

冲压和火箭 - 冲压发动机原理

国防工业出版社

冲压和火箭-冲压发动机原理

〔苏〕 B. C. 朱也夫 B. C. 马卡伦 著

刘兴洲 等译

凌 云 等校

国防工业出版社

3615

内 容 简 介

本书论述了冲压发动机的原理、计算方法和发展前景。

书中根据气体动力学和普通热力学方法分析了各种类型的喷气发动机。讲述了扩压器、射流压缩机（引射器）、燃烧室及喷管工作过程的原理和特性参数的计算；着重阐述了火箭-冲压发动机、超音速和高超音速冲压发动机特性变化的基本规律；最后介绍了气体在高温下有物理-化学变化时的发动机特性计算方法。

书中有附表10个，图299个，列出参考文献36种。

本书供从事航空和火箭技术工作的工人、工程技术人员、高等院校师生参考。

Теория Прямоточных и Ракетно-Прямоточных
Двигателей

В. С. Зуев, В. С. Макарон

Издательство «Машиностроение» Москва 1971

*

冲压和火箭-冲压发动机原理

〔苏〕В. С. 朱也夫 В. С. 马卡伦 著

刘兴洲 等译

凌云 等校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业登记证出字第074号

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

*

850×1168 1/32 印张 15 1/2 396千字

1975年7月第一版 1975年7月第一次印刷 印数：0,001—4,000册

统一书号：15034·1416 定价：1.90元

译者序

B. C. 朱也夫和 B. C. 马卡伦所著《冲压和火箭-冲压发动机原理》一书对有关冲压发动机的问题作了较系统的论述。

书中简要地叙述了冲压发动机及各组成部分的基本原理，并着重分析了超音速冲压发动机的原理和特性。

在当前冲压发动机的研究工作中，有两个值得注意的动向。一是大量地进行了超音速燃烧方面的研究工作，这为高超音速冲压发动机和外燃式冲压发动机的发展提供了理论基础；二是广泛地重视火箭-冲压发动机方面的研究工作，这种组合式发动机兼顾了火箭发动机和冲压发动机两者的优点，克服其各自的缺点，把两者有机地结合起来。据外刊报导，中东战争使用的萨姆-VI型地空导弹就是采用这种固体火箭-冲压发动机作为动力装置。因此火箭-冲压发动机现在已不再是什么探讨性的问题了，而是已经用于实战之中。

书中对火箭-冲压发动机原理、特性和方案作了较多的阐述。

最后叙述了实际气体和不均匀流对发动机计算的影响，这是在实际工作中需要注意的一个问题。

遵照伟大领袖毛主席“洋为中用”的教导，我们翻译了《冲压和火箭-冲压发动机原理》这本书，供有关方面的同志参考。

书中有不少错误，翻译校对中已予以纠正。参加本书翻译工作的有：刘兴洲、王尔滨、安庆芳、许绥文、李溯滋、张学仁、张克勋、钟志宽等同志；参加技术校对的有凌云等同志。

在本书翻译过程中得到了王树声同志热情支持和帮助。

由于我们水平有限，错误和不妥之处一定不少，欢迎读者批评指正。

目 录

前言	6
符号	8
第一章 空气喷气发动机的理论基础	13
§1 飞行器发动机的分类	13
§2 几种典型飞行器发动机的工作原理	18
§3 确定航空空气喷气发动机性能的主要参数	37
§4 飞行器发动机的热力学	65
§5 飞行器动力装置效率的一般特性。单函和双函动力装置	101
第二章 燃烧室	125
§1 对燃烧室的基本要求	125
§2 加热过程的流体动力学	128
第三章 尾喷管	154
§1 计算气体在喷管中流动的基本公式	154
§2 设计状态和非设计状态的流动情况	161
§3 喷管的推力特性	166
§4 不同型式的喷管和它们的主要特性	176
第四章 扩压器	180
§1 扩压器的功用及其主要工作参数	180
§2 亚音速扩压器	184
§3 倒拉瓦尔喷管型的超音速扩压器	188
§4 带中心体的多波系超音速扩压器	192
§5 高超音速冲压喷气发动机扩压器的工作特点	210
第五章 火箭-冲压发动机射流压缩器(引射器)	214
§1 圆筒形混合室气体引射器的主要计算关系	215
§2 火箭-冲压发动机引射器的流量特性	220
§3 射流压缩器的压缩比与主要参数和工作状态之间的关系	230
§4 关于圆筒形引射器的效率	237

第六章 超音速和高超音速冲压发动机原理及特性	243
§ 1 冲压发动机流量、加热量和通道截面之间的关系	244
§ 2 理想冲压发动机的单位特性	261
§ 3 理想可调冲压发动机的推力和推力系数 ($p_0 = p_{0H}$; $F_R = \text{const}$)	278
§ 4 截面 F_m 和 F_{KP} 不可调的发动机的推力特性和经济性特性	283
§ 5 超音速冲压发动机计算的原始数据和物理基础	325
§ 6 高超音速冲压发动机特性和气体动力学特点	341
第七章 火箭-冲压发动机原理和特性	364
§ 1 火箭-冲压发动机超音速扩压器、引射器和燃烧室的协同 工作。气流通道的流通截面变化特性	366
§ 2 超音射流与空气混合时反作用冲量的某些变化规律	376
§ 3 火箭室射流在冲压通道内补燃的火箭-冲压发动机特性	402
§ 4 固体推进剂火箭-冲压发动机特性	420
§ 5 液体推进剂火箭-冲压发动机特性	429
第八章 考虑实际气体性质和气流不均匀性的发动机 基本计算方法	450
§ 1 考虑燃气物理化学性质变化时能量守恒基本方程及其在 发动机计算中的应用	451
§ 2 不均匀流动对气流积分特性的影响	465
附录一 气动函数表 ($k = 1.4$)	488
附录二 平均比热 (c_{pm}) 和实际比热 (c_p) [千卡/公斤·度]	489
附录三 标准大气压 (ГОСТ4401-64)	491
参考文献	493

前 言

本书对飞行器发动机进行了简要地分类和分析了不同型式的空气喷气发动机（BPД）原理之后，作者详细地研究了两种类型的发动机：冲压发动机（ПБРД）和火箭-冲压发动机（РПД）。这两种发动机在性能方面互相补充，它们的共同特点是结构简单，并且都有可能在飞行器上作整体布局。在很多情况下，由于经济性较好，冲压发动机和火箭-冲压发动机为基础的联合动力装置，能成功地代替火箭助推器。

书中根据普通热力学方法，撇开具体的发动机结构和使用特点，得出超音速冲压发动机、火箭-冲压发动机和高超音速冲压喷气发动机（ГПБРД）的推力-经济特性变化的基本规律。

这种方法使我们能够得到直观的发动机特性变化的一般情况，确定发动机最佳工作状态，确定加速和调节的物理原则。

虽然本书中所提出的分析喷气发动机的方法，由于它的普遍性，有不容置疑的优点，但是在国内文献中却很少采用。

所得到的计算公式和给出的曲线图表，使我们不用作复杂的数字计算，就能确定主要参数和表征发动机效率的综合参数。

第一、六、七章中所讲的内容可以作为系统地研究冲压式喷气发动机的基础。

在现代航空和火箭技术中，对超音速和高超音速飞行及在这样速度下空气喷气发动机的应用很感兴趣。因此，书中对超音速和高超音速发动机的工作给予很大的注意。近年来，对具有超音速燃烧室的冲压发动机（ГПБРД）表现出巨大兴趣。书中有相当的部分是讲高超音速冲压发动机的总体特性和超音速燃烧室工作的热力分析。

第二、三、四、五章专讲对发动机部件（超音扩压器、燃烧

室、喷管、射流压缩器)的工作分析和特性,以及改进这些部件的前景。

书中着重从物理概念方面研究发动机的内部气体动力学问题和特性。因此,在很多情况下对参加工作过程的工质性质作了简化假设($c_p = \text{const}$, $R = \text{const}$)。同时,在第八章中讲述了使用考虑高温气体的物理-化学变化和流动不均匀性的热焓图计算超音速冲压发动机和火箭-冲压发动机的工作过程及推力-经济特性的精确方法。由于设计者在选择原始数据时,拥有不同的原始资料,并且往往所要求的计算精度也不同,所以对同一类型发动机内通道的气体动力学问题,给出了不同的求解方法。

符 号

- a —— 音速；
- $a_{\text{кр}}$ —— 临界音速；
- α —— 冲波角；
- α —— 冲压发动机燃烧室的余气系数；
- $\alpha_{\text{ж}}$ —— 液体火箭发动机燃烧室的余氧系数；
- α_c —— 喷管扩张角；
- β —— 质量增加系数；
- c_p —— 等压比热；
- $c_{p,m}$ —— 温度从 0° 到 T 范围内的平均等压比热；
- $c_{p(T_1-T_2)}$ —— 温度 T_1 到 T_2 范围内的平均比热；
- c_v —— 等容比热；
- c_f —— 等熵比热；
- c_R —— 推力系数；
- c_x —— 阻力系数；
- c_{x_d} —— 扩压器波阻系数；
- $\delta_{\text{кп}}$ —— 轴对称超音速扩压器半锥角；
- $\delta_{\text{к.л}}$ —— 二元超音速扩压器半锥角；
- δ_d —— 亚音速扩压器扩张半角；
- $\varphi_{\text{сг}}$ —— 燃烧室中燃料燃烧完全系数；
- $\varphi_{\text{н}}, \varphi_{\text{д}}$ —— 扩压器流量系数；
- H —— 在大气中的飞行高度；
- H_u —— 燃料热值；
- $i_{\text{сф}}$ —— 考虑化学能的有效（总）焓；
- i —— 单位质量的焓；
- M —— 气流冲量；
- J —— 单位质量的气流冲量；
- k —— 绝热指数；

- λ ——速度系数（折合速度）；
 ν_0 ——火箭发动机中燃烧剂与氧化剂燃烧的化学当量系数；
 L_0 ——燃料与空气燃烧的化学当量系数；
 ψ_{1V} ——喷管出口速度损失系数；
 m ——质量流量；
 M ——马赫数；
 n ——多变膨胀指数；
 p ——气流压力；
 p_0 ——总压，兆牛顿/米²（ $1 \frac{\text{兆牛顿}}{\text{米}^2} \approx 10 \frac{\text{公斤力}}{\text{厘米}^2} \approx 10 \text{大气压}$ ）；
 Π_c ——喷管的压降比；
 Q ——加入气流中的热量，千焦尔/公斤（ $1 \frac{\text{千焦尔}}{\text{公斤}} \approx 0.24 \frac{\text{千卡}}{\text{公斤}}$ ）；
 R ——气体常数；
 R ——推力；
 R_{yA} ——火箭发动机的比推力；
 ρ ——密度；
 s ——单位质量的熵；
 σ_{1-2} ——1~2段的总压恢复系数；
 σ_A ——扩压器总压恢复系数；
 σ_c ——喷管总压恢复系数；
 T ——气流中的静温，°K；
 T_0 ——滞止温度，°K；
 θ ——火箭-冲压发动机引射器进口空气总温与火箭发动机燃气总温之比；
 U ——工质内能；
 W ——速度，米/秒；
 ε ——考虑了前置扩散段损失的引射器压缩比；
 ε_{II} ——引射器圆筒段的压缩比；
 $n = \frac{m_B}{m_c}$ ——引射系数；
 p_{0c} ——火箭发动机高压射流总压与引射器进口被引射空气总压之比；

$S = \frac{F_{в.ш.}}{F_0}$ ——引射器的几何参数；

$\tau = \frac{T_{00г}}{T_{0н}}$ ——发动机的加热比；

$\tau_{к} = \frac{T_{00г}}{T_{0см}}$ ——具有单独引射器的火箭-冲压发动机补燃室的加热比；

$J_{к}$ ——比冲， $\frac{\text{牛顿} \cdot \text{秒}}{\text{公斤}}$ ($10 \frac{\text{牛顿} \cdot \text{秒}}{\text{公斤}} \approx 1.0 \frac{\text{公斤(力)秒}}{\text{公斤(力)}} = 1.0 \text{秒}$)；

$c_{уд}$ ——空气喷气发动机单位燃料消耗量。

注 脚

H ——对应高度为 H 的迎面气流参数；

$вх$ ——发动机扩压器进口；

m ——扩压器喉道；

$д$ ——扩压器出口；

$э$ ——引射器进口；

$см$ ——完全混合后的引射器出口；

$дэ$ ——引射器扩散段出口；

x ——加热前燃烧室的“冷”截面；

x' ——火焰稳定器前的“冷”截面；

Γ ——高超音速冲压喷气发动机燃烧室圆筒段出口；

$сг$ ——冲压喷气发动机、高超音速冲压喷气发动机、火箭-冲压发动机燃烧室出口；

$кр$ ——喷管临界截面；

$кр_{ж}$ ——火箭-冲压发动机方案中的火箭发动机喷管临界截面；

a ——空气喷气发动机喷管出口截面；

c ——火箭发动机（在火箭-冲压发动机方案中）喷管出口截面；

$к$ ——火箭发动机燃烧室。

缩 写

СПВРД——超音速冲压喷气发动机；

ГПВРД——高超音速冲压喷气发动机；

- ЖРД——液体火箭发动机；
- РДТТ——固体燃料火箭发动机；
- РПД——具有单-混合、燃烧室的火箭-冲压发动机；
- РПД_о——具有单独引射器的火箭-冲压发动机；简称单引火箭-冲压发动机；
- ТРД——涡轮喷气发动机；
- РПД_х——当气体在引射器中混合时不向气流补充加热的火箭-冲压发动机，简称为火箭-冲压发动机(冷)；
- РПД_р——火箭发动机射流在冲压燃烧室中进行补燃的火箭-冲压发动机，简称为火箭-冲压发动机(燃)；
- РПД_{ор}——火箭发动机射流未在引射器中燃完而在前置扩散段后完成补燃的火箭-冲压发动机，简称为火箭-冲压发动机(单燃)；
- РПД_т——固体推进剂火箭-冲压发动机，简称为火箭-冲压发动机(固)；
- РПД_ж——液体推进剂火箭-冲压发动机，简称为火箭-冲压发动机(液)。

气动函数

$$\tau(\lambda) = \frac{T}{T_0} = 1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2;$$

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$q(\lambda) = \frac{\rho W}{\rho_{\text{кр}} a_{\text{кр}}} = \frac{F_{\text{кр}}}{F} = \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$y(\lambda) = \frac{p_0 F_{\text{кр}}}{p F} = \frac{\lambda}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2} \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$f(\lambda) = \frac{mW + pF}{p_0 F} = (1 + \lambda^2) \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$r(\lambda) = \frac{pF}{mW + pF} = \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}{1 + \lambda^2};$$

$$M = \frac{W}{a} = \frac{\lambda \sqrt{\frac{2}{k+1}}}{\sqrt{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}}.$$

第一章 空气喷气发动机的理论基础

在论述冲压喷气发动机和火箭-冲压发动机之前,我们先提一提飞行器发动机某些一般理论问题:空气喷气发动机的原理图、工作原理,以及根据一般能量观点确定各种类型发动机的效率。

§ 1 飞行器发动机的分类

目前有多种型式的动力装置用于飞行器,其区别在于特性和主要应用范围不同。

为了更好地理解各种动力装置的特点,最好把它们分成类和组;集中在某一类或组中的发动机,具有该类或组的某些共同的特性,这些特性对发动机在飞行器上的实际应用是很重要的。

下面提出的分类,像动力装置的名称一样,不是唯一的。还可以推荐和看到与下述分类有区别的其他分类。

但是建立任何一种分类系统的原则应该是一样的,并包括:

- 1) 找出决定动力装置主要特性(性能)的因素;
- 2) 把具有共同特性的动力装置组合成类或组。

这时,不同类或组中的决定性因素可以有不同的性质。

显然,进行分类时应力求避开大多数发动机的共性,而应根据所研究的发动机的其他特点,找出能够进一步详细说明发动机性能的特殊性。

就现代技术来说,根据所有发动机最普遍和最重要的特点,可以将它们分成有原则区别的两类:一类是仅能在大气范围内工作的发动机,另一类发动机本身工作并不需要有大气条件。

实际上这两类发动机的重要区别在于:第一类发动机工质的主要部分是大气(空气);第二类发动机的工质则装在飞行器上。

第一类发动机称为大气发动机或适用于地球条件的空气发动机，而第二类发动机叫火箭发动机。

把所有的飞行器发动机分成空气发动机和火箭发动机的分类原则，已完全被它们的巨大的实践意义和两类发动机的广泛使用以及它们的特性、结构和主要应用范围的区别证明是正确的。

对空气发动机的分类可以用不同的观点。从纯发动机特性的观点来看，我们认为，把动力装置看成是热机和推进器的组合来进行分类的原则是正确的。

在众所周知的动力装置中，热机和推进器是分开的部件，而热机的工质不是推进器的工质。严格地说，不能认为热机像一个具体的部件一样不产生推力。在某种程度上热机也可起推进器的作用。但是这部分推力与推进器本身所产生的推力相比是很小的。属于这类动力装置的如带螺旋桨（推进器）的内燃活塞发动机（热机）(ВМГ)，或涡轮螺旋桨发动机（ТВД），后者以涡轮压气机起热机的作用，而推进器是螺旋桨。

大家非常熟悉的动力系统，如涡轮喷气发动机（ТРД）和冲压喷气发动机（ПБРД）是属于另一类型的动力装置，在这类动力系统中，热机和推进器组成一个整体，而热机的工质就是推进器的工质。

过去广泛应用的这两类发动机，其特性和使用范围都有显著的区别，更不用说其结构特点了。

因此我们认为，将空气（大气）发动机分成两大类是合适的：第一类是热机和推进器不是一个整体的发动机；第二类是热机和推进器是一体的发动机。

第一类发动机叫做空气螺旋桨发动机（ВВД）；第二类叫空气喷气发动机（ВРД）。

众所周知，螺旋桨内燃活塞发动机和涡轮螺旋桨发动机是第一类发动机的主要代表，这两种动力装置具有同样的推进器[●]，而

● 此处原书误为 двигатели。——译者

热机的形式不同。在螺旋桨发动机组（ВМГ）中，热机是活塞发动机，而在涡轮螺旋桨发动机中则是涡轮压气机。涡轮喷气发动机和冲压喷气发动机是第二类，他们的原则区别在于：在冲压喷气发动机中，发动机通道中空气的压缩不是靠机械能。发动机工作所必需的静压的提高仅仅依靠流动空气在进气道内的滞止。因此涡轮喷气发动机和冲压喷气发动机除在结构上的重要区别外，在低速和高速飞行时的特性也有显著的区别。

也可以对火箭发动机进行分类，例如以燃料种类为分类基准（液体的或固体的，低温的或者是常温的），也可以根据推进器所使用的能量来分；化学能的（РКД），核子能的（ЯРД），电能的（ЭЯРД）。我们认为根据能量种类对火箭发动机进行分类是最合适的。因为按能量种类来分比按燃料来分可在更大程度上反映出其特性、结构和使用范围。进一步对火箭发动机进行更详细的分类时，则应考虑到燃料种类，因为燃料对发动机的主要性能有强烈的影响。

在图 1.1 中给出了上述的全部分类方案的示意图，图中个别方块表示的发动机同时具有两类发动机的某种重要性能，这指的是双涵涡轮喷气发动机（ТРДК）[●]，这种发动机推力的产生，既靠热机（如在涡轮喷气发动机中）的内路，也靠与热机分开的推进器的外路（如在涡轮螺旋桨发动机中）。

火箭-冲压发动机（РПД）在结构上为火箭发动机（用液体推进剂或固体推进剂）和冲压发动机的组合。在低速飞行时，火箭发动机（或发生器）起提高通过发动机空气压力的压气机作用，而在高速飞行时，起主发动机的作用。

图 1.2 所示的涡轮-火箭发动机是属中间形式的动力装置，在这种发动机中，带动压气机的涡轮的工作是靠专门的发生器，从本质上讲这种发生器就是液体火箭发动机，这种发动机的特性也

● 即涡轮风扇发动机。——译者

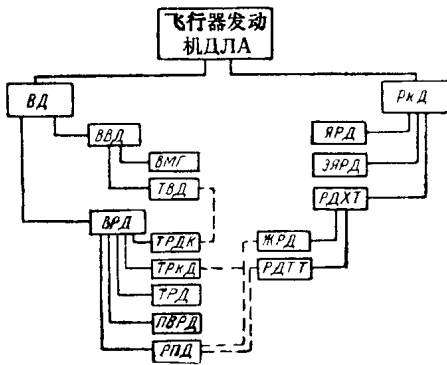


图1.1 飞行器发动机主要型式的分类

ВД—空气发动机；ВДД—空气螺旋桨发动机；ВМГ—螺旋桨内燃活塞发动机；ТВД—涡轮螺旋桨发动机；ВРД—空气喷气发动机；ТРДК—双涵式涡轮喷气发动机；ТРКД—涡轮-火箭发动机；ТРД—涡轮喷气发动机；ПВРД—冲压喷气发动机；РПД—火箭-冲压发动机；РКД—火箭发动机；ЯРД—核子火箭发动机；ЭЯРД—电核子火箭发动机；РДХТ—化学推进剂火箭发动机；ЖРД—液体火箭发动机；РДТТ—固体火箭发动机。

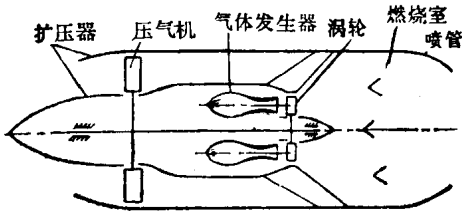


图1.2 涡轮-火箭发动机简图

使用范围有关的因素，其中包括对发动机特性、工作过程和结构有很大影响的飞行速度，可进一步将冲压喷气发动机（和其他型式的发动机）详细分类。例如，冲压喷气发动机类可以由三种型式的发动机组成：亚音速或低超音速的冲压喷气发动机（ПВРД）；中等超音速冲压喷气发动机（超音速冲压喷气发动

属于涡轮喷气发动机类型，可以认为涡轮-火箭发动机是涡轮喷气发动机的变型。从结构上讲，诚然，发生器是涡轮-火箭发动机很重要的部件，但是涡轮-火箭发动机与液体火箭发动机类型的关系是相当小的（虚线），所以所取的发动机名称不是很恰当的。

在所示图中，指出了飞行器发动机的基本型式。但是每一方块还可以根据该类发动机结构和性能的主要特点进一步细分。

对液体火箭发动机来说，可以根据推进剂的使用性能及能量性质，将液体火箭发动机按所使用的燃料种类详细分类（低温的或稳定的，有毒的或无毒的等等）。可以根据与