



航天科工出版基金资助出版



吸气式发动机 气动热力学

于守志 何勇攀 陈静敏 著



中国宇航出版社

航天科工出版基金资助出版

吸气式发动机气动热力学

于守志 何勇攀 陈静敏 著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

吸气式发动机气动热力学 / 于守志, 何勇攀, 陈静
敏著. — 北京: 中国宇航出版社, 2015. 4

ISBN 978 - 7 - 5159 - 0893 - 9

I. ①吸… II. ①于… ②何… ③陈… III. ①航空发
动机-气动传热-研究 IV. ①V231.3

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2015) 第 027090 号

责任编辑 侯丽平

责任校对 祝延萍

封面设计 文道思

出版
发行 **中国宇航出版社**

社址 北京市阜成路 8 号
(010) 60286808

邮 编 100830
(010) 68768548

网 址 www.caphbook.com

经 销 新华书店

发行部 (010) 60286888
(010) 60286887

(010) 68371900
(010) 60286804 (传真)

零售店 读者服务部
(010) 68371105

承 印 北京画中国画印刷有限公司

版 次 2015 年 4 月第 1 版

2015 年 4 月第 1 次印刷

规 格 880 × 1230

开 本 1/32

印 张 13.5

字 数 392 千字

书 号 ISBN 978 - 7 - 5159 - 0893 - 9

定 价 128.00 元

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

深研细究
融会贯通

鮑克明

总结提升
凝炼规律
指导实践
助力创新

王礼恒

序

高性能吸气式发动机设计始终面对的一个重要问题就是气动热力问题。解决好这个问题，首先要求设计者必须具有扎实和深厚的气动热力理论基础，同时要求具有一套系统和高效的计算程序作为设计分析工具。

本书深入浅出地解析了能量守恒定律在热化学中的应用，针对多种燃料混合燃烧后的气体成分及燃烧效率进行分析，创造性地提出了燃气虚构分析方法，系统性地总结和完善了吸气式发动机变比热容计算的应用方法，并详细说明了相似定律在吸气式发动机研究过程中的应用，给出了一套完整的发动机研究过程中应用到的大气和气动物理参数。

本书是于守志同志根据自己 50 多年吸气式发动机科研成果和设计实践经验，从基本概念和定律出发，推导、总结和归纳出的一套系统的吸气式发动机气动热力分析基础知识，是一本有理论、有实践，实用性和针对性都很强的工程性参考资料，特别是对吸气式发动机初级设计者尽快进入工作状态具有很好的指导意义。

于守志

2014 年 10 月

前 言

本书为从事吸气式发动机研制者而编，主要内容是有关的气动热力学知识。本书的特点是从基本概念和基本定律出发，导出可直接应用的一系列关系式。随着信息时代的发展，加上材料工艺的进步，发动机的研制揭开了新的一页。计算技术的发展，打开了变比热容气动热力过程和三维流场计算的大门。本书对变比热容的气动热力过程作了详细的论述，并提出了相应的计算方法和计算程序框图。

本书的亮点有：

- 给出了任意固、液燃料的热值，理论空气量的通用表达式；
- 提出了虚构燃气的概念，给出了任意燃料虚构燃气焓值多项式的计算方法；
- 在定比热容气动函数中，给出了各气动函数之间的关系；
- 给出了各种已知参数下计算变比热容斜激波参数的方法和程序框图；
- 给出了变比热容锥形激波求解流程；
- 提出了一维流场与三维流场接轨的基本概念和计算方法；
- 给出了模拟试验和空中飞行燃烧室截面参数的计算流程；
- 绘制了可供工程应用的燃烧室截面参数的微分和差分表达式；
- 提出了计算超燃发动机热力喉道的程序框图；
- 提出了变比热容气动函数的计算流程图；

• 提出了模型吹风和足尺寸模拟进气的非相似性和修正的方法。

本书部分内容可作为工具书使用，部分内容可作为设计平台使用。本书的论述可供有关专业培训参考。

邵文清研究员等专家对本书进行了认真评审，对此表示衷心感谢。

由于作者的水平有限，错误在所难免。恳请专家和读者提出具体意见，以便今后修改、充实和完善本书内容。

作 者

2014年7月

于北京动力机械研究所

目 录

第 1 章 连续介质与气动热力定律	1
1.1 连续介质	1
1.2 气动热力定律	2
第 2 章 状态参数与状态方程	4
2.1 状态参数	4
2.2 状态方程	4
2.2.1 完全气体	5
2.2.2 实际气体	5
2.3 实际气体的定压比热容、比热比和等熵指数 k	8
2.4 常用完全气体的状态参数	11
2.4.1 比内能和比焓	11
2.4.2 定压比热容、比热比和声速	11
2.4.3 比熵	12
2.4.4 比自由焓	14
第 3 章 能量守恒定律在热化学中的应用	16
3.1 总焓和标准比生成焓	16
3.1.1 赫斯定律	16
3.1.2 标准比生成焓 (标准生成热)	16
3.1.3 比总焓	17
3.2 热值与理论空气量	18
3.2.1 热值	18
3.2.2 理论空气量	20
3.3 混气和燃烧产物的性质	22

3.3.1	摩尔分数与质量分数	22
3.3.2	分压、分容积和分密度定律	23
3.3.3	混气的参数	24
3.4	燃料浓度的表示方法	37
第4章	气体动力学基础知识	38
4.1	研究流体运动的方法	38
4.2	常用的气动参数	38
4.3	一维气体动力学基本方程	39
4.3.1	流量方程	40
4.3.2	能量方程	40
4.3.3	冲量方程	41
4.3.4	总、静压关系	43
4.4	定比热容气体动力学函数	44
4.4.1	气动函数 τ 、 π 、 ϵ 的 Ma 函数	44
4.4.2	λ 和 Ma 的关系	45
4.4.3	τ 、 π 、 ϵ 的 λ 函数	45
4.4.4	与冲量有关的气体动力学函数	47
4.4.5	与流量有关的气体动力学函数	50
4.4.6	摩擦管气动函数	51
4.4.7	超声速二次喉道的气动函数	53
4.4.8	激波前后参数的变化	56
4.4.9	等截面摩擦管和燃烧管参数变化	66
4.4.10	常用气动函数和常用公式	68
4.5	变比热容参数计算	68
4.5.1	正激波参数的计算	82
4.5.2	斜激波参数的计算	87
4.5.3	锥形激波与锥形流	95
4.5.4	锥形流的数值解	96
4.6	普朗特-迈耶尔流动	102
4.7	截面参数	106
4.7.1	独立的截面参数和其他参数的计算	106

4.7.2 一维流与三维流场的接轨	110
4.8 一般的一维流	111
4.8.1 发动机来流气动热力参数的计算	112
4.8.2 燃烧室出口气动热力参数的计算	114
4.8.3 燃烧室截面参数的计算	120
4.8.4 燃烧室截面参数的微分表达式	129
4.8.5 燃烧室末段实用的微分表达式 ——分析热力喉道	139
4.9 黏性流	145
4.9.1 附面层	145
4.9.2 层流与湍流	149
4.9.3 附面层内的速度分布	152
4.9.4 流动的转捩与附面层分离	154
4.9.5 激波的反射和相交	156
4.9.6 激波与附面层的相互作用	159
4.9.7 激波串	161
第 5 章 变比热容气动函数	166
5.1 气动函数的定义和导出方程	167
5.2 基本方程	170
5.3 计算程序框图	171
5.4 变比热容空气的正激波气动函数	174
第 6 章 相似原理	179
6.1 相似概念	179
6.2 量纲分析及其应用	185
6.2.1 基本量纲和导出量纲	185
6.2.2 π 定理	187
6.2.3 π 定理的应用举例	188
6.3 相似原理的近似性及其修正	194
6.3.1 近似性	194
6.3.2 修正	195

第 7 章 大气参数	198
7.1 标准大气	198
7.1.1 干空气成分	199
7.1.2 高度与重力加速度	200
7.1.3 大气温度随高度的变化	201
7.1.4 大气压力随高度的变化	202
7.1.5 大气密度随高度的变化	203
7.1.6 大气的动力黏度	203
7.1.7 导热系数	203
7.2 气候极值	204
7.2.1 温度、压力统计数值	204
7.2.2 线性插值	209
7.2.3 湿度极值	211
7.2.4 降雨强度与空气中雨滴 (云滴) 的含水量	212
7.2.5 发动机吞水模拟试验	213
附表 1a 气动函数表 ($\gamma = 1.4$)	217
附表 1b 气动函数表 ($\gamma = 1.33$)	229
附表 1c 气动函数表 ($\gamma = 1.2$)	242
附表 2a 正激波、摩擦管、超声速二次喉道、普朗特-迈耶尔 流动气动函数参数表 ($\gamma = 1.4$)	258
附表 2b 正激波、摩擦管、超声速二次喉道、普朗特-迈耶尔 流动气动函数参数表 ($\gamma = 1.33$)	271
附表 3 标准大气飞行参数表	284
附表 4a 斜激波参数表 ($\gamma = 1.4$)	349
附表 4b 斜激波参数表 ($\gamma = 1.33$)	373
附图 1 干空气变比热气动函数	398
附图 2 干空气正激波变比热气动函数 ($T - Ma$)	411
附图 3 干空气正激波变比热气动函数 ($T_t - Ma$)	415
参考文献	419

第 1 章 连续介质与气动热力定律

飞行器的动力装置——吸气式发动机，是一个“等压加热”的热力机械。以冲压发动机为例，来流空气通过进气道压缩后，与燃料在燃烧室内燃烧产生热能，再通过喷管使燃气膨胀并排入大气从而产生推力。其工作过程常用一元流计算各特征截面的参数，各截面参数的关系都是由气动和热力的基本定律得来的。

1.1 连续介质^[1-2]

流动的和静止的气体都是由分子组成的，当分子的平均自由程 λ 远远小于发动机任何部分的最小尺寸 l 时，就可以将其视为连续均匀流动的介质。据参考文献 [2] 介绍，当气体的克努森数 $K_n = \frac{\lambda}{l} < 0.03$ 时，即可视为连续介质，除非在很高的高空，气体分子非常稀薄，分子平均自由程可以与飞行器的最小尺寸相比较时，才考虑稀薄气体的动力学问题。在本书研究的吸气式发动机工作范围内，无论是进气道的来流空气流动还是燃烧室、尾喷管的燃气流动都可作为连续介质。由于流体是连续介质，所以就可以用气动热力学的参数进行运算，而不需考虑某空间、时间瞬时的分子运动特性。如密度 ρ 就可定义为 $\lim_{\delta V \rightarrow \delta V_{\min}} \delta m / \delta V$ ，即某一瞬间某点的单位体积的质量（ δV_{\min} 可视为连续介质的最小容积），而流体的速度即可认为是某点瞬间微气团的速度。在湍流中该点还存在一个微团的脉动速度。钱学森建议附面层厚度要大于分子平均自由程 100 倍，才可视为连续介质。

1.2 气动热力定律

吸气式发动机工质的流动和燃烧反应等都必须满足气体动力学和热力学定律。这些定律是质量守恒定律、牛顿第一、二、三定律和热力学的第零、一、二、三定律。

质量守恒定律：在不考虑爱因斯坦的相对论及其物理效应的前提下，一个确定系统的质量不变。

牛顿第一定律：在无外力作用时，任何物体（含流体）保持不变的匀速直线运动。速度为零的静止物，保持永恒的静止状态。

牛顿第二定律：在质量守恒的前提下，质点运动的加速度与物体所受合力成正比，加速度的方向与合力方向相同。外力相同时，物体的加速度与质量成反比。质量是表示物体惯性大小的标量。质点动力学的基本方程为

$$\mathbf{F} = \sum \mathbf{F}_i = m\mathbf{a} \quad (1-1)$$

式中 \mathbf{F}_i , \mathbf{F} ——分别表示物体所受的第 i 种矢量力和所有矢量力的合力， \mathbf{a} 表示加速度矢量， m 为质量。

牛顿第三定律：除两个运动的带电粒子间的磁力和两个电流之间的相互作用外，两个物体间的作用力总是成对产生，且大小相等，方向相反，作用在同一条直线上。

热力学第零定律^[3]：均相系统中两个客观热平衡的物体分别与第三个热平衡物体处于热平衡，它们彼此之间也一定互相为热平衡状态。也可简述为，如果两个物体的温度分别与第三个物体的温度相等，则它们的温度也相等。

热力学第一定律：自然界的一切物质，都含有不同形式的能量。能量从一种形式转化为另一种形式时，能量的总和不变。热力学第一定律又称为能量守恒定律。能量守恒定律的量化关系为：外界加入体系的热量 Q ，等于体系向外界作的功 W ，加上总能量的增量 ΔE 。即

$$Q = W + \Delta E \quad (1-2)$$

上述关系式对实际气体或完全气体、对可逆过程或不可逆过程、对流动气体或静止气体都是适用的。

热力学第二定律：不可能制造一个循环工作的机器，只有一个热源以连续不断的方式输出正功。即功变为热能是自发进行的，是不可逆的。而热能转变为功是有条件的。热力学第二定律还可陈述为，对可逆过程孤立系统的熵不变，对不可逆过程熵必增加。

热力学第三定律：不可能使一个物体达到绝对零度。

在进行发动机气动热力计算时，上述八大定律都要满足。其中牛顿第一定律、热力学第零定律、热力学第二定律和热力学第三定律并不直接参与量值计算，而是自动满足的。热力学第二定律的熵增原理还应用于燃烧的热分解计算。牛顿第三定律在发动机作用力、尤其是推力和气流剪切应力计算中有所应用。而质量守恒定律、牛顿第二定律、热力学第一定律，在气动热力计算中起着支配作用。

第 2 章 状态参数与状态方程

2.1 状态参数

连续介质的热力系统在某一瞬间所处的物理状态称为系统的状态。用以描述系统所处状态的一系列宏观物理量称为状态参数。系统工质的状态是通过状态参数确定的。状态参数单值地取决于状态。状态变化时，至少有一个状态参数产生了变化。状态参数的变化只取决于起始和变化后的状态，而与变化的历程无关。

气体的压力 p 、温度 T 、密度 ρ 是三个可直接测量的基本状态参数。由这三个状态参数可导出给定气体的所有需要的其他状态参数。原则上，气体的状态参数有无数个，凡是由这三个状态参数的函数组合成的参数都可称为状态参数。发动机气动热力计算能用的状态参数为压力 p 、温度 T 、密度 ρ 、定压比热容 c_p 、比焓 h 、比熵 s ，自由比焓（Gibbs 自由能）等。对均相平衡体系，只需一个含有适当宏观量的物态方程，就可以将全部热力学性质推导出来。决定状态的变量（状态参数）只有两个。当两个独立的状态参数确定后，该状态即被确定，其他所有状态参数也随之被确定。

2.2 状态方程

状态方程是描述基本状态参数 p ， T ， ρ 之间定量关系的基本方程，在发动机的气动热力计算中处处都要应用。

2.2.1 完全气体

若忽略气体分子的体积和分子之间的作用力，则状态方程满足克拉贝龙方程，这种气体被称为完全气体。常用的状态方程为

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

式中 R ——气体常数， $R = \bar{R}/\mu$ ， \bar{R} 为通用气体常数， $\bar{R} = 8\,314.3$ J/(kmol·K)， μ 为分子量。

早期式(2-1)是由试验方法得到的，后来又从气体分子运动论的基本方程导出。当气体的压力不太大、温度不太低时，完全气体能较真实地反映气体的性质。在发动机的实际工作压力和温度范围内，利用完全气体的状态方程已成为公认的合理假设。

2.2.2 实际气体

在发动机模拟试验时，特别是高飞行马赫数的模拟试验，常在高压常温或在较低温度（加入液氧）下测取来流流量，完全气体的假设可能带来较大的偏差。在这种情况下就应该考虑气体分子的体积和分子之间的吸引力。范德瓦尔于1873年提出了范德瓦尔状态方程，即

$$(p + a\rho^2) \left(\frac{1}{\rho} - b \right) = RT \quad (2-2)$$

式中， a ， b 称为范德瓦尔常数，取决于气体的性质。其中 $a\rho^2$ 修正分子之间的吸引力； b 修正气体分子的体积。 a ， b 都是正值。该方程在临界区附近仍有相当大的偏差，后又有学者提出更多的状态方程。

根据气体临界点的压力 p_c 和温度 T_c 的特点，可导出 a 、 b 与临界点参数的关系如下^[4]

$$a = \frac{27}{64} \frac{R^2 T_c^2}{p_c} \quad (2-3)$$

$$b = \frac{RT_c}{8p_c} \quad (2-4)$$