

冲压和火箭 - 冲压发动机原理

国防工业出版社

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、射流压缩器（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许可出字第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 ($p_0 = p_{0H}$; $F_H = \text{const}$)	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

366771

V235.21
01

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

41551/02

国防工业出版社

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、射流压缩器（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许可证出字第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 ($p_0 = p_{0H}$; $F_H = \text{const}$)	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（ВРД）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（ПВРД）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（ГПВРД）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（ГПВРД）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；
- $a_{кр}$ —— 临界音速；
- α —— 冲波角；
- α —— 冲压发动机燃烧室的余气系数；
- $\alpha_{ж}$ —— 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_{pm} —— 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_s —— 等熵比热；
- c_R —— 推力系数；
- c_x —— 阻力系数；
- $c_{xД}$ —— 扩压器波阻系数；
- $\delta_{кн}$ —— 轴对称超音速扩压器半锥角；
- $\delta_{кл}$ —— 二元超音速扩压器半锥角；
- $\delta_{Д}$ —— 亚音速扩压器扩张半角；
- $\varphi_{сг}$ —— 燃烧室中燃料燃烧完全系数；
- $\varphi_{н}, \varphi_{Д}$ —— 扩压器流量系数；
- H —— 在大气中的飞行高度；
- H_u —— 燃料热值；
- i_{ϕ} —— 考虑化学能的有效（总）焓；
- i —— 单位质量的焓；
- I —— 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_{IV} ——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， $\frac{\text{千焦耳}}{\text{公斤}}$ （ $1 \frac{\text{千焦耳}}{\text{公斤}} \approx 0.24 \frac{\text{千卡}}{\text{公斤}}$ ）；

R ——气体常数；

R ——推力；

$R_{y\pi}$ ——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_{π} ——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_{π} ——引射器圆筒段的压缩比；

$n = \frac{m_B}{m_c}$ ——引射系数；

\bar{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；

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

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

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

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

$c_{\text{уд}}$ ——空气喷气发动机单位燃料消耗量。

注 脚

н ——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；

крж ——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_а——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

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

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

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

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

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

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

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

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