

冲压发动机技术

(上册)

[美] 约翰·霍甫金斯大学应用物理实验所 编

李存杰 付巽权 司徒明 译

玉树声 李济众 凌育锦

玉树声 校

国防工业出版社

冲压发动机技术

(上册)

〔美〕约翰·霍甫金斯大学应用物理实验所 编

李存杰 付巽权 司徒明
王树声 李济众 凌育锦 译
王树声 校

国防工业出版社

内 容 简 介

本书比较全面地论述和总结了有关冲压发动机研制各方面的问题，全书共分十三章。

本书是将已陆续出版的前九章（其中第一章“导论”尚未出版，为了保持该书的完整性，译者根据原书的意图加写了这章）汇集译出的，作为上册。其内容包括：导论、基本绝热理论、超音速进气道、尾喷管、燃烧室流动和发动机性能、燃料、燃料系统、燃料-空气混合物的形成、燃烧室设计。

本书可直接供从事冲压发动机研制工作的技术人员参考，对从事涡轮喷气发动机和火箭发动机研制的技术人员以及有关院校的师生也有很大的参考价值。

Ramjet Technology
Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory
“PB”报告1965~1974

*

冲压发动机技术

（上册）

李存杰、付巽权、司徒明、王树声、李济众、凌育锦 译

王树声 校

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092¹/₁₆ 印张 17¹/₂ 403 千字

1980年6月第一版 1980年6月第一次印刷 印数：0,001—2,200册

统一书号：15034·1978 定价：1.80元

译者的话

冲压发动机的概念是1913年首先由法国人雷内·劳伦 (René Lorin) 提出的。近四十年以来, 冲压发动机技术发展较快, 在研制中发表了很多文献, 但作为专门著作的书籍则是比较少的。《冲压发动机技术》一书是国外现有书籍中在这方面论述较全面的一种, 它是由约翰·霍甫金斯大学 (Johns Hopkins University) 应用物理实验所 (Applied Physics Laboratory) 主持编写的。本书不仅综合论述冲压发动机的基本理论, 而且结合研制经验具体叙述了整体设计和主要部件设计的一些问题以及燃料选择、试验设备和技术等, 内容比较丰富, 在美国是作为冲压发动机研制人员的手册之类的文献使用的。对国内从事这方面的工作人员也很有参考价值。由于冲压发动机技术中有些方面如喷管、涡轮泵燃料供给系统与火箭发动机技术很接近, 因此这部分也可供火箭发动机设计人员参考。至于燃料-空气混合气的形成及燃烧室设计部分也可供涡轮喷气发动机设计人员参考。

原书计划共十三章, 先写成预印本, 陆续出版, 到现在为止已出版了十章, 尚有三章未公开出版, 各为: 第一章“导论”, 第十章“超音速冲压发动机的初步设计”和第十二章“材料”。现将1974年前公开出版的第二章至第九章汇集译出, 作为上册出版, 待其他章节出齐后一并译出, 作为下册。

由于第一章“导论”尚未出版, 影响了该书的完整性, 我们根据原书的意图, 综合有关资料及外刊报导, 由付巽权和李存杰同志执笔写了第一章“导论”, 在这一章中, 扼要地介绍了冲压发动机原理、特点和发展史, 并展望了其前景。

该书各章是由不同作者编写的, 加之全书尚未统一汇编, 所以各章在编排上有不一致之处, 有些地方还有技术上的错误, 对此在翻译时作了订正。

参加本书翻译的有: 李存杰 (第二、四、九章), 付巽权 (第三章), 司徒明 (第五、八章), 王树声 (第六章), 李济众、凌育锦 (第七章), 全书由王树声同志校对, 全部插图由甄淑敏同志重新描绘。在译校过程中, 得到了于守志、唐仲藩、雷英汉、高书明等同志的很大帮助, 特此表示感谢。

由于我们水平有限, 错误之处在所难免, 欢迎读者批评指正。

目 录

符号	1
第一章 导论	4
1.1 引言	4
1.2 冲压发动机的工作原理	6
1.3 冲压发动机的性能特点	7
1.3.1 各种类型的发动机主要性能指标比较	7
1.3.2 冲压发动机的特点	10
1.4 冲压发动机的发展简史	11
1.5 冲压发动机的现状与展望	18
参考文献	21
第二章 基本绝热理论	23
2.1 一元气体动力学	23
2.1.1 基本关系式	23
2.1.2 音速	26
2.1.3 马赫数	27
2.1.4 等熵可压缩流动	28
2.1.5 正激波	31
2.2 二元超音速波系	34
2.2.1 斜激波	34
2.2.2 普朗特-迈耶膨胀流	37
2.2.3 射流结构	38
2.3 产生推力的循环	40
2.3.1 推力和阻力	40
2.3.2 冲压发动机的热力循环	42
附录 绝热马赫数函数表	44
参考文献	47
第三章 超音速进气道	48
3.1 引言	48
3.2 扩压器性能参数	48
3.2.1 总压恢复系数	49
3.2.2 捕获面积比或质量流量比	49
3.2.3 进气道阻力	50
3.3 内压式扩压器	51
3.3.1 圆锥扩压器	51
3.3.2 正激波扩压和进气道起动	52
3.3.3 几种几何形状可变的扩压器	54
3.4 斜激波扩压器	55
3.4.1 单锥扩压器	56
3.4.2 双锥扩压器	57
3.5 等熵锥轴对称扩压器	59

3.5.1 设计问题	59
3.5.2 典型特性	66
3.6 附面层问题	67
3.6.1 压缩表面上的附面层	68
3.6.2 喉道区的附面层	69
3.6.3 亚音扩压器中的附面层	70
3.6.4 机体的附面层	70
3.7 扩压器喘振	70
3.7.1 喘振理论	71
3.7.2 喘振与发动机设计的关系	72
参考文献	73
第四章 尾喷管	75
4.1 性能关系式	75
4.1.1 理想喷管流动	75
4.1.2 喷管效率	76
4.2 膨胀过程中的问题	82
4.2.1 在排气中复合的影响	82
4.2.2 气体-微粒喷管流动	83
4.3 推力喷管的设计	84
4.3.1 圆锥型喷管	85
4.3.2 特型喷管	85
4.3.3 扭斜喷管	86
4.3.4 塞式喷管	87
4.4 推力矢量控制	88
4.4.1 可动喷管	89
4.4.2 偏转面	90
4.4.3 激波引起偏转	90
附录 在与管道流动有关的各表格中参数的范围表	93
参考文献	95
第五章 燃烧室流动和发动机性能	99
5.1 加热流动	99
5.1.1 实际气体影响	99
5.1.2 非绝热流动	101
5.1.3 加热和推力	103
5.2 燃烧室工作过程	104
5.2.1 流动现象	104
5.2.2 流动计算	105
5.2.3 燃烧效率	107
5.3 发动机性能计算	108
5.3.1 推力特性	108
5.3.2 最佳的燃料比冲	110
5.3.3 发动机最佳化设计程序	113
附录 在等截面管道中非绝热马赫数函数表	118
参考文献	119
第六章 冲压发动机燃料	121
6.1 引言	121
6.2 热化学观点	121

6.2.1 热的释放	121
6.2.2 燃料-空气混合物的定义	122
6.2.3 理论火焰温度的计算	122
6.2.4 比冲参数	125
6.2.5 准确的热力学数据的重要性	128
6.3 作战观点	129
6.3.1 燃料特性和任务要求	129
6.3.2 燃料的物理和处理性质	131
6.4 各类燃料的性质	132
6.4.1 煤油型的喷气推进 (JP) 燃料和冲压喷气 (RJ) 燃料	132
6.4.2 高性能烃	133
6.4.3 热沉燃料	136
6.4.4 简单有机化合物	137
6.4.5 轻金属和悬浮液	137
6.4.6 金属-有机燃料和硼氢燃料	138
6.4.7 氢	140
6.5 结论	140
参考文献	140
第七章 燃料系统	143
7.1 不可压缩流体流动的原理	143
7.2 燃料控制系统的输入参数	144
7.3 马赫数的测量和控制	146
7.4 燃料控制系统的设计	147
7.5 燃料-空气比控制的一种形式	149
7.6 燃料供给	150
7.6.1 燃料加压方法的选择	150
7.6.2 确定燃料加压要求	151
7.6.3 加压气体要求	152
7.6.4 加速度影响	153
7.6.5 压力调节	155
7.6.6 加压对燃料箱设计的影响	158
7.7 燃料抽吸	159
7.7.1 能源的选择及其对导弹性能的影响	159
7.7.2 空气涡轮的有效功率	161
7.7.3 涡轮设计	163
7.7.4 泵的选择与设计	165
7.7.5 涡轮与泵的配合性能	167
7.8 燃料喷注	167
7.9 闭路控制系统的设计	168
7.9.1 引言	168
7.9.2 元件特性的解析法	169
7.9.3 整个燃料控制系统的闭路分析	174
7.10 导弹燃料控制的测试仪表	177
7.10.1 飞行用测试仪表	177
7.10.2 实验室燃料控制的测试仪表	179
7.11 环境考虑	180
7.12 总体考虑	181
7.12.1 对整个飞行器系统的总体考虑	181
7.12.2 对飞行器与弹体的总体考虑	183

7.12.3 对发动机的总体考虑	186
7.12.4 对燃料控制系统元件的总体考虑	186
7.13 典型的燃料控制系统装置讨论	187
7.14 燃料控制系统的封装	190
7.15 有用的方程与表格	191
参考文献	198
第八章 燃料-空气混合物的形成	199
8.1 雾化	199
8.1.1 雾化的机理	199
8.1.2 测量液滴尺寸分布的试验方法	202
8.1.3 液滴尺寸分布	240
8.1.4 燃料喷嘴	205
8.2 混合	207
8.2.1 扩散方程	207
8.2.2 扩散的经验数据	210
8.2.3 在冲压发动机燃烧室中的应用	213
8.3 蒸发	214
8.3.1 平衡蒸发	215
8.3.2 在静止空气中的单滴蒸发	217
8.3.3 在气流中单滴的蒸发	220
8.3.4 喷雾蒸发	221
参考文献	223
第九章 燃烧室设计	226
引言	226
9.1 火焰稳定和火焰传播	229
9.1.1 从燃烧基本原理看某些趋势	229
9.1.2 火焰的稳定和传播	234
9.2 燃烧室热释放	236
9.2.1 理论	236
9.2.2 试验	238
9.3 燃烧室的缩尺模拟	239
9.4 罐式燃烧室的设计	240
9.4.1 燃烧室的稳定性	240
9.4.2 第一设计程序	242
9.4.3 第二设计程序	245
9.5 具有不良流线体火焰稳定器的燃烧室设计	247
9.5.1 燃烧室的稳定性	247
9.5.2 气流进口状态对燃烧效率 (η_c) 的影响	249
9.5.3 火焰稳定器形状对 η_c 的影响	251
9.5.4 燃料-空气比和燃料-空气分布的影响	252
9.5.5 燃料蒸发和燃料类型对 η_c 的影响	255
9.5.6 燃烧室长度对 η_c 的影响	255
9.5.7 具有不良流线体火焰稳定器的燃烧室的阻力	256
9.6 设计方面的一些其它问题	258
9.6.1 点火器	258
9.6.2 预燃室设计	263
9.6.3 冷却套筒设计和尾喷管的整体性	264
9.7 高能燃料、固体燃料的使用和其它推进系统方案	266
9.8 有关设计和试验方面问题的小结	267
参考文献	268

符 号

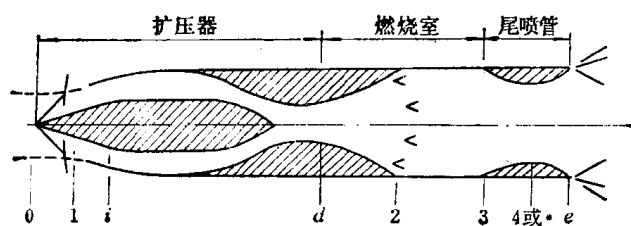
a	音速 (英尺/秒)	H_0	燃烧热 (焓的增加) (卡/摩尔或 Btu/磅)
A	横截面积 (英尺 ²)	H_0°	298K 生成热 (卡/摩尔)
Btu	英热单位 (1 Btu = 1.055 × 10 ³ 焦耳)	I	与发动机总推力有关的比冲 (秒)
c	单位质量的热容量 (英尺·磅力/斯·(°R))	J	热功当量 (英尺·磅力/Btu)
C	系数	K	$1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$
	浓度 (磅/英尺 ³)	K^*	($\gamma + 1$)/2
	摩尔热容 (卡/摩尔·(K))	K_T	进气道的 Esso 温度修正系数
C_{D_A}	附加阻力系数	l	管道长度 (英尺)
C_f	外壳摩擦系数	L/D	升力/阻力比
c_p	等压比热 (Btu/磅·(°R))	m	质量 (斯)
c_v	等容比热 (Btu/磅·(°R))	\dot{m}	质量流量 (斯/秒)
d	直径 (英尺)	M	马赫数 = V/a
D	阻力 (磅力)	n	摩尔数
	圆盘直径 (英尺)		V 型槽名义宽度 (英寸)
D_A	附加阻力 (磅力)		多变指数
d_f	火焰传播距离 (英寸)	N	每一燃烧级的孔的数目
D_f	火焰稳定器之间的有效距离 (英寸)	p	2 × 平均水力半径 (英尺)
E_a	式 (9-2) 中的活化能 (卡/摩尔)		压力 (无下标为静压力) (磅力/英尺 ²)
ER	当量比	q	动压力 (磅力/英尺 ²)
f	燃料-空气重量流量比	Q	单位质量的热量 (英尺·磅力/斯)
	频率	R	气体常数 (英尺 ² /秒 ² ·(°R))
F	力、推力 (磅力)	Re	雷诺数
F_g	总推力 = $\mathcal{F}_e - \mathcal{F}_0 - p_0(A_e - A_0)$	s	单位质量的熵 (英尺·磅力/斯·(°R))
g	重力加速度 (英尺/秒 ²)	S	比冲 (秒)
G	质量流速, \dot{m}/A (斯/英尺 ² ·秒)		射流长度 (英尺)
h	单位质量的焓 (英尺·磅力/斯)		燃烧速度 (英尺/秒)
	管道横向尺寸 (英尺)	t	时间 (秒)
H	摩尔焓 (卡/摩尔)	T	温度 (无下标为静温) (°F, °R 或 K)
	附面层形状参数		

<i>loc. ov</i>	分别代表局部和总的
<i>L</i>	层流
<i>n</i>	喷管
<i>N</i>	正的
<i>net</i>	净的
0	标准值或参考值
<i>p</i>	常压
	推进
	面积的投影
<i>pref</i>	理想
<i>Real</i>	实数部分
<i>ref</i>	参考的 (值或面积)
<i>Stoich</i>	化学恰当比的
<i>s</i>	定熵
<i>t</i>	滞止的 (或总的)
	热力的
<i>therm perf</i>	热温理想
<i>T</i>	紊流
	切向的
<i>u</i>	未燃的

<i>v</i>	等容的
<i>w</i>	波
0 或 ∞	自由流
1	激波前
2	激波后
	上标
()*	喉道状态, $M = 1$
(—)	平均值

冲压发动机各截面标记

0	自由流
1	脱体激波后
<i>i</i>	外壳前缘截面
<i>d</i>	扩压器出口截面 (扩压器与燃烧室搭接部位)
2	从 <i>d</i> 截面等熵膨胀后在整个燃烧室截面处的状态
3	燃烧室出口和尾喷管进口处
4 或 *	尾喷管喉道截面
<i>e</i>	尾喷管出口截面



第一章 导 论

1.1 引 言

空气喷气发动机是热机和推进器结合在一起的一种航空动力装置，热机的工质就是推进器的工质。燃料释放出的热能直接用于增加气流的动能，从而增加气流的动量来推进飞行器。

冲压空气喷气发动机（通称冲压发动机）是空气喷气发动机的一种类型。它构造简单，没有像涡轮喷气发动机的压气机和涡轮那么复杂的转动部件，进入发动机的空气的压缩是靠高速气流的滞止（冲压增压）来获得的。现代冲压发动机技术综合了近代高速气体动力学、化学热力学、化学流体力学和自动控制理论等方面的成就，而高超音速（ $M > 6$ ）冲压发动机所采用的超音速燃烧，其机理就更为复杂。此外，冲压发动机产生的推力基于进出口气流动量之差，为了尽可能增大这个差值，就必须细致地组织发动机内工质的流动过程和燃烧过程，增加发动机出口气流的动量。因此，冲压发动机的研制过程不仅需要进行深入的理论探索，而且还必须进行大量复杂的试验研究。

冲压发动机的能源前途与其它动力装置的相比更是极其广阔的，除了可以用化学燃料（分子燃料）在发动机内部对气流加热外，还可以应用核反应堆中可控制的裂变反应所释放的原子能来加热；而太阳能和激光能等还有可能成为冲压发动机内气流加热的外部能源。参考文献〔1〕介绍了一种空间电冲压发动机，它可用来控制卫星姿态。这种发动机用太阳能电池将太阳能转换成电能，电流通过螺线管产生磁场，加速等离子体，从而产生推力。

综上所述可以看出，研究、设计和制造冲压发动机是目前世界各国的尖端科学技术之一，这项尖端技术所取得的成就促进了航空事业的发展。近半个世纪以来，由于军事上的需要，要求飞行器向高空、高速、远航程和超低空、超音速、远航程的方向发展，而力争高速度又是其中的关键。所以，冲压发动机作为高速飞行器的动力装置是有其十分广阔前景的。

就空气喷气发动机而言，涡轮喷气发动机的出现，解决了逾越所谓“音障”的问题，使跨音速和超音速飞行得以实现。近四十年内，涡轮喷气发动机得到了惊人的发展，成功地应用于现代超音速飞行器上，特别是应用在飞机上。目前看来，对直至飞行马赫数为3.0左右的飞行器，涡轮喷气发动机仍然是适用的。但是，飞行速度的进一步提高，就又产生了新的问题。

下面来考察一下理想情况下飞行器在同温层中飞行时气流总温、总压的变化。图1-1和图1-2分别示出了总温 T_t 和总静压比 p_t/p 随飞行马赫数 M 变化的关系曲线。表1-1列出了在若干飞行马赫数下气流参数的一些数据。由图和表可以看出，随着 M 的提高，气流总温急剧增加；即使考虑到激波损失等，总压增加也极为迅速。例如，当 $M = 5$ 时，气流

总温高达 1299K，在这样高的总温下，耐高温合金的强度也将迅速下降；当 $M=2$ 时，依靠气流的滞止所达到的静压就已相当高了。可见，随着飞行速度的进一步提高，涡轮喷气发动机又遇到了新的难题。涡轮叶片能承受的温度（目前比较先进的水平为 1370°C 左右⁽²⁾）使燃烧室中的加热量受到很大的限制，而压气机又成了可以省去的部件。在这过程中，没有压气机和涡轮转子的冲压发动机，显示了其独特的优越性，从而得到了广泛的重视和发展。

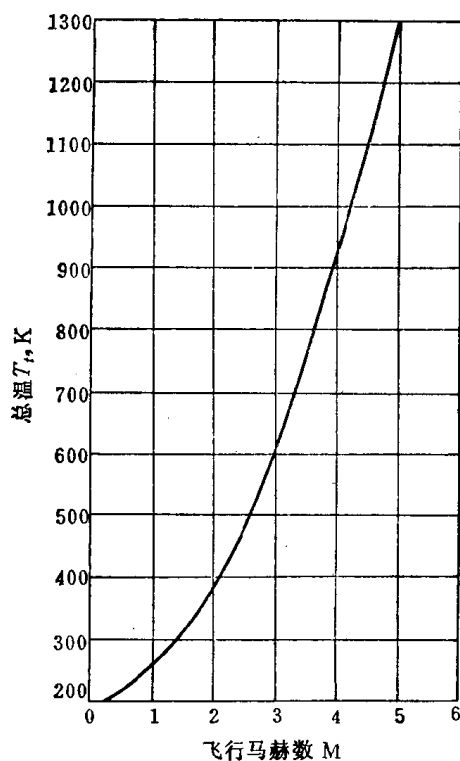


图1-1 同温层中气流总温随飞行马赫数变化的曲线

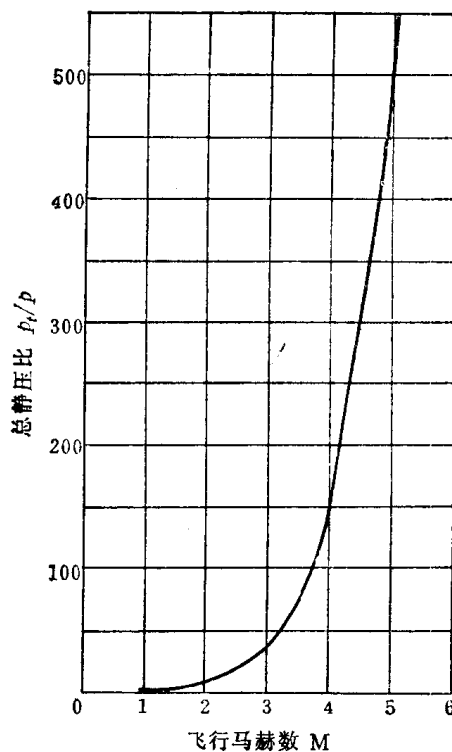


图1-2 同温层中气流总静压比随飞行马赫数变化的曲线

表1-1 同温层中气流总参数随飞行马赫数的变化

M	1.0	2.0	3.0	4.0	5.0
$t (^{\circ}\text{C})$	-56.5	-56.5	-56.5	-56.5	-56.5
$T_t (\text{K})$	260	390	606	909	1299
p_t/p	1.9	7.8	37	152	526

由于冲压发动机没有涡轮和压气机，进入发动机的气流的增压只靠高速气流的滞止来获得。因此，冲压发动机的工作，与飞行速度的关系极为密切。当飞行马赫数很低时，冲压增压比小，发动机循环效率低、推力小。在极限情况下，飞行马赫数为零时，推力就等于零。因此，冲压发动机不能自行起动，以冲压发动机为动力装置的飞行器的起飞需借助其它动力装置。此外，用化学燃料燃烧的冲压发动机，氧化剂取自空气中的氧，所以其工作还与飞行环境关系极大。就用化学燃料的冲压发动机而言，它只适合在大气层内工作，一般飞行高度不超过 130000 英尺（约 40 公里）。在低空高马赫数飞行时，由于进气总温很

高，使燃烧室中的加热量受到限制，工作效率显著下降。从目前情况看来，用于超低空飞行器的冲压发动机，飞行马赫数不宜超过2.5。在高空低马赫数飞行时，冲压增压比小，燃烧室压力低，对燃烧不利，循环效率也较低。冲压发动机作为航空动力装置，在低空、中等马赫数及高空、高马赫数情况下工作是有其相当适用性的，特别是在高度65000~130000英尺（20~40公里），飞行马赫数2~5的范围内，其性能比其它利用空气的热机优越得多。

1.2 冲压发动机的工作原理

本节只对冲压发动机的工作原理作简要介绍，第二章将对此进行详细分析。

就理想冲压发动机而言，不考虑动能和热量的损失，其工作过程是一种等压加热的工作过程。图1-3示出了冲压发动机的理想循环 $p-v$ 图。图中的1-2为等熵压缩过程，2-3为等压加热过程，3-4为等熵膨胀过程，4-1为工质在大气中冷却使循环得以封闭。

为实现这种等压加热工作过程，冲压发动机的工作包括使进入发动机的空气经过压缩、加热、膨胀从而产生推力这三个基本过程。现代普通（亚音燃烧）冲压发动机通常是由下列几个基本组成部分来完成其整个工作过程。图1-4示出了普通冲压发动机的简图。

(1) 扩压器 迎面气流经过扩压器，以尽可能小的损失减速增压，提供燃烧室进口所需的速度场。

(2) 燃烧室 减速增压后的空气进入燃烧室与燃料混合，在燃烧室中进行等压燃烧，使气体温度和焓值增高。燃烧室应设计得能在冲压发动机整个工作范围内保持稳定燃烧，并有尽可能高的燃烧效率和尽可能小的热损失及流动损失。

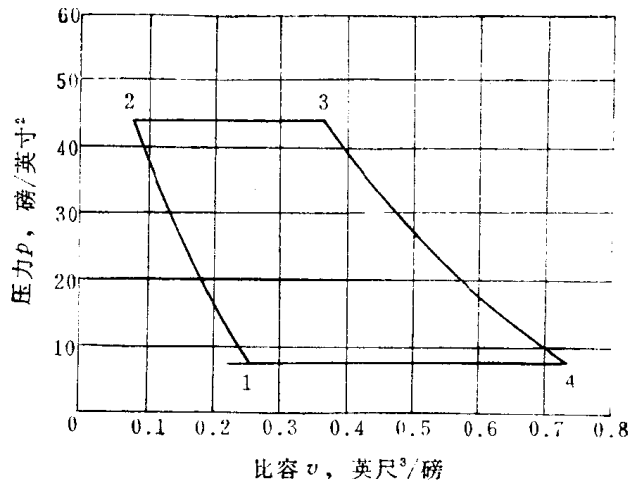


图1-3 冲压发动机理想循环

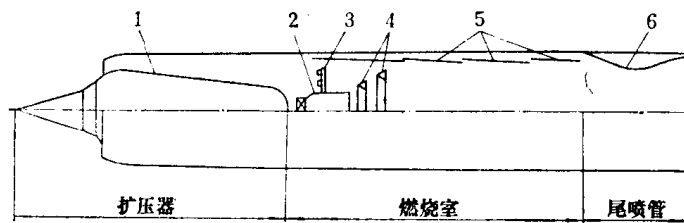


图1-4 普通冲压发动机典型方案简图

1—中心锥；2—预燃室；3—喷嘴环；4—火焰稳定器；
5—火焰筒；6—尾喷管。

(3) 尾喷管 燃烧后的高温高压燃气，经尾喷管膨胀加速后排出。在尾喷管中，燃气的一部分焓转变成动能，产生动量大于迎面对流体的动量，增加了气流动量，从而产生推力。

(4) 燃料供给系统及调节器 根据所感受的内部和(或)外部参数,调节供入燃烧室的燃料流量及某些部件(如扩压器、尾喷管)的几何形状,以适应飞行高度和速度变化时空气流量的变化,并使可调部件的几何形状尽量好地适应发动机所处的工作状态。

1.3 冲压发动机的性能特点

1.3.1 各种类型的发动机主要性能指标比较

作为飞行器动力装置的发动机,其功能在于产生推力来推进飞行器。一种发动机,能否产生足够的满足飞行器在一定空间范围内飞行所需要的推力,是这种发动机能否诞生及能否获得发展的关键,所以推力是发动机的基础。飞行器飞行时,发动机与周围空气相互作用而产生外部阻力,外部阻力由三种形式的阻力组成,即摩擦阻力、波阻和尾流阻力。此外,进入发动机的气流,因摩擦、附面层分离及加热也产生阻力,这些阻力总括为内部阻力。在飞行器飞行中,发动机既产生推力,同时又存在阻力,在评定发动机性能时,必须考虑其推、阻力特性。

关于发动机的推力和阻力的概念及计算的详细情况,将在下列各章节中讨论。

在选择一种飞行器动力装置时,除了要求发动机能产生足够的推力外,还要全面考虑其各方面的性能。因此,便产生了一系列用以评定发动机推力、经济性及使用性能等方面优劣的性能指标。

为了阐明冲压发动机的特点,并与其他类型的发动机进行比较,本节介绍评定航空发动机性能的几个主要性能指标。

(1) 单位迎面推力 R_F

其定义为

$$R_F = \frac{F}{A_{\max}} \quad (1-1)$$

式中 F ——发动机推力,根据需要可用各种定义的推力,如净推力、有效推力等;

A_{\max} ——发动机最大迎风面积。

在超音速飞行中,飞行器运载一定有效载荷所需的推力相当大。发动机的阻力占整个飞行器阻力的很重要的一部分,发动机的最大迎风面积基本反应了发动机的阻力,所以在选择动力装置时,单位迎面推力是一个重要指标。单位迎面推力 R_F 越大,表明发动机本身阻力就相对比较小。

火箭发动机的 R_F ,由推进剂性质和燃烧室压力即可求出。空气喷气发动机的 R_F 与飞行速度、高度以及尾喷管排出的燃气温度、压力有关。燃气温度由燃料性质和燃气组成决定;燃气压力由飞行速度、扩压器的性能和压气机工作状态决定。超音速冲压发动机的 R_F 除与燃料性质和燃气组成有关外,还与扩压器压缩迎面气流的完善程度有很大关系。

图1-5⁽³⁾示出了各种类型的发动机单位迎面推力 R_F 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线。

对涡轮喷气发动机而言,上述图线是按典型的涡轮前允许温度来计算的;对冲压发动机而言,相应图线是按典型扩压器总压恢复特性来计算的。随着航空科学技术的发展,发动机出口允许温度会不断提高,扩压器性能也会不断改善,则发动机的适用范围逐渐扩大,

但这不会对评价各种类型的发动机性能产生重大改变。由图 1-5 可以看出, 对同属空气喷气发动机的涡轮喷气发动机和冲压发动机, 在超音速飞行状态下, 特别是马赫数大于 2 时, 冲压发动机的 R_F 比涡轮喷气发动机的 R_F 大得多, 即使是带加力燃烧室的涡轮喷气发动机的 R_F 也比不上冲压发动机的 R_F 。

(2) 单位重量推力 R_w

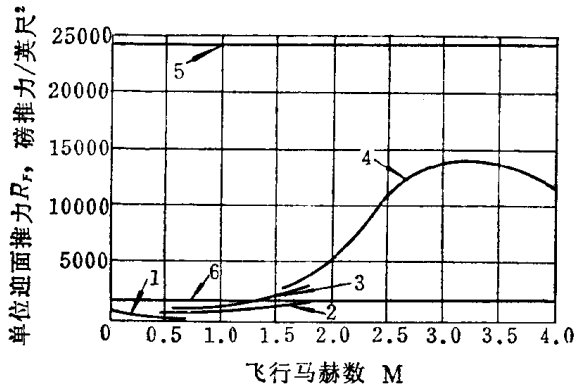


图1-5 各种类型的发动机单位迎面推力 R_F 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线

1—活塞式发动机; 2—涡轮喷气发动机; 3—带加力的涡轮喷气发动机; 4—冲压发动机; 5—助推火箭发动机; 6—主级火箭发动机。

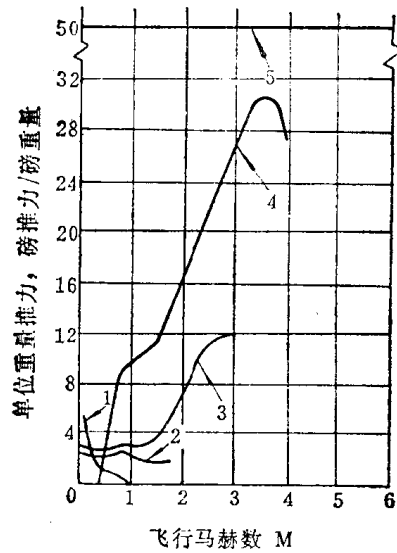


图1-6 各种类型的发动机单位重量推力 R_w 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线

1—活塞式发动机; 2—涡轮喷气发动机; 3—带加力的涡轮喷气发动机; 4—冲压发动机; 5—火箭发动机。

其定义为

$$R_w = \frac{F_{\text{net}}}{W_{\text{net}}} \quad (1-2)$$

式中 F_{net} ——发动机净推力;

W_{net} ——发动机净重。

显然, 对产生同样净推力的发动机而言, 发动机重量越轻, 其单位重量推力 R_w 越大, 给予飞行器可携带的有效载荷就越多。图 1-6⁽³⁾ 示出了各种类型的发动机单位重量推力 R_w 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线。火箭发动机的 R_w 是最大的, 且与飞行速度无关。在宽广的工作范围内, 特别是超音速飞行时, 冲压发动机的 R_w 比涡轮喷气发动机的 R_w 大得多。

(3) 燃料比冲 I_f 和单位燃料消耗量 SFC

燃料比冲 I_f 的定义为

$$I_f = \frac{F}{\dot{w}_f} \quad (1-3)$$

式中 \dot{w}_f ——每秒燃料(或推进剂)消耗量。

由式(1-3)可以看出, 燃料比冲 I_f 为每秒燃烧单位重量燃料(或推进剂)所产生的推力, 其物理意义为发动机消耗单位重量的燃料(或推进剂)产生单位推力所工作的时间。

每小时得到单位推力所消耗的燃料(或推进剂)重量为单位燃料消耗量 SFC。所以

$$\text{SFC} = \frac{3600\dot{w}_f}{F} = \frac{3600}{I_f} \quad (1-4)$$

燃料比冲 I_f 和单位燃料消耗量 SFC 是评定发动机经济性的重要指标。

火箭发动机的 I_f 和 SFC 取决于推进剂性质、燃烧室内压力和发动机结构；空气喷气发动机的 I_f 和 SFC 取决于燃料性质、发动机结构、飞行高度和速度。图 1-7⁽³⁾ 和图 1-8⁽⁴⁾ 示出了各种类型的发动机 I_f 和 SFC 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线。由图 1-7 和图 1-8 可以看出，当飞行马赫数 M 小于 0.7 时，活塞式发动机具有最好的经济性；在 $M=0.7\sim 2.0$ 的范围内，涡轮喷气发动机的经济性最好；当飞行马赫数 M 大于 2 时，冲压发动机的经济性最好。火箭发动机虽然具有产生推力的巨大潜力，但其经济性与其它的发动机相比是很差的。即使目前各国致力于提高火箭发动机的比冲，例如液氢、液氧火箭发动机的 I_f 可达 400 秒以上，比较先进的固体推进剂火箭发动机的 I_f 可达 300 秒左右，但这些数值却远不能与冲压发动机能达到的 $I_f=1500\sim 2000$ 秒相比。

(4) 航程参数 $a\bar{M}I_f$

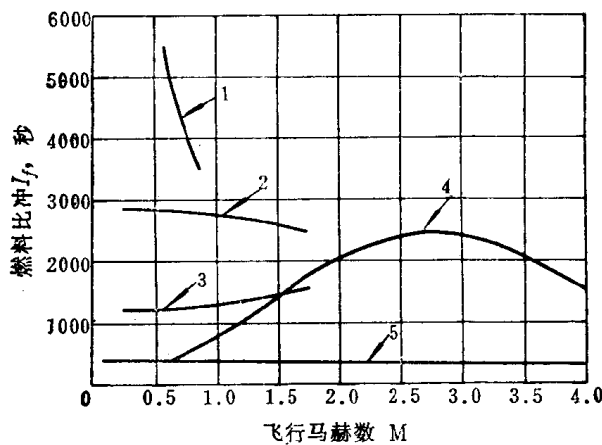


图1-7 各种类型的发动机燃料比冲 I_f 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线
1—活塞式发动机；2—涡轮喷气发动机；3—带加力的涡轮喷气发动机；4—冲压发动机；5—火箭发动机。

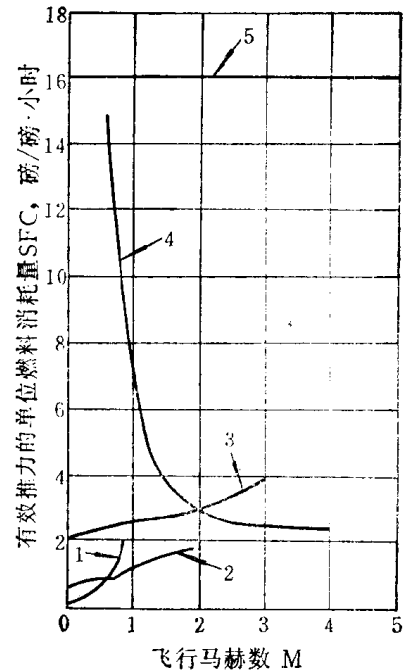


图1-8 各种类型的发动机单位燃料消耗量 SFC 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线
1—活塞式发动机；2—涡轮喷气发动机；3—带加力的涡轮喷气发动机；4—冲压发动机；5—火箭发动机。

航程参数定义为音速 a 、平均飞行马赫数 \bar{M} 和燃料比冲 I_f 的连乘积，所以

$$a\bar{M}I_f = \bar{v}I_f = \frac{\bar{v}}{\text{SFC}} \quad (1-5)$$

式中 \bar{v} ——平均飞行速度。

航程参数 $a\bar{M}I_f$ 的物理意义为，发动机消耗单位重量的燃料（或推进剂）产生单位推力推动飞行器飞行的距离。航程参数的数值取决于发动机的类型和飞行速度，其数值大小反映了飞行器航程的远近。图 1-9⁽⁴⁾ 示出了等速平飞时各种类型的发动机航程参数 $a\bar{M}I_f$ 随飞行马赫数 M 变化的典型曲线。可以看出，亚音速飞行时，活塞式发动机的航程参数最大；跨音速飞行时，使用涡轮喷气发动机的飞行器可获得最大航程；在 $M=1.6\sim 2.5$ 范围内，带加力燃烧室的涡轮喷气发动机可提供最大航程；当飞行马赫数大于 2.5 时，冲压发动机又显示了其在达到最大航程方面的优越性。