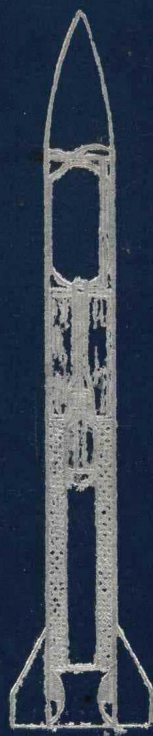


[苏联] B. B. 阿列瑪索夫 著



火箭发动机原理

国防工业出版社

火 箭 发 动 机 原 理

〔苏联〕B. E. 阿列瑪索夫著

陈 清、赵 文、張远君、赵成璇 合譯

新材料研究室
情报资料組
資料专用章

国防工业出版社

1965

內 容 簡 介

本书闡明了各种类型热力火箭发动机通用的理論和計算基础，研究了液体火箭发动机和固体火箭发动机的工作过程、特性和参数。

本书被审定为航空和其它高等院校发动机专业学員的教科书，对从事发动机方面工作的工程技术人员亦有裨益。

本书一至四章由陈清譯，五至七章由赵文譯，八至十一章由張远君譯，十二至十六章由赵成璇譯。

ТЕОРИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

[苏联] В. Е. Алемасов

ОБОРОНГИЗ 1962

*

火箭发动机原理

陈清、赵文、張远君、赵成璇 合譯

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印裝

*

850×116⁸¹/₃₂ 印張 15⁹/₁₆ 插頁 2 399 千字

1965 年 4 月第一版 1965 年 4 月第一次印刷 印数：0,001—2,100册

統一书号：15034·833 定价：(科七) 3.00元

序

随着火箭技术的发展，对专门技术书籍，尤其是火箭发动机专业书籍的需要量大为增加。苏联学者А. В. 鲍加爾斯基与В. К. 舒金，А. В. 克瓦斯尼柯夫，Г. Б. 西尼亚廖夫与М. В. 多勃罗沃里斯基，В. И. 費奧多西耶夫与Г. Б. 西尼亚廖夫，М. И. 舍維留克等所編著的、业已出版的教科书基本上是論述液体燃料火箭发动机的理論和設計的。固体燃料火箭发动机的理論差不多还是一个空白。此外，还没有把采用各种不同燃料的火箭发动机理論一起闡述的教科书；而且正是这样讲述的教科书在教学上才最合理和最經濟。

本书是按照各种类型的火箭发动机的一般理論教程来編写教材的尝试。在本书中，发动机的特性参数，发动机工作的热力学气体动力学基础（工作过程的气体热化学），一般的計算方法和研究方法等問題，都是把所有类型的热力火箭发动机汇总一起来讲述的。液体火箭发动机和固体火箭发动机的特殊过程和特性則分开来研究。

由于上面提到的教科书已經問世，因此，本书对业經充分研究的某些問題的叙述一概从簡（热力循环和效率，热力計算方法，液体火箭发动机推力室的內損失等等），而着重讲述以前未能充分闡明的问题。其中包括：化学反应气体混合物的热力性质的确定，火箭燃料的热力特性用快速电子計算机的計算，蒸汽气体制备的某些問題，最佳参数的选择，固体燃料火箭发动机的內彈道学，以及混合式发动机的特性等等。

鉴于火箭技术的迅速发展，本书不可能詳尽无遺地論述这一

領域的所有最新成就。本書的任務是：尽可能全面而嚴格地闡明現代火箭發動機的理論基礎。具體數據和曲綫圖，以及燃料方面的材料援引自國外文獻，目的是使讀者能更深入更直觀地了解研究方法和計算方法的本质。所有引用的材料都是有教學的性質。書中列舉的、以任意數據作出的計算例題也有同樣的目的。

A. B. 鮑加爾斯基、A. B. 克瓦斯尼柯夫、И. И. 庫拉金、Ф. Л. 雅卡伊吉斯教授和A. M. 韋尼茨基副教授在討論和評閱本書時提出了寶貴的批評和建議；在編寫手稿時A. П. 季申和A. Ф. 德列加林給予了幫助；A. A. 阿初瓦柯娃和С. М. 波塔波娃為本書插圖作了許多工作，作者謹對上述同志表示深深的感謝。

目 录

序	3
主要符号	10
緒論	15
火箭发动机的一般特性	15
§ 1 火箭发动机——直接反作用式发动机	15
§ 2 火箭发动机的分类	17
§ 3 化学火箭发动机的结构原理	20
§ 4 火箭发动机的特点	24
§ 5 火箭发动机的应用范围	26
§ 6 火箭发动机发展史概述	33

第一篇 原理与计算的一般问题

第一章 推力室和发动机的主要指标	37
§ 1 推力室和发动机的推力	37
§ 2 比推力和燃料比耗量	45
§ 3 效率	47
§ 4 火箭动力装置的效率	52
§ 5 发动机和飞行器的参数间的关系	56
§ 6 发动机的结构、工艺和使用特性	63
第二章 推力室内过程的热力计算	66
§ 1 推力室内过程的特点	66
§ 2 焓和化学能的计算系统	72
§ 3 燃料的成分和总焓	75
§ 4 热力计算的任务	82
§ 5 定压燃烧（加热）的计算	90
§ 6 进行反应的气体混合物的热力性质之确定	101

§7 等熵膨脹的計算.....	107
§8 电子計算机的应用.....	114
§9 在异相工质的情况下热力計算的特点.....	115
§10 借助于曲綫图和諾謨图的热力計算.....	121
第三章 各种因素对热力特性的影响	124
§1 概論.....	124
§2 热力特性与燃料組元比 x 的关系.....	126
§3 热力特性与燃燒室压力 p_K 及噴管中降压比 π_c 的关系.....	138
§4 热力特性与原始物质加热温度的关系.....	142
§5 燃料总焓 I_T 的变化对热力特性的影响.....	146
§6 某些火箭燃料和原始物质的热力特性.....	149
第四章 推力室內过程的气体动力学	155
§1 燃燒室的热阻.....	155
§2 噴管中气体流动的基本关系式.....	162
§3 噴管的推力系数.....	165
§4 設計状态下和非設計状态下工作的两种噴管之比較.....	167
§5 不变噴管在非設計状态下的工作.....	172
§6 气流在其它型式的噴管中的膨脹.....	182

第二篇 液体火箭发动机的工作过程和特性

第五章 燃燒室內的过程	187
§1 一般情况.....	187
§2 液体火箭发动机的噴嘴.....	192
§3 离心式噴嘴理論.....	195
§4 雾化.....	205
§5 混合.....	210
§6 蒸发.....	214
§7 着火.....	219
§8 稳定燃燒.....	224
§9 不稳定燃燒.....	225
§10 估計过程质量的实验方法.....	231

§ 11 設計燃燒室时过程质量的初步估計	236
第六章 噴管中的过程	239
§ 1 絕热膨脹过程中的內部損失	239
§ 2 絕热膨脹过程完善度的估計	241
§ 3 过程不絕热性的影响	243
第七章 实际比推力和推力室尺寸的确定	248
§ 1 实际比推力的确定	248
§ 2 推力室尺寸的确定	252
§ 3 噴管的特型設計	258
第八章 推力室和发动机的特性	263
§ 1 概述	263
§ 2 推力室特性用解析法和实验法的确定	265
§ 3 流量特性	273
§ 4 高度特性	277
§ 5 调节的基本任务	281
第九章 热交换过程和推力室壁的保护	287
§ 1 气流对推力室壁的作用及室壁的保护方法	287
§ 2 气流至室壁的散热 (稳定状态)	290
§ 3 推力室的外冷却	303
§ 4 推力室的內冷却	317
§ 5 不采用液体冷却的推力室壁的保护	324
§ 6 壁的复合保护系统	330
第十章 蒸汽气体发生过程	333
§ 1 蒸汽气体发生器的用途	333
§ 2 蒸汽气体发生系统的某些指标	334
§ 3 单元燃料的应用	339
§ 4 双組元燃料的应用	347
§ 5 三組元燃料的应用	352
§ 6 在推力室冷却通道中获取蒸汽	357
§ 7 各种蒸汽气体发生方法的效率之比較	360
第十一章 液体火箭发动机最佳参数的选择	365

§ 1 最佳参数的选择标准	365
§ 2 燃料效能的估计	368
§ 3 燃料输送系统和燃烧室压力 p_x 的选择	378
§ 4 喷管高空性的选择	382
§ 5 液体火箭发动机的发展趋势	387

第三篇 固体火箭发动机的 工作过程和特性

第十二章 固体火箭燃料的燃烧	391
§ 1 概述	391
§ 2 燃烧机理	393
§ 3 燃速同压力和装药初温的关系	395
§ 4 燃速同燃气流沿燃烧面流速的关系	397
§ 5 燃速同其它因素的关系	400
§ 6 稳定燃烧界限	401
第十三章 推力室内弹道学	406
§ 1 燃烧室压力	406
§ 2 参数沿装药长度的变化	412
§ 3 装药燃烧几何	424
§ 4 参数随时间的变化	430
第十四章 装药及发动机的计算基础	434
§ 1 采用侧面燃烧装药的推力室的计算	434
§ 2 采用端面燃烧装药的推力室的计算	442
§ 3 气体发生器的计算	443
§ 4 点火药的选择	446
§ 5 发动机的特性及调节方法	447
§ 6 推力室壁的保护	453
第十五章 固体火箭发动机最佳参数选择	458
§ 1 最佳参数的选择原则	458
§ 2 燃料的选择	461
§ 3 燃烧室尺寸的选择	463

§ 4 燃烧室压力的选择·····	465
§ 5 喷管尺寸的选择·····	466
§ 6 固体火箭发动机的发展趋势·····	468
第十六章 化学燃料混合式发动机 ·····	473
§ 1 概述·····	473
§ 2 固体液体燃料混合式发动机·····	474
§ 3 混合式空气火箭发动机·····	478
附录·····	484
参考文献·····	496

主要符号

$A = 1/427$ ——功热当量，大卡/公斤·米；

A ——离心式喷嘴的几何特性；

A_0 ——离心式喷嘴的当量特性；

a ——音速，米/秒；导温系数，米²/小时；飞行器的加速度，米/秒²；

α ——氧化剂剩余系数；散热系数，大卡/米²小时；固体火箭发动机的结构重量系数，公斤/公斤；

$\alpha_{\text{ф}}$ ——离心式喷嘴的喷雾半角，度；

B ——固体燃料燃烧速度公式中的常数；

β ——推力室内的压力比冲量（综合参数），公斤·秒/公斤；

C_{YR} ——燃料的比耗量，公斤/公斤·小时；

C_N ——按推进功率计算的燃料比耗量，公斤/马力·小时；

c_p ——定压比热，大卡/公斤·度；

c_v ——定容比热，大卡/公斤·度；

d ——直径，米；

d_0 ——当量直径，米；

δ ——气流的相对质量流速；壁厚，米；

ϵ ——辅助燃料的相对流量；侵蚀比；黑度；

ξ ——局部阻力系数；

F ——横截面积，米²；

F_0 ——付利叶准则；

$f = \frac{F}{F_{\text{кп}}}$ ——相对面积；

f ——摩擦系数；

G ——工质的每秒流量，公斤/秒；

g ——重量百分数；重力加速度，米/秒²；

γ ——比重，公斤/米³，公斤/升，吨/米³；

ΔH ——可用压头，米；

- H_u ——燃料的工作热值，大卡/公斤；
 H ——飞行高度，公里；
 η ——能量效率；动力粘性系数，公斤·秒/米²；
 I ——总焓，大卡/莫尔，大卡/公斤；
 i ——焓，大卡/莫尔，大卡/公斤；
 I_Σ ——总冲量，公斤·秒；
 j ——流量强度，公斤/米²·秒；
 K ——分压的平衡常数；
 K_P ——推力系数；
 K_1 ——装药燃烧面积与喷管临界截面积之比；
 K_1 ——装药燃烧面积与自由面积之比（装填特性）；
 $k = c_p/c_v$ ——比热比；
 θ ——工质的加热度；
 x_0 ——燃料的化学计算的重量组元比，公斤/公斤；
 x ——燃料的重量组元比，公斤/公斤；
 x'_0 ——燃料的化学计算的莫尔组元比，莫尔/莫尔；
 x' ——燃料的莫尔组元比，莫尔/莫尔；
 L ——长度，米；功，公斤·米/公斤；
 L_{np} ——燃烧室的折合长度，米；
 Δ ——飞行器中燃料的相对含量；
 λ ——热传导系数，大卡/米·秒·度；
 $M = w/a$ ——马赫数；
 M ——莫数；
 m ——工质的每秒质量流量，公斤·秒/米；侵蚀燃烧常数；
 μ ——火箭飞行器的质量数；
 μ_Φ ——喷嘴的流量系数；
 N ——功率，马力；
 Nu ——努赛准则；
 n ——平均等熵指数；
 ν ——固体燃料燃烧速度公式中的幂指数；运动粘性系数，米²/秒；
 Π ——通道截面的周长，米；

- π ——降压比；固体燃料的温度敏感系数；
 P ——推力室的推力，公斤；
 $P_{\text{ш}}$ ——推力室的升推力，公斤/升；
 $P_{\text{yш}}$ ——推力室的比推力，公斤·秒/公斤；
 Pr ——普朗特准则；
 p ——压力，大气压或公斤/厘米²；
 Δp ——压降；
 Q ——热量，大卡；
 Q_v ——容热强度，大卡/米³·小时；
 Q'_v ——折合容热强度，大卡/米³·小时·大气压；
 q ——单位热流，大卡/米²·小时；
 $\xi_{\text{yш}}$ ——比推力完全系数；
 R ——气体常数，公斤·米/公斤·度；
 R ——半径，米；
 Re ——雷诺准则；
 r ——在混合气体中组元的莫尔（容积）百分数；液体的汽化热，大卡/公斤；
 ρ ——密度，公斤·秒²/米⁴；
 S° ——标准的绝对熵，大卡/莫尔·度；
 S ——莫尔熵，大卡/莫尔·度；
 s ——重量熵，大卡/公斤·度；
 σ ——压力恢复系数；
 $\sigma_{\text{к}}$ ——火箭飞行器的结构系数，米³/吨；
 T ——绝对温度，°K；
 t ——温度，°C；
 τ ——时间，秒；
 $\tau_{\text{ш}}$ ——燃料在燃烧室中的停留时间，秒；
 $\tau_{\text{шр}}$ ——燃料的转化期，秒；
 τ_3 ——燃料的自然延迟期，秒；
 U ——内能，大卡/莫尔，大卡/公斤；
 u ——固体燃料线燃速度，厘米/秒；

- V ——容积，米³，升；
 v ——比容，米³/公斤；
 V ——飞行速度，米/秒；
 V_K ——飞行的終点速度，米/秒；
 φ ——冲量效率；离心式噴嘴的噴口充滿系数；
 w ——工质的速度，米/秒；
 $\Phi = F_{CB}/F_{CB0}$ ——固体火箭发动机推力室的相对自由面积；
 x ——化学能，大卡/莫尔，大卡/公斤；
 z ——凝相的重量百分数，公斤/公斤；
 ψ ——燃尽的燃料重量与初始装药重量之比；
 Ψ_{np} ——在噴管的非設計状态下，比推力的相对变化系数；
 Ω ——表面积，米²；固体燃料的燃燒面积；
 Δ ——固体燃料的装填密度；
 ω ——装药燃燒的相对周长。

下角注

- $ад$ ——絕热；
 $б$ ——貯箱；
 $вн$ ——内部的；
 $г$ ——气体，热的，燃燒剂；
 $дв$ ——发动机；
 $ж.у$ ——推进装置；
 f ——考虑到热阻；
 $ж$ ——液体；
 $з$ ——冻结，延迟；
 h ——在高空；
 $ид$ ——理想的；
 $кр$ ——临界的；
 $к.с$ ——燃燒室；
 $нр$ ——非設計的；
 $о$ ——氧化剂；
 $п$ ——在真空中；

- D——平衡的，設計的；
 с——噴管；
 ст——壁；
 T——燃料；
 ;——理論的；
 уд——單位的；比……（如比推力等）；
 x——冷的；
 э——當量的；
 эк——實驗的；
 эф——有效的；
 *——（上角注）——屬於滯止流動的參數；
 ———畫在符號之上——表示平均。

推力室的截面

- л——擋藥板（用於固體火箭發動機）；
 к——燃燒室出口；
 кр——臨界的；
 с——噴管出口。

火箭发动机的一般特性

§1 火箭发动机——直接反作用式发动机

現代飞行器、水上和水下船只由于排开某种物质而运动，其运动方向与被排开的物质相反。

用排开物质的方法所造成的运动分成两类：靠間接反作用产生的运动和由直接反作用引起的运动。例如，飞机的空气螺旋桨或船的推进浆所造成的就是間接反作用。螺旋桨（或推进浆）排开其周圍介质

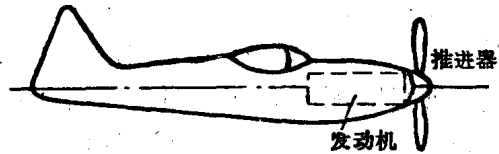


图1 間接反作用式装置簡图。

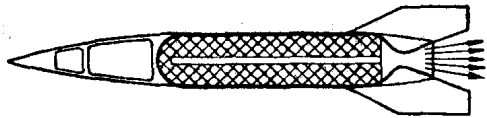


图2 产生直接反作用的火药火箭。

（空气或水）而产生运动。螺旋桨（或推进浆）轉动所必需的能量取自发动机，发动机可以是任何型式的：內燃机，蒸汽机或蒸汽輪机，电动机等。間接反作用方案的例子如图1所示。

图2所示的火药火箭所产生的乃是直接反作用。火药燃燒生成的气体从火箭中噴出，此时，产生的反作用力迫使火箭朝向气流噴射的相反方向运动。

由直接反作用引起的运动通常称为噴气运动，而直接反作用式的发动机称为噴气式发动机。

下面指出噴气式发动机和間接反作用式发动机的突出差別。

在間接反作用式装置中，作为能源的部件——发动机和利用发动机的能量来产生运动的部件——推进器，两者是彼此分开的。在噴气式发动机中不存在專門的螺旋桨式推进器，发动机和推进器合为一个部件。

噴气式发动机产生的反作用力直接施加在发动机上，它是作用在发动机工作表面上的所有压力的合力（詳見后述）。在間接反作用式的装置中，反作用力并不施加于发动机上，而是施加于推进器上。

在工作中，噴气式发动机利用同一种工质（例如，燃料的燃燒产物）来完成自己的双重作用——发动机和推进器的作用。在間接反作用式装置中，发动机利用一种工质，而推进器則利用另一种工质。在发动机中，通常采用的工质是燃料的燃燒产物，而推进器則利用周圍的介质，即空气或水作为工质。

最后，直接反作用式和間接反作用式两种推进装置原理上的共同点——排开某种工质——是用不同的方式来保証的。对噴气式发动机來說，噴出工质的数量較少、速度很高，而間接反作用式装置的推进器所排开的工质数量較多，但速度仅为中等速度。

总之，一切发动机均可分成直接反作用式的（噴气式的）、間接反作用式的和混合式的。渦輪螺旋桨式发动机可以作为混合式的一个例子。它的能量一部分傳給螺旋桨（推进器），另一部分則消耗在产生燃气流的直接反作用上。

发动机和推进器合为一体并将各种形式的能轉化为噴射到周圍介质中去的射流的动能，从而产生反作用力的发动机，称为噴气式发动机。

在一般作用原理一致的情况下，噴气式发动机可能有各种各样的形式。分类的主要标志是发动机与周圍介质的关系。按照这个标志，噴气式发动机可以分为两大类。由于对大多数发动机來說，周圍介质是大气，所以分类应当表明当不存在空气时，发动机工作有无可能性。