)

第十章 座舱的增湿和除湿

第一节	座舱内的空气湿度	(252)
第二节	增湿装置	(256)
第三节	除湿装置	(258)

第十一章 座舱的气流组织

第一节	供气口与排气口的空气流动规律	(261)
第二节	供、排气口的型式与位置	(267)
第三节	军用机座舱的气流组织	(270)
第四节	旅客机座舱的气流组织	(272)
第五节	座舱气流组织的基本计算	(274)
第六节	均匀供气管道的计算	(278)

第十二章 座舱的压力、温度和湿度控制

第一节 座舱的压力控制 (281)

第二节 座舱的温度控制 (292)

第三节 座舱的湿度控制 (302)

第十三章 空气调节系统的方案和布局

第一节 空气调节系统的典型方案 (307)

第二节 空气调节系统管路和附件的安装和布局要求 (315)

第三节 空气调节系统的发展趋向 (322)

第十四章 电子设备舱冷却

第一节 电子设备的冷却要求 (329)

第二节 电子设备的冷却方法 (330)

第三节 电子设备的制冷系统 (334)

第四节 低温热管及其在电子设备冷却中的应用 (337)

第五节 冷板的估算 (343)

第六节 电子设备内的气流分配 (345)

附录1 标准大气参数 (30km以下部分) (347)

附录2 湿空气的密度、水蒸气压力、含湿量和焓 (349)

附录3 湿空气焓湿图 (352)

参考文献 (353)

绪 论

一、飞行器空气调节的任务和作用

现代飞行器的座舱和设备舱必须进行空气调节，这是为了在飞行时保证旅客和空勤人员正常生活和设备可靠工作而对飞行器所提出的特定要求，飞行器愈向高空高速和宇宙航行方向发展，这种要求就显得更加迫切。

飞行器所遇到的外界环境条件变化是很急剧的。当飞机从地面升入高空时，外界大气压力可从一个大气压变化到接近真空；可在几分钟内由受地面夏季炎热的炙烤突然遭到高空严寒的侵袭；还会经常遇到从高湿的热带或南方地区地面环境瞬间进入湿度几乎为零的高空。宇宙飞船从地面发射到进入轨道飞行，很快处于零重力、真空、超低温、强烈离子辐射的环境中，所经历的外界环境参数变化比飞机要剧烈得多。此外，发动机供气中所含的各种杂质及乘员呼出的二氧化碳和排出的汗液都会对座舱环境造成一定的污染。

飞行器空气调节的任务，就是在各种飞行条件下，将舱内空气的压力、温度、湿度、气流速度、洁净度保持在允许范围或规定值内，至于所要求的数值大小，则视各种飞行器的类型和用途而异。

就座舱来说，对舱内的温度值及其分布梯度、压力值及其变化速度、空气流速、洁净度等都有一系列符合生理卫生标准的要求。其中对民用机和军用机又分别提出了不同的允许值。对长距离飞行的机种和宇宙飞船还有湿度要求。至于设备舱，除了对温度和压力提出较座舱为宽的限制值外，为了使设备可靠工作，防止空气中水分凝结，对空气中的含湿量却规定得比座舱更为严格。

在航空航天事业突飞猛进的今天，空气调节系统（有时亦称环境控制系统，大气控制系统）已经是任何先进飞行器必不可少的一个组成部分。飞行器空气调节技术的先进与否，将是评价整个飞行器性能的重要指标。例如旅客机，舱内舒适的温度环境，合理的压力绝对值，人耳无感觉的压力变化速度，清新的空气和适宜的风速，都已成为招徕旅客的重要条件；而在宇宙飞船上，空气调节系统作为生命保障系统内容的一部分，将在为宇航员创造正常的生活环境，使其发挥最大工作效能，保证设备可靠工作方面起着决定性的作用。

二、飞行器空气调节的发展概况

自从1903年莱特兄弟制造的第一架飞机以后的一段时间内，飞机上所用的都是开敞式座舱，无法进行空气调节。但是随着飞机构造及性能的改进，飞行的高度越来越高，伴随而来的是高空的低温、低气压和缺氧的危险。生命保障要求将开敞式座舱改进为气密座舱。苏联设计家赛尔巴科夫（Щербаков）在1934~1936年设计了飞机最初用的实验气密座舱，1938年美国在波音-307和DC4E旅客机上第一次使用了空调增压座舱。这以后气密座舱才逐渐普及，为在座舱内进行空气调节提供了一个必要的环境条件。在低速高空飞行时，首先遇到的是低温，所以空气调节中的加温部分就首先在飞机上得到应用。最初的

加温装置是座舱增压器提供的具有一定压力和温度的空气，再辅之以应用汽油加温器、废气加温器、电加温器等提供座舱所需要的热空气。当飞机的用途逐渐扩大后，低空高速以及各种炎热气候条件下的飞行逐渐增多，这就提出了对飞机座舱冷却的要求。作为一个完整的空气调节系统，都是把具有制冷设备作为一项基本要求。

地面上的蒸气循环制冷设备，从1851年法国卡莱（Carre）的第一台氨吸收式制冷机开始，继而在1872年美国波义耳（Boyle）发明了氨压缩机，1875年卡尔·林德制成了氨蒸气压缩制冷机，1922年开利尔（Carrier）发明了离心式制冷机等等的创造和发明后，到20世纪40年代，技术上发展已日趋成熟，这种蒸气循环制冷技术必然要向飞机上移植，1948~1949年美国波音公司首次在B-377（常称同温层巡航者）飞机上使用了氟里昂制冷系统，它是第一架具有完整空调增压系统飞机的代表，机上不但有加温、制冷系统，还有增湿、过滤杂质和气味的设备。继此之后，在50年代到60年代中期，在一些旅客机如先锋号、VC-10、伊列克特拉、DC-8、康维尔880和990上都相继采用了蒸气循环制冷系统。这种系统虽然具有较高的热循环性能系数、地面停机制冷及快速降温能力、较低的系统压降和空气动力阻力、容易除湿等优点，但有系统较复杂、重量重、维护性差等方面缺点，妨碍它在飞机上进一步推广应用。

空气循环制冷原理性的研究工作比蒸气循环制冷还要早一些。1844年，约翰·高里就试制成了闭式循环空气制冷机，但由于性能系数低等种种原因，在工业上应用受到一定的限制。经过大约一个世纪，1934年苏联卡皮察（Капица）在实验中第一次采用了低温下工作的涡轮膨胀机，1937年德国人努尔（Nüll）将径流式涡轮用于增压器试验。1939年卡皮察又将涡轮膨胀机用于空气分离超低温制冷设备。这些都为在飞机上应用涡轮冷却器及涡轮增压器提供了必要的技术和经验。1944年美国在P-80战斗机上首次采用了简单式（涡轮风扇式）空气循环制冷系统。这种系统由于重量较轻、附件数量少、在飞机上容易布局、维护方便、座舱增压能同时解决等优点，很快成为飞机上制冷系统的主要型式，并且在系统方案上也不断地改进完善。1948年英国在子爵号旅客机上安装了升压式（涡轮压气机式）空气循环制冷系统，较好地解决了“罗茨”型增压器供气压力较低问题。60年代中期，美、英、法等国又研制出一种具有简单式和升压式两者特点的三轮升压式（简单/升压式），并安装在DC-10、波音-747、A-310等旅客机上。80年代初，在波音-767、T-46A等飞机上出现的有高压除水的三轮升压式，更是把空气循环制冷系统的技术发展到了较为完善的程度。

1961年苏联东方1号、美国水星3号载人飞船相继飞往太空，开始了宇宙航行的新纪元。但飞船所处的外部环境与在大气层内飞行的飞机截然不同，所以也形成了不同的温度控制系统。它由主动温控和被动温控两部分组成。被动温控部分属于宇宙飞船的结构件，即热辐射器系统；主动温控系统是由泵压缩流体回路组成。

座舱环境湿度是一个重要的参数，但湿度问题在飞机空气调节上不如温度调节那样受到广泛的注意，这是因为飞机在高空所遇到的主要是低湿问题。由于乘员在空中停留的时间相对说来较为短暂，而低湿在生理上的不良反应不容易在短时期内表现出来，所以在军用机上一般不考虑湿度调节，只是在某些要求较高的旅客机上才安装有关湿度调节设备。至于在低空高湿情况下的除水问题，技术上已从过去涡轮出口处的低压除水，发展到涡轮入口处的高压除水。但在宇宙飞船上，舱内气体湿度控制却是十分必要的，它主要用来除

去来自乘员呼气和汗液蒸发时的水汽。由于空间飞行处于失重状态，水珠飘浮在气流之中，水汽分离和有重力情况下完全不同，因此必须采用新的水汽分离技术措施。

保证座舱绝对压力值、全压值及压力变化速率的座舱压力调节系统，其核心部件是座舱压力调节器。从增压座舱出现到现在，气动式座舱压力调节系统始终占据着统治地位。且其功能却在逐步完善，从只能调节绝对压力和全压的直接式，发展到能选择起调高度，正、负压力变化速度，并具有正、负释压和应急卸压功能的间接式座舱压力调节系统。随着电子技术的发展，出现了在MD-80、DC-10、波音-757、767等飞机上所用的电子式座舱压力调节系统，使座舱压力控制实现“计算机化”。这种系统，只要在座舱压力选择器上选择预定着陆机场高度，就可以在飞行全过程，包括地面停机、起飞、爬升、巡航、下降、着陆到开舱门的整个时间内，按预定的最佳参数调节座舱压力，而不需要空勤人员操作。它在灵敏度、控制精度和噪声等方面都优于气动式。

飞行器性能的日益提高，使电子设备数量不断增加，功率要求也愈来愈大。空气调节系统的重点逐渐转向如何为电子设备提供温度、湿度、含尘量等都符合要求的调节空气，以提高电子设备的可靠性。在系统方案的研究和安排上，都是为了实现减少引气代偿损失；增加运行的经济性；加长设备的平均故障间隔时间；改善系统的维护性等方面的目标。已出现和正在探讨的方案有：高压除水低引气量系统；逆升压式系统；驱动式升压系统；闭式空气循环系统；空气/蒸气混合闭式系统等。

最初的空气调节系统大多是单参数独立控制，由于先进电子技术的广泛应用，目前已经可以实现多参数的综合控制，根据外部条件和舱内载荷情况，将系统参数控制在最佳状态，使整个系统的工作效率最高，消耗能源最少，而且可以满足在整个飞行包线范围内的动态响应、控制精度和流量分辨度的要求。F-18战斗机上的自动检测装置(BITE)及波音-757、767旅客机上的发动机指示和报警系统(BICAS)则代表了利用电子技术进行系统的故障检测、状态监控和报警的最新研制成果。

传统的空气调节系统设计，只考虑满足飞行器设计要求的最大热动力性能，兼顾尺寸和重量，附带考虑设计和生产成本。同时也建立了一些衡量系统好坏的标准，如制冷系统性能系数、飞行器性能代偿损失等。随着世界经济形势的发展，航空航天工业的激烈竞争，能源问题及国防投资的比例等，必须在更大范围内全面考虑设计质量标准，这就是从系统工程角度来评价的“全寿命期费用”。

全寿命期费用就是指从设计阶段开始一直到使用这一整个周期内的投资费用。它由研究、发展、试验和验证；采购；使用和后勤保障三个部分组成。空气调节系统的未来发展将围绕如何降低全寿命期费用这个核心问题进行研究。

在飞行器空气调节领域中，我国起步较晚，但正在急起直追，目前已经研制出升压式涡轮、高压除水系统的样机；试制了用于宇宙飞船的整套生命保障系统（大气控制系统是其一部分）；进行了空气调节系统的动态分析的研究；编制了空气调节系统优化设计的计算机程序，并正在设计和研制在先进的歼击机、轰炸机和旅客机上使用的空气调节系统。预计在不远的将来，依靠自己的聪明才智和勤奋努力，我们一定会在这个领域内跻身于世界先进水平的行列。

三、飞行器空气调节与其它对象空气调节的相互联系

对飞行器舱体所进行的空气调节,是地面建筑物空气调节技术根据其特定环境和要求,有选择地进行移植,凡是地面上有关采暖、通风、制冷、过滤、空气再生、消声等方面所积累的经验 and 研究成果,都或多或少地在飞行器上找到其应用的例证。例如飞行器上所用的蒸气循环制冷系统、化学再生装置、过滤及消声设备等,基本上都采用了地面空气调节所使用的原理和设备。而空气循环制冷系统的核心部件——涡轮冷却器,则可以从地面制氧的空气分离装置中找到类似的产品。同时,飞行器空气调节上的一些高技术成果,又可在地面各种对象的空气调节上得到应用。1960年以后在汽车上所出现的自动化温度控制装置,如1964年在Cadillac车上采用的可根据汽车运行条件、气候环境、希望达到的车内温度等自动进行调节的“舒适控制”;罗斯·罗伊斯公司采用的头部和脚部温度独立的自动调节系统;1979年奔驰-380车上安装的左右侧温度独立的控制系统;以及在各种先进车辆上所采用的冷热路混合调节;空气喷口切换装置;流场的组织和喷口的布置等。都在不同程度上可以找到其借鉴了飞行器空气调节的原理和所用的装置。又如在飞行器上广泛应用的空气循环制冷系统,虽然源出于地面空气分离低温技术,但由于它具有制冷迅速、设备维护简单、运行可靠等优点,目前已将航空上经过改进的系统和部件,应用到建造地面低温环境试验室上。我国自行设计的1000m³常规兵器大型低温环境试验室,其最低温度可达-100°C,就是将航空航天上所用的空气制冷技术应用于地面设备的一个成功的尝试。

科学技术发展到今天,各种对象的空气调节,无论是地面的各种车辆和建筑物,还是飞行器的舱体,都在走着技术上互相借鉴,然后再结合本身的特点进行发展的道路。但是作为空气调节技术来说,不管其应用场合如何,都以流体力学、热工、传热、自动控制、化学、机械学等条件作为基础。因此,本课程内容,也必须在上述各门学科的基本理论指导下进行研究和讨论。

习题与思考题

1. 什么是空气调节?列举地面及飞行器上空气调节的应用场所,试说出一些日常生活中采用的改善空气环境的简易办法。
2. 飞行器空气调节的基本方法是什么?它在现代飞行器上所起的作用如何?
3. 从飞行器空气调节的发展历史上看,试归纳出推动空气调节技术进步的主要因素。
4. 指出飞行器空气调节与地面空气调节的异同点。

第一章 大气条件和人体生理基础

第一节 外界大气条件

包围着地球的空气层称为大气。大气是这个行星上生物所不可缺少的条件，它既供给生物释放生物能所需的氧气，又构成保护生物不受太阳辐射有害作用的屏障，同时还为地球表面提供适合生物生存的温度环境。人类是在地面大气环境中进化形成的，因此当上升到大气上部的稀薄层时，便会发生严重的生理障碍，而且在高层大气所发生的各种自然现象，都直接或间接地与人类活动有密切的关系，所以对它的构造及其基本特征应有一个完整的了解。

一、大气构造

大气从地球表面延伸的距离取决于两个对立的因素，即太阳的热辐射和地球的引力。太阳的热辐射使大气中的气体向周围外层空间扩散，而地球的引力则将气体拉向地球表面，因此大气的密度和由此而产生的压力随着从地球表面向外层空间的升高而逐渐减少。密度和压力都随高度增加呈指数函数下降，如图1-1所示。但由于不同高度上温度的变化，压力和密度的下降，与真正指数的变化规律存在着微小的差别。

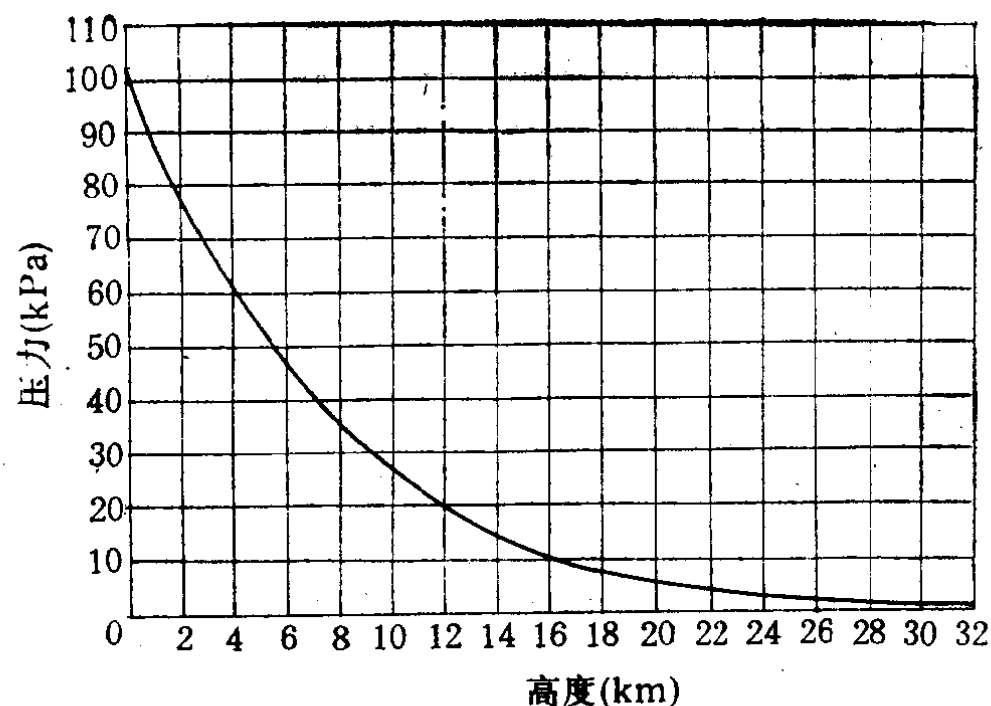


图1-1 大气压力随高度的变化

根据人造地球卫星的测量表明，地球大气的总厚度约为3000km，但质量分布极不均匀。由理论计算得出，包围地球大气的总质量为 5.27×10^{15} t，而且其中的一半集中于紧挨地面的5.5km厚度内。当离地面空气层的厚度为10、20和30km时，其集中质量的百分数分别约为75%、94%和99%。

为了便于说明问题，把大气看作是分别由若干各具特点的同心层所组成，但由于研究对象的不同，对大气有不同的分层法。目前比较广泛应用的是以各层的温度特性为依据，

即将地面向上的大气各层分为对流层、平流层、热层和外逸层。

(一) 对流层

从地面开始至垂直对流特征消失的高度——对流层顶为止，即靠近地面最底层的大气。对流层的特点是：

1. 由于太阳辐射使地表温度升高，地表受热后，通过传导和红外辐射向靠近它的空气提供热量，而其中的红外辐射将大部分被大气底部的二氧化碳和水蒸气所吸收。接近地表的空气被加热后，导致其体积膨胀、密度下降而上升，同时由于地球不同表面受太阳辐射不均匀的结果，于是发生强烈的水平和垂直流动。因为空气对流是其主要特征，所以这层命名为对流层。

2. 底层气团受热上升，由高压向低压膨胀降温，所以从地面开始，温度随高度向上递减，大约递减率为 $6.5^{\circ}\text{C}/\text{km}$ ；又因为温度下降，饱和含湿量下降，所以空气中多余的水汽要凝结成水滴，凝结时所放出的凝结热将阻止或延缓空气温度的下降，水蒸气起到调节对流层中热平衡的作用。 $6.5^{\circ}\text{C}/\text{km}$ 这个数值是考虑了冷凝过程连续不断时季节、昼夜的平均值。

3. 地面所观测到的大部分天气现象，如雨、雪、云、寒潮、台风、雷电、冰雹都发生在这一层。

因为地表温度是随着纬度和季节而变化，所以对流层顶的高度，也随纬度和季节而不同。在赤道区，地表温度高，对流现象强，使对流区的延伸范围大，对流层顶的高度可达 $16\sim 17\text{km}$ 左右；在南北极，地表温度低，对流现象弱，使对流区的延伸范围小。对流层顶高度：夏季约为 $7\sim 9\text{km}$ ，冬季则只有 $3\sim 4\text{km}$ 。在中纬度地区，则介于赤道和极区之间，平均为 11km 左右。

(二) 平流层

从对流层顶至 80km 高度的平流层顶之间为平流层。根据目前所观察到的数据，仅在平流层下部温度才均匀一致，而在上部温度是有变化的。有的文献把平流层的最外面一层($50\sim 80\text{km}$)叫做中间层。平流层的特点是：

1. 在这一层内，大气的垂直对流不强，多为平流运动，存在着风和气旋，且运动速度很大，在 $30\sim 80\text{km}$ 高空上风速达 $50\sim 100\text{m/s}$ 。下层大部分为西风，在上层则吹东风。

2. 由于该层离地面较高，水汽含量微小，故无云和雾。在对流层中经常出现的气象现象不大会发生，偶尔在 $20\sim 30\text{km}$ 的高度上出现所谓“珠母云”，它是由过冷水滴或冰结晶组成。并且由于空气中尘埃含量很少，大气的透明度很高。

3. 在平流层中，热平衡主要靠大量的臭氧和空气的电离质点来调节。臭氧形成时吸收太阳辐射能，而臭氧离解与空气电离时又放出热量。平流层低层至 20km 内，热量的吸收与发散相等，温度基本不随高度变化，保持为 -56.5°C ，常称这一层为同温层。在 20km 以上高度，由于臭氧的存在和消失，温度逐渐上升，至 50km 温度可达 -2.5°C ，尔后又逐渐降低至 80km 的 -74.5°C 。

(三) 热层

从平流层顶延伸至外逸层，即从距地面 80km 到 800km 高度这一层。热层的特点是：

1. 在太阳辐射影响下，空气急剧发生电离，在电离过程中放出大量的热，所以其温度随高度逐渐增加。上部温度在 $1000\sim 2000^{\circ}\text{C}$ 之间。

2. 热层的大气已极稀薄，彼此撞击机会很少，声波难以传递。“温度”只是大气质点运动速度的量度，而不对物体产生热效应。

3. 从空气电离现象分，一般以60km为界，划分为电离层与非电离层。所以热层在电离层范围内，空气处于高度电离状态，但在电离层中各高度上空气电离程度是不均匀的，又存在着电离程度较强的几个层次。电离层的变化会影响飞机的无线电通讯。

(四) 外逸层

外逸层又称逃逸层、外大气层，范围从热层顶至宇宙边界。它是地球大气的最外层，这里空气极其稀薄，受地球的引力作用较小，因而大气分子不断向星际空间逃逸，实际上地球大气与宇宙空间的明显界限是不存在的。

二、大气成分

大气是各种气体和水蒸气的混合物，在一定高度上，大气中还含有一定数量的臭氧。干燥大气的化学成分如表1-1所示。

表1-1 干燥大气的化学成份

气 体	化 学 符 号	百分比 (按容积计)	分 子 量
氮	N ₂	78.09	28.016
氧	O ₂	20.95	32.000
氩	Ar	0.93	39.944
二氧化碳	CO ₂	0.03	44.010
氖	Ne	1.8×10^{-3}	20.183
氦	He	5.2×10^{-4}	4.003
氪	Kr	1.1×10^{-4}	83.800
氢	H ₂	5×10^{-5}	2.016
氙	Xe	8.7×10^{-6}	131.800

从海平面到90km高度之间，大气成分极为稳定，通常将这一层称为均匀大气层。在90km以上，大气的相对成分开始随高度和时间而变化，称为非均匀大气层。

接近地球表面的空气成份有时与表1-1稍有不同，这是由于人类活动的结果，如工厂及各种车辆排出的废气，或者由于火山、间歇喷泉等自然现象的产物造成。在上述地区附近的空气中二氧化碳的浓度显著增高，而且还伴有一氧化碳和甲烷等污染。大气的底部（约到9km）还包含有不定量的水汽。

从18km到42km的高度上，大气中另一种重要成分即臭氧已达到可以引起重视的程度。臭氧是兰色，不稳定的气体，是氧的三原子型。它的形成是大气上部的分子氧受波长较短（约200nm）的太阳紫外线照射所致。氧分子吸收紫外线辐射后，分裂为自由原子。这种氧原子或者重新互相结合，再次形成分子氧；或者与氧分子结合形成臭氧。在一定高度上形成的臭氧量取决于氧分子浓度和紫外线辐射强度这两个因素。在大气上层（100km以上），紫外线辐射强度很大，足以使空气中的全部氧分子分解为氧原子，但氧分子的浓度低；接近地球表面时，氧分子浓度越来越大，但紫外线由于在大气高层被吸收而强度

减弱，使氧分子裂解为氧原子的可能性减少。只有在一定的高度上，既有较高的氧分子浓度，又有较强的紫外线辐射，才有可能形成较多数量的臭氧。此外，太阳发出较长波长（210~300nm）的紫外线辐射，又可使臭氧离解成分子氧。上述不同变化过程的结果是在高度低于42km左右时，臭氧浓度随高度降低逐渐增加。在高度约30km时达到10ppm（百万分之一）的最大浓度，然后臭氧的浓度随高度降低而降低，在高度12km时，其浓度低于1ppm。图1-2表示了大气温度及臭氧浓度随高度的变化。

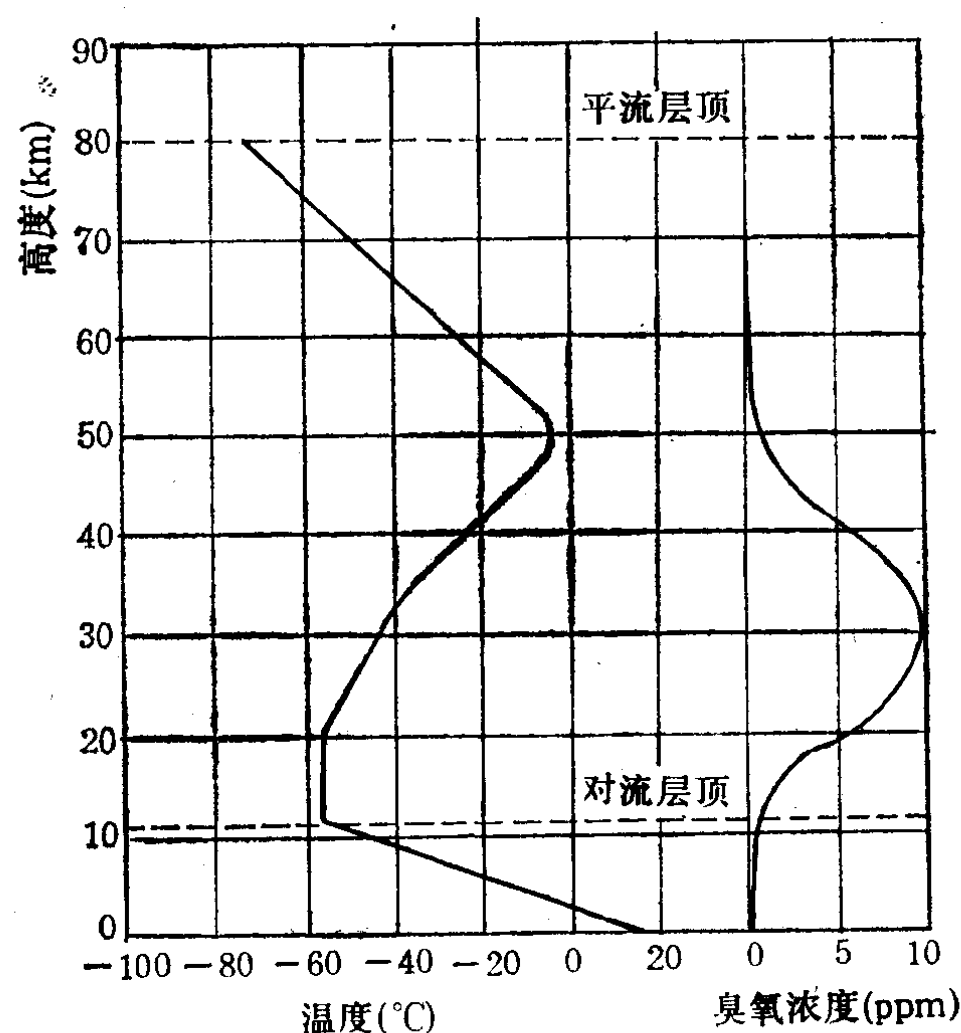


图1-2 大气温度及臭氧浓度随高度的变化

三、标准大气

标准大气是由权威性机构颁布的一种“模式大气”。它根据实测资料，用简化方式近似地表示大气温度、压力和密度等参数的平均垂直分布。国际性组织颁布的称为国际标准大气，国家颁布的称为国家标准大气。标准大气可作为校准飞机航行仪表和比较飞机性能的依据。早期的标准大气是使用简单的定律来确定高度与压力之间的关系。1924年国际航空导航委员会制定了国际公认的第一个标准大气。在随后的年代里，国际上和有关国家又制订和采用了许多不同的标准。例如1961年国际科联下属的空间研究委员会公布的标准（CIRA-61）；1962年美国标准（MIL-STD-210A）；1964年国际民航组织（ICAO）标准；苏联标准（ГОСТ4401-64）；莱特空军发展中心标准和空军研究和发展司令部标准等。我国于1980年由国家标准总局发表了中华人民共和国国家标准大气（30km以下部分）（GB1920-80）。由于世界上大多数国家，特别是发达国家都位于中纬度地区，所以目前通行的国际标准大气是按中纬度地区的平均气象条件制定的。虽然这些标准对温度和高度的关系上所采用的做法有些不同，但在高度20km以下极为相似，在此高度之上则稍有分歧。而最近制定的一些标准大气方案所确定的压力和高度关系在20km以下各高度上是一致的。