

主编◎李卫东 赵廷渝

主审◎屈本权

中国民航飞行学院

飞行技术与空中交通管理系列教材

HANGKONG HUOSAI DONGLI ZHUANGZHI

# 航空活塞动力装置



西南交通大学出版社

[Http://press.swjtu.edu.cn](http://press.swjtu.edu.cn)

# 航空活塞动力装置

主 编 李卫东 赵廷渝

主 审 屈本权

西南交通大学出版社

· 成 都 ·

## 内 容 提 要

本书根据中国民航 CCAR-61 部对私人飞行员和商用飞行员的要求, 参照国内外同类院校相关课程的要求编写而成。本书阐述了有关航空动力装置的基础知识、航空活塞发动机的组成及工作、航空活塞发动机的性能、航空活塞动力装置的工作系统。

本书可作为民航飞行技术专业学生教材, 也可作为希望获取私人飞行员和商用飞行员执照人员的参考书, 以及民航其他专业工程技术人员的参考书。

---

### 图书在版编目 (C I P) 数据

航空活塞动力装置 / 李卫东, 赵廷渝主编. —成都: 西南交通大学出版社, 2004.11  
(飞行技术与空中交通管理系列教材)  
ISBN 7-81057-422-1

I. 航... II. ①李... ②赵... III. 航空发动机: 活塞式发动机—高等学校—教材 IV. V234

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2004) 第 115213 号

---

### 航 空 活 塞 动 力 装 置

主 编 李 卫 东 赵 廷 渝  
主 审 屈 本 权

\*

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  
(成都二环路北一段 111 号 邮政编码: 610031 发行部电话: 87600564)

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

E-mail: [cbsxx@swjtu.edu.cn](mailto:cbsxx@swjtu.edu.cn)

四川森林印务有限责任公司印刷

\*

开本: 787 mm × 1092 mm 1/16 印张: 7.25  
字数: 173 千字

2004 年 11 月第 1 版 2004 年 11 月第 1 次印刷

ISBN 7-81057-422-1/V · 026

定价: 18.80 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

本书按照飞行技术专业的培养目标，根据中国民航 CCAR - 61 部对私人飞行员和商用飞行员的要求，在参照了国内外同类院校相关课程教学要求后编写。全书共分为四章：第一章介绍了有关航空动力装置的基础知识；第二章阐述了航空活塞发动机的组成及工作；第三章着重介绍了航空活塞发动机的性能；第四章介绍了航空活塞动力装置的工作系统。在编写中，着重阐明基本概念，突出飞行实际使用，结合典型实例分析，树立安全意识，尽量避免繁琐的数学公式推导，力求反映当前国内外实际情况和先进水平。

希望通过本教材的学习，能使读者了解航空活塞动力装置的基本组成及工作，理解发动机的主要性能，掌握发动机基本的使用方法。本教材适于民航飞行技术专业学生使用，也可作为希望获取私人飞行员和商用飞行员执照人员的参考书，以及民航其他专业工程技术人员的参考书。

本书绪论及第一、二、三章由中国民航飞行学院赵廷渝副教授编写，第四章由李卫东副教授编写。全书由李卫东副教授统稿，屈本权教授主审。航空发动机教研室教师对本书的编写提供了大量帮助，在此一并致谢。

限于作者的理论水平和实践经验，书中必有不少缺点和错误，欢迎读者批评指正。

作 者

2004 年 10 月

## 主要符号

$A$	截面积	PSI	磅力/平方英寸
$a$	音速	$q_1$	加给单位工质的热量
at	工程大气压	$q_2$	单位工质散发到大气的热量
atm	标准大气压	$q_{\text{混}}$	单位混合气的放热量
Bhp	制动马力	$R$	空气的气体常数
$C$	流速, 油气比	r/min	转/分
CHT	汽缸头温度	SFC	燃油消耗率
EGT	排气温度	$T$	绝对温度
$G_{\text{充}}$	充填量	$T^*$	总温
$i$	减速比	$v$	比容
$k$	气体的绝热系数	$\alpha$	余气系数, 桨叶迎角
$L_{\text{理}}$	理论空气量	$\gamma$	比重
$M$	马赫数	$\varepsilon$	汽缸压缩比
$m$	流体质量	$\eta_e$	有效效率
$N_e$	发动机有效功率	$\eta_{\text{热}}$	热效率
$n$	转速	$\theta$	提前点火角
$p^*$	总压	$\rho$	密度
$p_m$	进气压力	$\varphi$	桨叶角



# 目 录

绪 论 .....	1
复习思考题 .....	4
第一章 航空动力装置的基础知识 .....	5
第一节 气体、气流的基础知识 .....	5
第二节 燃烧的基础知识 .....	14
第三节 奥托循环及热力学第二定律 .....	20
复习思考题 .....	23
第二章 航空活塞发动机的组成及工作 .....	24
第一节 航空活塞发动机概述 .....	24
第二节 发动机的进气、排气过程和压缩过程 .....	30
第三节 燃烧过程 .....	35
复习思考题 .....	48
第三章 航空活塞发动机的性能 .....	50
第一节 发动机的主要性能指标 .....	50
第二节 发动机的使用性能 .....	56
复习思考题 .....	61
第四章 航空活塞动力装置的工作系统 .....	62
第一节 燃油系统 .....	62
第二节 滑油系统 .....	71
第三节 散热系统 .....	74
第四节 点火系统 .....	77
第五节 螺旋桨和调速器 .....	84
第六节 启动系统 .....	93
复习思考题 .....	99
附 录 .....	101
参考资料 .....	107

# 绪 论

人类自古以来就怀有自由飞行的理想。在社会生产力水平极其低下的年代，人们只能靠编织许多美丽的神话和传说来圆自己的梦想。然而人类从未停止过对飞行的执著探索和勇敢尝试，在中世纪的欧洲不断有人对飞行做过勇敢的尝试，试图模仿鸟的飞行。虽然最终都以失败告终，但给后人留下了宝贵的经验。随着人们对空气动力学的逐渐认识，直到19世纪初，英国人G·凯利才提出：动力飞行必须依赖一种重量轻、推进力大的动力装置。

1883年，汽油内燃机（活塞发动机）的问世，使人类实现自由飞行成为可能。1903年12月17日，美国的莱特兄弟成功地驾驶“飞行者1号”，实现了人类第一次持续的、有动力的、可操纵的飞行，开创了现代航空的新纪元。1909年9月21日，我国最早的飞行家冯如也研制出飞机并试飞成功。两次世界大战大大刺激了航空科学技术的发展，飞机的性能得到极大的提高和完善，飞行变得更加安全和舒适，飞机已广泛用于军事、航空运输等人们生活的各个方面。可以说，航空是20世纪发展最迅速、对人类社会进步影响最大的科学技术领域之一。

从航空发展的历史可以看出航空发动机在航空发展和飞行安全中的地位和作用。在讲授发动机的工作以前，我们先介绍有关发动机的几个基本概念。

## 一、热机和航空发动机

发动机是一种将某种能量转换成机械功的动力装置。根据能量来源的不同可分为：热力发动机；水力发动机；电力发动机；原子能发动机等。热力发动机是将燃料的热能转换成机械功的动力装置；水力发动机是将重力势能转换成机械功的动力装置；电力发动机是将电能转换成机械功的动力装置；原子能发动机是将原子能转换成机械能的动力装置。

热机的工作由两大步骤组成：首先必须使燃料燃烧释放出热能；再将释放出的热能转换成机械功。所以，根据热机燃料的燃烧方式，热机又分为外燃机（即蒸汽机）和内燃机。外燃机工作时燃料在汽缸外部燃烧，

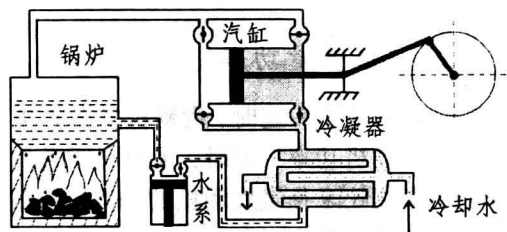


图 0.1 外燃机

燃料与工质气体不混合参与做功，如图 0.1 所示；内燃机工作时燃料在汽缸内部燃烧，燃料与工质气体混合参与做功，如图 0.2、0.3 所示。外燃机体积大，结构笨重，热利用率极低，根本无法用在飞机上。

航空发动机是一种将燃料热能转换成机械功的动力装置，属于热机范畴。只是因用在飞机上，其性能要求更高，必须满足飞机对动力装置的要求。目前，航空发动机分为两大类型：航空活塞发动机和航空喷气发动机。

航空活塞发动机是一种四行程（或二行程）、电嘴点火、往复式汽油内燃机，如图 0.2 所示。从 1903 年第一架飞机升空到第二次世界大战末期，所有飞机都使用活塞发动机作为动力装置。航空活塞发动机工作时，汽缸内燃料释放出的热能通过曲轴输出扭矩，带动螺旋桨转动，从而使螺旋桨产生推进力。所以，航空活塞发动机必须依赖螺旋桨作为推进器。航空活塞发动机具有低速经济性好，工作稳定性好的优点；但也存在着重量功率比大，高空性能、速度性能差的缺点。目前，主要用在轻型低速飞机和初教机上。

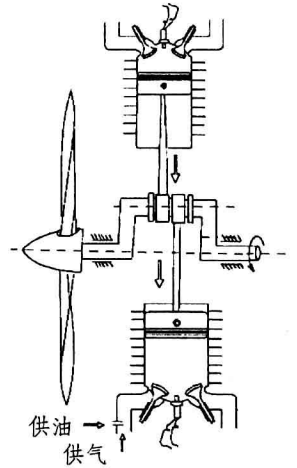


图 0.2 航空活塞发动机

航空喷气发动机是将燃料在燃烧室内连续燃烧释放出的热能转换成气体动能，并从发动机高速喷出，产生推进力的动力装置，如图 0.3 所示。它可以不依赖螺旋桨直接产生推力。喷气发动机在第二次世界大战以后，得到迅速发展。目前在航空上，各种类型的喷气发动机占据着统治地位。由于喷气发动机种类较多，性能也各有千秋，但较航空活塞发动机而言具有重量轻，推力大，高空性能、速度性能好的优点；但也存在着经济性较差的缺点。

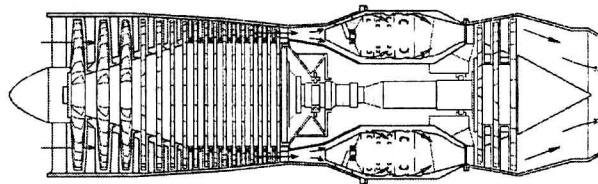


图 0.3 航空喷气发动机

## 二、飞机对航空活塞发动机的基本性能要求

由于发动机的工作对飞机的性能、飞行安全和效益起着决定性作用，而且初教机大多为单发飞机，同时学员初学飞行，动作不免粗猛，所以航空活塞发动机应满足下列基本性能要求：

### 1. 发动机重量功率比小

在发动机重量一定时，发动机发出的功率越大，飞机的起飞、复飞及爬升的性能就越好；同样，在发动机功率一定时，发动机重量越轻，飞机的飞行性能也就越好。通常以发动机的重量与功率之比来衡量发动机的轻重：比值越小，表明发动机产生 1 马力（hp）<sup>①</sup> 的功率所负担的自身重量越小，发动机就越轻。

目前，航空活塞发动机的重量功率比一般在 0.5 ~ 1.2 kgf/hp<sup>②</sup> 范围内，某些性能优良的发动机，此值可降到 0.3 ~ 0.35 kgf/hp。

① 马力（hp）为非国标单位，1 hp = 745.699 9 W。

② kgf 为非国标单位，1 kgf = 9.806 65 N。



## 2. 发动机燃油消耗率低

发动机燃油消耗率用来衡量发动机的经济性。在一定的飞行条件下，发动机燃油消耗率越低，运行成本越低，经济性就越好，同时飞机的续航时间也越长。

发动机燃油消耗率的定义是：发动机在单位时间内产生单位功率所消耗的燃油量。发动机的经济性是以发动机每发出 1 hp 的功率，在 1 h 内所消耗的燃油量多少来衡量的，目前航空活塞发动机的燃油消耗率一般在 0.18 ~ 0.38 kgf/hp · h。

## 3. 发动机尺寸要小

发动机的尺寸主要是指发动机的迎风面积和长度，减小发动机尺寸尤其是迎风面积可有效减小飞行阻力，减轻发动机重量。

## 4. 发动机可靠性要好

发动机可靠性是指在各种气象条件和飞行条件下，发动机稳定、安全工作的品质。描述发动机可靠性的参数是：空中停车率 = 发动机空中停车数/每千飞行小时。需要指出的是，对于最初投入使用的新发动机和接近翻修寿命的发动机，其工作的可靠性将变差。

## 5. 发动机的使用寿命要长

发动机寿命有翻修寿命和总寿命之分。翻修寿命是发动机制造厂商规定的从发动机出厂到第一次翻修或两次翻修间的使用期限；总寿命是指发动机经过若干次翻修后停止使用时的使用期限。发动机寿命的计算是以记录发动机实际运行时间和发动机热循环次数为基础，以先到的参数为准。当然，在发动机寿命内，若使用或维护不当也可能引起发动机提前翻修。所以，在实际使用中发动机的使用寿命与发动机是否正确使用密切相关。正确使用发动机不仅可以有效延长发动机的使用寿命，还可降低发动机的使用成本。

## 6. 发动机要便于维护

在实际飞行中，发动机维护性的好坏将直接影响到飞行的正常及维护成本。要使发动机便于维护，降低维护成本，对发动机的设计、制造都应有相应要求。如发动机的安装位置，零部件的通用性及可更换性，零部件的快速拆卸及安装等。

从以上条件可以看出，发动机要同时达到以上指标是极其困难的，有的甚至是相互矛盾的。如要提高发动机可靠性必然会使发动机的结构更为复杂，使发动机重量、结构尺寸增加等。功率大的发动机，一般来说尺寸也就大一些。发动机制造商通常针对具体飞机发动机的特点，做适当的取舍和侧重，从而使发动机的综合性能得到优化。

作为用在轻型低速飞机上的航空活塞发动机，在增大功率、减轻重量、提高可靠性、降低耗油率等方面还有一定的潜力。

本书将分四章分别介绍航空发动机的基础知识；航空活塞发动机的基本组成及工作；发动机性能；发动机的工作系统。“航空活塞动力装置”这门课程是民用飞机驾驶员和飞行技术专业学生的必修课，也为学员取得私人飞行员、商用飞行员执照奠定基础；同时也为今后取得航线运输驾驶执照及从事航线运输飞行打下必要的理论基础。学习此书内容，应注重理

论联系实际，突出安全意识。本书以确保发动机安全工作，正确使用和操纵发动机，充分发挥发动机性能，以满足飞机飞行性能要求为知识主线，贯穿各知识点。学习本课程内容后，应达到下列基本要求：理解有关航空发动机基础知识的物理意义；理解航空活塞动力装置的基本组成及工作；熟悉发动机性能及大气条件对性能的影响；熟悉发动机常见的不正常工作的原因、现象及危害，掌握预防及处置措施；理解发动机常见仪表指示参数的意义。

### 复习思考题

1. 简述航空活塞发动机的发展历程。
2. 什么是热机？航空发动机分为哪两大类型？各有何特点？
3. 飞机对航空活塞发动机的要求有哪些？
4. 本课程的学习要求是什么？

# 第一章 航空动力装置的基础知识

本章将分别简要介绍与航空发动机工作有关的工程热力学、气体动力学及燃烧的基础知识，凡相邻学科已讲授的内容，本书将不再重复。学生应理解有关概念的物理意义，为今后更好地理解航空发动机的工作及性能、正确使用发动机奠定必要的理论基础。

## 第一节 气体、气流的基础知识

### 一、气体的基础知识

#### 1. 工质

航空发动机是一种热力发动机，热机工作时，必须以某种物质为媒介，才能将热能转换成机械能，完成这种能量转换的媒介物叫工质。在物质的三态中，由于气体分子具有运动速度最快，分子间间隙最大，分子间吸引力最小这些特点，决定了气体具有良好的膨胀性、压缩性和流动性，易于实现能量转换。所以，航空发动机都选气体作为工质。

#### 2. 理想气体

分子本身只有质量而不占有体积，分子间不存在吸引力的气体叫理想气体。理想气体是我们便于分析从实际气体中抽象出来的假想气体。发动机实际工作中的工质气体在发动机工作的温度和压力内，性质与理想气体非常接近。所以，我们将航空发动机的工质气体都作为理想气体来处理。

#### 3. 气体的状态参数

描述气体状态的物理量叫做气体的状态参数。最常见的有气体的比容、压力和温度。气体的比容<sup>①</sup>的定义是：单位质量的气体所占有的容积，以符号 $v$ 表示。即

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

比容的标准单位是 $\text{m}^3/\text{kg}$ 。气体的比容是描述气体分子疏密程度的物理量，气体的比重、密度也是描述气体分子疏密程度的物理量。对一定质量的气体，当其容积变大时，比容增大，气体膨胀，气体对外做功；反之，当其容积变小时，比容减小，气体被压缩，外界对气体做

<sup>①</sup> 比容新国标名称为质量体积，比体积。

功。所以，从气体比容的变化可以看出气体做功的情形。对于气体而言，比容较密度和比重更常用。

在标准大气条件下，海平面上空气比容为  $0.816 \text{ m}^3/\text{kg}$ ，比重为  $1.2256 \text{ kgf/m}^3$ ；高度为  $11000 \text{ m}$  ( $36089 \text{ ft}$ ) 时，空气比容为  $2.746 \text{ m}^3/\text{kg}$ ，比重为  $0.364 \text{ kgf/m}^3$ 。当飞行高度升高时，大气比重减小。

气体的温度描述了气体的冷热程度，是分子热运动平均移动功能的度量。温度的分度方法叫温标。常用的温标有摄氏温度、华氏温度和热力学温度三种。

摄氏温度规定：在一个物理大气压下，纯水结冰时的温度（冰点）为 0 度，沸腾时的温度（沸点）为 100 度，中间分为一百个等份，每等份代表 1 度。摄氏温度单位的代号是  $^{\circ}\text{C}$ ，例如，摄氏 20 度可记作  $20^{\circ}\text{C}$ 。摄氏温度由瑞典人 Celsius 创立，是日常生活中使用最广泛的温标。发动机的滑油温度、汽缸头温度和排气温度等的度量常采用摄氏温度。

华氏温度规定：在一个物理大气压下，纯水结冰时的温度（冰点）为 32 度，沸腾时的温度（沸点）为 212 度，中间分为一百八十个等份，每等份代表 1 度。华氏温标单位的代号是  $^{\circ}\text{F}$ ，例如，华氏 50 度可记作  $50^{\circ}\text{F}$ 。华氏温度与摄氏温度的换算关系为：

$$F = \frac{9}{5}t + 32, \quad t = \frac{5}{9}(F - 32)$$

式中  $F$ ——华氏温度 ( $^{\circ}\text{F}$ )；  
 $t$ ——摄氏温度 ( $^{\circ}\text{C}$ )。

华氏温度由德国人 Fahrenheit 创立，由于创立较早，在西方国家使用较为广泛。美、英制发动机的滑油温度、汽缸头温度等的度量常采用华氏温度。

热力学温度是以理想气体分子完全停止热运动时的温度为绝对零度，每度大小与摄氏温度相同，热力学温度单位的代号是 K。根据理论研究结果表明：0 K 相当于摄氏零下 273.16 度（在实际计算中常取  $-273^{\circ}\text{C}$ ）。所以，热力学温度与摄氏温度的换算关系为：

$$T = t + 273$$

式中  $T$ ——热力学温度 (K)；  
 $t$ ——摄氏温度 ( $^{\circ}\text{C}$ )。

热力学温度由英国人 Kelvin 创立，主要用于热力学计算，故称为热力学温度。三种温标的关系如图 1.1 所示。

例如，摄氏温度  $t = 15^{\circ}\text{C}$  时，代入上述公式，可计算出对应的华氏温度  $F = 59^{\circ}\text{F}$ ，热力学温度  $T = 288 \text{ K}$ 。

华氏温度  $F = 100^{\circ}\text{F}$  时，代入上述公式，可计算出对应的摄氏温度  $t = 37.78^{\circ}\text{C}$ ，热力学温度  $T = 310.78 \text{ K}$ 。

气体的压力是垂直作用在壁面单位面积上的力，是气体分子碰撞器壁的结果，用符号  $p$  表示。国际单位制中的标准单位是  $\text{Pa}$  ( $\text{N/m}^2$ )。为了便于测量和使用，在实际应用中还常用以下压力单位：

百帕 (hPa)：1 百帕 = 100 Pa = 1 毫巴即 [1 巴 (bar) =  $10^5 \text{ Pa}$ ]。

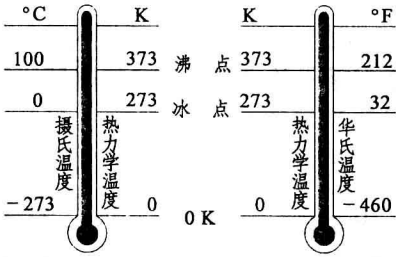


图 1.1 三种温标

千帕 (kPa): 1 千帕 = 1 000 Pa。

工程大气压 (at): 1 at = 1 kgf/cm<sup>2</sup> = 98 066.5 Pa。

工程大气压广泛用在液体压力的测量仪表中, 发动机的滑油、燃油压力常用此单位。

标准大气压 (atm): 温度为 15 °C 时, 海平面上空气的平均压力, 1 atm = 1.033 at。

PSI: 1 PSI = 1 lbf/in<sup>2</sup> ≈ 0.07 kgf/cm<sup>2</sup> = 6 894.8 Pa; 1 kgf/cm<sup>2</sup> ≈ 14.3 PSI。

PSI 在美、英制发动机中广泛用在测量液体压力的仪表中, 发动机滑油、燃油压力常用此单位。

毫米 (或英寸) 汞柱<sup>②</sup>: 1 毫米 (或英寸) 汞柱的压力等于高为 1 毫米 (或英寸) 汞柱的重力对其底部所产生的压力, 如图 1.2 所示。航空活塞发动机的进气压力常用此单位。

1 标准大气压 = 760 毫米汞柱 (29.92 英寸汞柱) = 1 013 hPa。

压力的测量可用装有某种液体 (如汞) 的弯管来测量, 如图 1.3 所示。

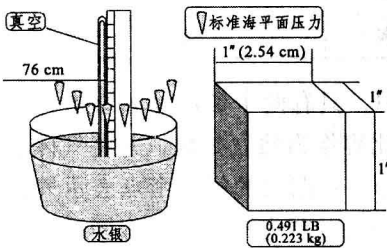


图 1.2 大气压力的测量

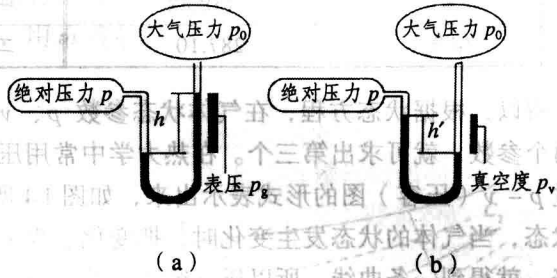


图 1.3 表压及真空度

在图 1.3 (a) 上, 容器内的压力高于大气压力, 汞柱高度 ( $h$ ) 即代表容器内压力高于大气压力的数值, 这个压力叫做表压力, 用  $p_g$  表示。为了区别表压力, 将容器内的压力叫做绝对压力。所以, 绝对压力与表压力的关系为:

$$p = p_g + p_0$$

式中  $p$ ——绝对压力;

$p_g$ ——表压力;

$p_0$ ——大气压力。

发动机的滑油压力, 燃油压力等液体压力测量的都是表压。

如果容器内的压力低于大气压力, 弯管内的汞柱就如图 1.3 (b) 所示。汞柱高度 ( $h'$ ) 代表容器内压力低于大气压力的数值, 这个压力叫做真空度, 用  $p_v$  表示。容器内的绝对压力与真空度的关系为:

$$p_v = p_0 - p$$

在热力学计算中, 都必须使用绝对压力。

#### 4. 气体的状态方程

气体的比容  $v$ 、温度  $T$ 、压力  $p$  从不同侧面反应了气体的性质。根据气体的分子运动论,

① in 为非国标单位, 1 in = 25.4 mm (准确值); lbf (磅力) 为非国标单位, 1 lbf = 4.448 N。

② 英寸汞柱 (inHg) 为非国标单位, 1 inHg = 3 386.39 Pa。

它们之间相互的联系可由状态方程表示：

$$pv = RT$$

式中  $p$ ——气体的绝对压力 (N/m<sup>2</sup>);

$v$ ——气体的比容 (m<sup>3</sup>/kg);

$T$ ——气体的热力学温度 (K);

$R$ ——气体常数[J/(kg·K)]。

常见气体气体常数  $R$  的数值如表 1.1 所示。

表 1.1 常见气体气体常数  $R$  的数值

气体	$R/[J/(kg \cdot K)]$	气体	$R/[J/(kg \cdot K)]$
氧	26.00	氮	297.20
氢	4 158.88	一氧化碳	297.20
空气	287.10	二氧化碳	189.31

所以，根据状态方程，在气体状态参数  $p$ 、 $v$ 、 $T$  中，只有两个参数是独立的，已知任意两个参数，就可求出第三个。在热力学中常用压力和比容作为独立参数，并将气体的状态通过  $p-v$  (压容) 图的形式表示出来，如图 1.4 所示。 $p-v$  图上的每一个点表示气体的一个状态，当气体的状态发生变化时，把变化过程中每一瞬间的状态都在压-容图上用点表示出来，就得到一条曲线。所以压-容图上的一条曲线，就表示气体状态的一个变化过程。

### 5. 气体的热力过程

气体理想的热力过程有：等容过程、等压过程、等温过程和绝热过程。这些理想热力过程的  $p-v$  图如图 1.5 所示。等容过程是比容不变的热力过程，航空活塞发动机的燃烧过程就是近似的等容过程；等压过程是压力不变的热力过程，航空燃气涡轮发动机的燃烧过程就是近似的等压过程；等温过程是温度不变的热力过程；绝热过程是气体与外界没有热交换的热力过程，航空活塞发动机和航空燃气涡轮发动机的压缩和膨胀过程就是近似的绝热过程。经理论推导，在绝热条件下，气体的压力和比容满足下列关系：

$$pv^k = \text{常数}$$

式中  $k$ ——气体的绝热指数。对空气， $k=1.4$ ；对燃气， $k=1.33$ 。

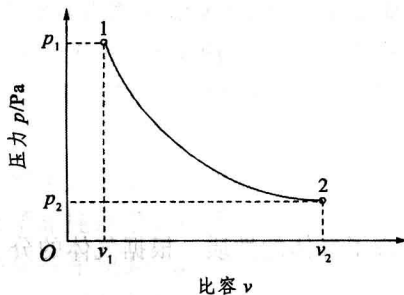


图 1.4  $p-v$  图

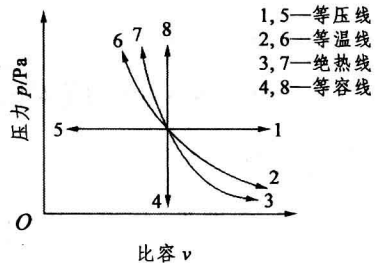


图 1.5 特殊热力过程



绝热过程，气体参数间的关系经推导为：

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^k, \quad \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{v_1}{v_2}\right)^{k-1}, \quad \frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}$$

## 二、气流的基本知识

### 1. 稳定流动与流体的连续性

稳定流动是指流体在空间各点的流动参数（如： $p$ 、 $T$ 、 $C$ 等）不随时间变化的流动，也叫定常流动，如图 1.6 所示的河水的稳定流动。发动机稳定工作时，流过发动机的气的流动，都接近于稳定流动。

如图 1.7 所示，流体在管道内流动，在管道内任意取两个截面 1-1 和 2-2，流体流量定义为单位时间内流过某截面的流体质量，用  $\dot{m}$  表示。

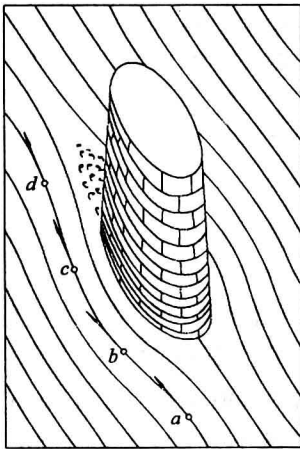


图 1.6 河水流过桥墩的情形

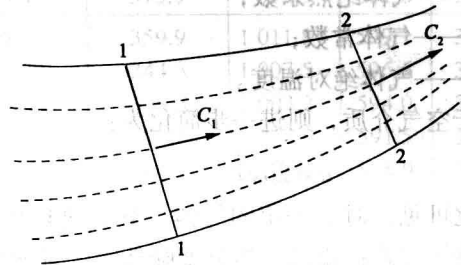


图 1.7 气体在管道内的稳定流动

用公式表述，即：

$$\dot{m} = \rho CA$$

式中  $\rho$ ——管道截面处流体的密度；  
 $C$ ——垂直于管道截面的流体速度；  
 $A$ ——管道的横截面积。

根据质量守恒定律，对于定常流动，单位时间内流进 1-1 截面的流体质量必然等于单位时间内流出 2-2 截面的流体质量，即：

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2$$

对于不可压流（如液体），流体的密度为常数，则有：

$$C_1 A_1 = C_2 A_2 = \text{常数}$$

所以，截面积小处流体的流速快，截面积大处流体的流速慢。

## 2. 音速和马赫数

音速是弱扰动波在介质中的传播速度，用  $a$  表示。例如摇铜铃时，由铜铃引起的弱扰动的传播见图 1.8 所示。经理论推导：

$$a = \sqrt{\frac{\Delta p}{\Delta \rho}}$$

式中  $\Delta p$  ——受扰动后引起的介质压力微变量；

$\Delta \rho$  ——受扰动后引起的介质密度微变量。

由此可见，音速描述了介质的压缩性： $a$  越大，说明介质受压后，其密度变化小，介质不易压缩； $a$  越小，说明介质受压后，其密度变化大，介质易压缩。例如：常温下，声音在水中的传播速度为 1 450 m/s，在空气中的传播速度只有 340 m/s。这是因为水不易压缩，而空气较易压缩之故。对气体介质，经推导：

$$a = \sqrt{kRT}$$

式中  $k$  ——气体绝热系数；

$R$  ——气体常数；

$T$  ——气体绝对温度。

对于空气介质，则进一步简化为：

$$a = 20\sqrt{T}$$

由此可见，对于一定的气体，其音速只与介质温度有关，当温度升高时，音速也升高，介质压缩性变差；相反，当温度降低时，音速也降低，介质压缩性变好。所以，热空气不易压缩。如在海平面，当空气温度为 288 K 时（15 °C），音速值为 340 m/s，1 224 km/h；当在 11 000 m 高空时，大气温度降为 216.5 K（- 56.5 °C），音速值减小为 295 m/s，1 062 km/h。

国际标准大气的温度、压力和音速值如表 1.2 所示。

表 1.2 国际标准大气的温度、压力、音速值

ALTITUDE ( $h$ )		AMBIENT TEMPERATURE ( $T$ )			AMBIENT PRESSURE ( $p_0$ )		SPEED OF SOUND ( $a$ )		
ft	m	K	°C	°F	lbf/in <sup>2</sup>	mbar	ft/s	kn	m/s
- 1 000	- 304.8	290.13	+ 16.98	62.6	15.24	1 050.4	1 120.3	663.3	341.5
0	0	288.15	15.00	59.0	14.69	1 013.2	1 116.6	661.1	340.3
+ 1 000	+ 304.8	286.17	13.02	55.4	14.17	977.1	1 112.6	658.8	339.1
2 000	609.6	284.19	11.04	51.9	13.66	942.1	1 108.7	656.5	337.9
3 000	914.4	282.21	9.06	48.3	13.17	908.1	1 104.9	654.2	336.8
4 000	1 219.2	280.23	7.08	44.7	12.69	875.1	1 100.9	651.9	335.6
5 000	1 524.0	278.24	5.09	41.2	12.23	843.0	1 097.1	649.6	334.4
6 000	1 828.8	276.26	3.11	37.6	11.78	811.9	1 093.2	647.8	333.2
7 000	2 133.6	274.28	1.13	34.0	11.34	781.8	1 089.3	644.9	332.0
8 000	2 438.4	272.30	- 0.85	30.5	10.92	752.6	1 085.3	642.6	330.8
9 000	2 743.2	270.32	- 2.83	26.9	10.51	724.3	1 081.4	640.3	329.6
10 000	3 048.0	268.34	- 4.81	23.3	10.11	698.8	1 077.4	637.9	328.4

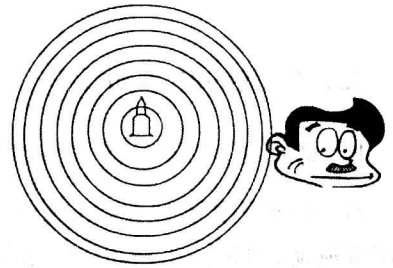


图 1.8 铜铃振动引起的扰动的传播

续表 1.2

ALTITUDE (h)		AMBIENT TEMPERATURE (T)			AMBIENT PRESSURE (p <sub>0</sub> )		SPEED OF SOUND (a)		
ft	m	K	°C	°F	lbf/in <sup>2</sup>	mbar	ft/s	kn	m/s
11 000	3 352.8	266.36	- 6.79	19.8	9.72	670.2	1 073.4	635.6	327.2
12 000	3 657.6	264.38	- 8.77	16.2	9.35	644.4	1 069.4	633.2	325.9
13 000	3 962.4	262.39	- 10.76	12.6	8.98	619.4	1 065.4	630.8	324.7
14 000	4 267.2	260.41	- 12.74	9.1	8.63	595.2	1 061.4	628.4	323.5
15 000	4 572.0	258.43	- 14.72	5.5	8.29	571.7	1 057.3	626.0	322.3
16 000	4 876.8	256.45	- 16.70	1.9	7.97	549.1	1 053.3	623.6	321.1
17 000	5 181.6	254.47	- 18.68	- 1.6	7.65	527.2	1 049.2	621.2	319.8
18 000	5 486.4	252.49	- 20.66	- 5.2	7.34	505.9	1 045.1	618.8	318.5
19 000	5 791.2	250.51	- 22.64	- 8.8	7.04	485.6	1 040.9	616.4	317.3
20 000	6 096.0	248.53	- 24.62	- 12.3	6.75	465.6	1 036.9	613.9	316.1
21 000	6 400.8	246.54	- 26.61	- 15.9	6.48	446.4	1 032.7	611.5	314.8
22 000	6 705.6	244.56	- 28.59	- 19.5	6.21	427.9	1 028.6	609.0	313.5
23 000	7 010.4	242.58	- 30.57	- 23.0	5.95	409.9	1 024.4	606.5	312.2
24 000	7 315.2	240.60	- 32.55	- 26.6	5.69	392.7	1 020.2	604.1	310.9
25 000	7 620.2	238.62	- 34.53	- 30.2	5.45	375.9	1 015.9	601.6	309.7
26 000	7 924.8	236.64	- 36.51	- 33.7	5.22	359.9	1 011.8	599.1	308.4
27 000	8 229.6	234.66	- 38.49	- 37.3	4.99	344.3	1 007.5	596.6	307.1
28 000	8 534.4	232.68	- 40.47	- 40.9	4.78	329.3	1 003.2	594.0	305.8
29 000	8 839.2	230.69	- 42.46	- 44.4	4.57	314.8	998.9	591.5	304.5
30 000	9 144.0	228.71	- 44.44	- 48.0	4.36	300.9	994.7	588.9	303.2
31 000	9 448.8	226.73	- 46.42	- 51.6	4.17	287.4	990.3	586.4	301.9
32 000	9 753.6	224.75	- 48.40	- 55.1	3.98	274.5	986.0	583.8	300.5
33 000	10 058.4	222.77	- 50.38	- 58.7	3.80	261.9	981.7	581.2	299.2
34 000	10 363.2	220.79	- 52.36	- 62.3	3.63	249.9	977.3	578.7	297.9
35 000	10 668.0	218.81	- 54.34	- 65.8	3.46	238.4	972.9	576.1	296.5
36 000	10 972.8	216.83	- 56.32	- 69.4	3.29	227.3	968.5	573.4	295.2
36 089	11 000.0	216.65	- 56.50	- 69.7	3.28	226.3	968.1	573.2	295.1
37 000	11 277.6	Ambient temperature remains constant from this point up to 65 617 ft.			3.14	216.6	Speed of sound remains constant from this point up to 65 617 ft.		
38 000	11 582.4				2.99	206.5			
39 000	11 887.2				2.85	196.8			
40 000	12 192.0				2.72	187.5			
45 000	13 716.0				2.14	147.5			
50 000	15 240.0				1.68	115.9			
55 000	16 764.0				1.32	91.2			
60 000	18 288.0				1.04	71.7			
65 000	19 812.0				0.82	56.4			

马赫数的定义是气流中任意一点处的流速与该点处气流音速的比值，即：

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

经理论推导，当气体与外界无能量交换且没有摩擦损失（简称绝能无摩擦流动）时，气