

冲压式噴气發動机

M. M. 蓬达留克

C. M. 伊里雅申柯著



国防工业出版社

冲压式噴气發動机

M. M. 蓬达留克, C. M. 伊里雅申柯著

宁 槐 張斌全等譯



國防工業出版社

內容簡介

本書介紹了亞音及超音冲压噴气發动的原理，特性，构造及設計方面的知識。所敘述的材料是从国内外已發表的書籍和杂志論文中选出的。書中討論了扩压器，燃燒室，尾噴管等發动机基本部件的原理，以及整个發动机的工作。也討論了采用分子燃料和核子燃料作为能源的問題。本書可供航空發动机方面的工程師，技術人員，以及熟悉热力学、气体力学基础的航空学院的学生使用。

М. М. Бондарюк и С. М. Ильяшенко
ПРЯМОТОЧНЫЕ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Государственное издательство
оборонной промышленности
Москва—1958

本書系根据苏联国防工业出版社
一九五八年俄文版譯出

冲压式噴气發动机

М. М. 蓬达留克, С. М. 伊里雅申柯著
宁 槐 張斌全等譯 宁 槐校

*

国防工业出版社 出版

北京市書刊出版业營業許可証出字第 074 号
机械工业出版社印刷厂印刷 新华書店發行

*

850×1168 耗 1/32·14³/16 印張·317,000 字

一九五八年九月第一版

一九五八年九月北京第一次印刷

印数: 1—1,600 册 定价: (10) 2.60 元

目 录

譯者序	8
序言	9
符号	11
單位对照表	14
第一章 噴气發动机的分类及应用范围	15
§1 噴气發动机的分类	16
§2 噴气發动机的指标及参数	24
§3 續航性及航程	27
§4 各型噴气發动机的应用范围	31
参考文献	38
第二章 气体动力学基础	39
§1 連續定律	39
§2 气流能量守恒定律	40
§3 不可壓縮流体的流动·伯努利方程	42
§4 冲量守恒定律·欧拉方程	44
§5 加速流动	46
§6 临界流动·速度系数	51
§7 絕热减速流动·馬赫数·气体动力学函数	55
§8 气流作用于管壁上的反作用力, 反作用推力与附加阻力	61
§9 壓縮突跃·冲波	66
§10 正冲波	68
§11 斜冲波	70
§12 超音速气流流过錐体	78
§13 迎面阻力	80
参考文献	84
第三章 理想冲压噴气發动机	85
§1 基本定义和假設条件	85

§2. 理想冲压喷气发动机的动力学	87
§3 理想冲压喷气发动机的推力参数	93
§4 理想冲压喷气发动机的热效率	95
§5 理想冲压喷气发动机的推进效率	97
§6 理想冲压喷气发动机的总效率	98
§7 理想冲压喷气发动机的性能	99
参考文献	106
第四章 扩压器	107
§1 增压效率, 总压恢复系数及流量系数	107
§2 扩压器的附加阻力及局部阻力系数	110
§3 亚音扩压器	114
§4 亚音扩压器的各种型式	117
§5 超音流中扩张管式扩压器	120
§6 多波系扩压器	122
§7 多波系扩压器算法	127
§8 多波系扩压器在非设计状态下的工作情况。附加阻力	133
参考文献	139
第五章 尾喷管	140
§1 喷管射流公式	140
§2 亚音及超音喷管	142
§3 喷管射流的能量损耗	144
§4 喷管射流的冲量, 冲量损失系数	148
§5 非设计状态下喷管的工作过程	151
§6 可调节喷管	154
§7 喷管的定形和设计	156
参考文献	159
第六章 冲压喷气发动机所用的分子燃料及燃烧概论	160
§1 冲压喷气发动机燃料的物理化学参数	160
§2 按燃料成份计算发热量	164
§3 燃烧理论所需空气量, 已燃气成份及热力学参数的计算	167
§4 化学平衡的概念·已燃气的热分解	174
§5 已燃气热分解后成份的计算	176

§6 已燃气的热工圖綫	182
§7 燃料与空气混合物的燃燒	187
§8 碳氢化合物的着火極限, 燃燒准备期	195
§9 火焰的稳定	198
§10 陶瓷管中的燃燒	202
参考文献	204
第七章 霧化掺合	205
§1 直射式噴咀	206
§2 离心式噴咀	207
§3 液体噴射及油珠的碎裂霧化	212
§4 噴油霧化的分布情况	216
§5 噴油霧化的分布情况的实验研究	220
§6 燃料及空气的物理参数对霧化和油錐形状的影响	222
§7 霧化分布情况的計算公式	229
§8 燃料霧化后的蒸發	233
§9 燃料及空气的参数对蒸發的影响	241
§10 实验法测定燃料分布的局部濃度	243
§11 局部濃度計算法	245
参考文献	250
第八章 冲压噴气发动机的燃燒室	251
§1 燃燒室分类	252
§2 火焰稳定器型燃燒室的元件	254
§3 圓筒形燃燒室中燃燒过程的研究	256
§4 燃燒室的参数	258
§5 混合气参数对燃燒完全程度的影响	262
§6 燃燒室构造对阻力系数及燃燒完全程度的影响	266
§7 油珠的燃燒	269
§8 燃燒室的气体动力学	272
§9 火焰稳定器式燃燒室中工作过程	277
§10 直升飞机用发动机的燃燒室	282
§11 燃燒室的工作特性	287
§12 燃燒室中的振蕩	288

参考文献	292
------------	-----

第九章 亞音冲压噴气發動机 293

§1 亞音冲压噴气發動机的基本方案	293
§2 亞音冲压噴气發動机的气体动力学	296
§3 逐步接近計算法	299
§4 实际冲压噴气發動机推力参数的計算	301
§5 最經濟的工作状态	306
§6 亞音冲压噴气發動机的調节特性	309
§7 亞音冲压噴气發動机的速度特性	312
§8 亞音冲压噴气發動机的高度特性	314
§9 亞音冲压噴气發動机的用途	315

参考文献	318
------------	-----

第十章 超音冲压噴气發動机 319

§1 超音冲压噴气發動机的基本方案	319
§2 超音冲压噴气發動机的气体动力学	322
§3 超音冲压噴气發動机的推力参数	328
§4 超音冲压噴气發動机在不同馬赫数时推力参数的計算	337
§5 超音冲压噴气發動机的分析	340
§6 变截面噴管超音冲压噴气發動机的調节特性	349
§7 定截面噴管超音冲压噴气發動机的調节特性	352
§8 超音冲压噴气發動机的速度特性	354
§9 超音冲压噴气發動机的高度特性	358
•§10 超音冲压噴气發動机的用途	360

参考文献	364
------------	-----

第十一章 原子能冲压噴气發動机 365

§1 核反应堆概論	365
§2 中子通量和反应堆的热力功率	372
§3 反应堆的放射, 防护	374
§4 反应堆的装配, 起動及控制	377
§5 反应堆的冷却和空气的加热	380
§6 用液态金屬冷却的反应堆	383
§7 輸送液态金屬用的电磁泵	386

§8 核能超音冲压噴气發动机的气动計算.....	387
§9 反应堆临界尺寸的估計.....	389
§10 空气冷却式反应堆的計算例題	392
参考文献	393
第十二章 冲压噴气發动机的发展前途	394
§1 速度和高度.....	394
§2 扩压器的发展前途.....	394
§3 冲压噴气發动机燃烧室的发展前途.....	395
§4 尾噴管的发展前途.....	396
§5 电离層中位能的利用.....	396
§6 装有核子反应堆的冲压噴气發动机.....	397
§7 装有放射性同位素的冲压噴气發动机.....	397
§8 装有乙种射綫源的冲压噴气發动机.....	398
参考文献	399
名詞对照表	411

譯 者 序

无空防即无国防，在宇宙航行时代，更是如此。冲压式噴气發动机目前已广泛应用于：高超音速歼击机，直升飞机，无人駕駛飞机及中程導彈。高度在20到40公里，M数在2.5到4，冲压式噴气發动机的性能比任何其他利用空气的热力机都突出的优越。設計制造冲压噴气發动机是世界各国的尖端科学技术之一。在总路綫的光輝照耀下，在党的领导下，我們一定能很快地迎头赶上去。

这本书在苏联剛出版，国内还很少，为了貫徹多快好省的方針，發揮集体力量，我們在24天内譯完校完。国防工业出版社也鼓足干劲，决定2个月就出書。

譯文中有不妥之处，請讀者批評指正。

譯者：宁槐、張斌全、魏佑海 黃熙君、任汉芬、范作民、
許国賢。

校对：宁槐、任汉芬、王幼純。

一九五八年六月廿三日

序 言

目前在國內和國外的參考文獻中發表了很多有關沖壓噴氣發動機個別組合件的理論和試驗方面的資料：擴壓器、燃燒室、燃油噴射和火焰穩定的機構及尾噴管；但是無論在我們或國外，對上面提到的問題都沒有做出足夠的總結。這樣，本書第一次試圖概括的加以說明。書中敘述了一些材料，這些材料對於沖壓噴氣發動機內物理過程的了解、氣體動力學計算和推力計算都是必需掌握的。

本書編輯中吸取了國內外公開的雜誌材料和專題論文，也包括了作者們自己工作的收獲。

在參考文獻中沒有給出某些參數的具體數據時，如燃燒室內的放熱系數或燃燒室內的局部阻力系數等，作者們就只介紹解決問題的一般性的方法和給出定性的特性曲線。

最近在文獻中出現了關於對原子能航空發動機研究的報導。作者們在本書中分出了一小章，對原子能沖壓噴氣發動機作了簡短的、概括性的介紹。

為了能很好的掌握和鞏固本書介紹的內容，書中舉出了大量的、帶有詳細解答的例題。

作者們對盡量採用最通俗的術語和表示符號作了很大的努力。很可惜的是這件工作不能完全作得好，因為在不同的科學領域中用着不同的術語和表示符號。例如，在空氣動力學中廣泛的採用了技術單位，在那兒質量是用質量技術單位（沒有一致公認的名稱），用 $\text{кг сек}^2/\text{м}$ 因次表示，而物質的密度 ρ 用密度技術單位，用 $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$ 因次表示。在物理和熱力學中則採用了 CGS 制。在那裡質量的單位是克（ г ），而密度 ρ 的單位是 $\text{г}/\text{см}^3$ 。在密度，熱容量 c ，發熱量 H ，化學反應熱 E ，熔化熱 l 等物理常數

表中質量的單位一般用克（在這種情況下熱的單位就是卡），或者用千克（ $1\text{кг}=1000\text{г}$ ）；在這種情況下，熱量的單位就是千卡。所測參數值在這兩種情況下是相同的，例如， $c_p=0.24\text{кал/г}=0.24\text{ккал/кг}$ 。因此，如果在一個方程式中同時包含有公制單位和技术單位的數量時，那末就不可避免地要在式中乘上一個換算常數。作者們決定了僅僅採用質量千克單位，因為氣體的流量單位一般用每秒通過的千克數來表示，而不用技術單位（ $\text{кг сек}^2/\text{м}$ ）。因此在所有的力學方程式中有一個換算因數 $g \approx 9.81\text{м/сек}^2$ 。在力學方程式和熱平衡方程式中，密度的單位是 кг/м^3 ，不過在前者情況下要保持一個換算乘數 g 。為了與用 $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$ 表示同一密度有所區別，用 кг/м^3 單位時我們以符合 γ 來表示：

$$\gamma = g\rho。$$

在緯度 45° 海平面以 кг/м^3 量出空氣的比重數值就是空氣的標準密度。在書中談到《用 кг/м^3 單位表示的密度》時可以說成是《用 кг/м^3 單位表示的比重》。

作者們向 E. C. 謝琴科夫博士、教授和 B. B. 馬卡洛夫工程師表示感謝；他們在評閱和校訂手稿的過程中提出了一系列寶貴的意見。

所有對本書在內容上和形式上的意見，請寄下列地址：

Москва, И-51 Петровка, 24, Оборонгиз

符 号

(根据字母顺序排列)

α —临界速度 $м/сек$

α —分子改变因数

A —喷嘴几何特性

A —热功当量

α —冲波角 $град$

α —余气系数

α_d —扩压器张角

α_T —传热系数

b —扩压器进口縫隙寬度 $м$

B —流量公式中之系数:

$$B = \sqrt{\frac{g^2 h}{R} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

β —物質交換系数 $1/сек$.

c —音速 $м/сек$

C —濃度 $кг/м^3$

c_e —單位燃料消耗量 $кг/кг \text{ час}$

c_p —定压比热 $ккал/кг \text{ град}$

c_v —定容比热 $ккал/кг \text{ град}$

c_R —推力系数

c_x —阻力系数

c_x —拉瓦尔喷嘴的冲量增加系数

d —油珠直径 $мм$ 或 $мк$

d —扩压器、燃燒室直径 $м$

D_c —依据濃度梯度的扩散系数

$м^2/сек$

D_p —依据压力梯度的扩散系数

$м^2/сек$

E —合成能 (化学反应热)

$ккал/кг \text{ моль}$

δ —連接薄膜的厚度 $мк$

ε —喷嘴扩张比 $\varepsilon = \frac{S_4}{S_{4кр}}$

f —摩擦力 $кг$

φ_d —扩压器流量系数

φ —速度损失系数

φ —喷嘴口有效截面系数

φ_{cr} —燃燒完全系数

g —在緯度 45° 海平面处的重力
加速度

g_i —重量成分

G_a —空气重量流量 $кг/сек$

G —燃气重量流量 $кг/сек$

G_T —燃料重量流量 $кг/сек$

γ —重量密度 $кг/м^3$

h —縫隙高度 $м$

H —飞行高度 $м$

H_u —燃料發热量 (低热值)

$ккал/кг$

i —焓 (热焓) $ккал/кг$

I —焓 $ккал$

j —加速度 $м/сек^2$

k —絕热指数; 注脚“x”表示
空气, 注脚“r”表示已燃气

k —气动特性指标 (升阻比)

k —比例系数

K —速度系数比, 冲压噴气發动

$$\text{机 } K = \frac{\lambda_A}{\lambda_H}$$

ψ —撞击缓冲系数

l —长度 m

L —燃烧 1 公斤燃料的理论必须空气量

λ —速度系数 $\lambda = \frac{w}{a}$

λ —热传导系数 $ккал/м сек$

m —质量 $кг$

m —空气喷气发动机之收缩比
(几何参数)

n —扩压器扩张比

M —马赫数

μ —分子量

μ —动力粘度 $кг сек/м^2$

η —效率

n —油珠数目

N —功率 $л. с.$ 或 $ккал/сек$

Nu —努赛数

ν —运动粘度 $м^2/сек$

ν_1 —燃料的相对重量

ω —气流折角 $град.$

ω —角速度 $рад/сек$

p —压力 $кг/м^2$

p_0 —总压 (滞止压力) $кг/м^2$

p_H —蒸汽压力 $кг/м^2$ 或 $мм.рт.ст.$

P —重量 $кг$ 或 T

P —排气之反作用力 $кг$

Pr —普朗陀数

π —喷管降压比 $\frac{p_{04}}{p_4}$

q —速度头 (动压) $кг/м^2$

q_T —热流 $ккал/м^2 сек$

q_m —密流 $кг/м^2 сек$

Q —热量 $ккал$

$Q_{пот}$ —热量的损失 $ккал$

r —油珠的半径 $мм, м$

R —转动半径 $м$

r_v —容积成分

R_0 —气流的推力 (气流作用于通道的反作用力) $кг$

R —反作用推力 $кг$

$R_{эф}$ —有效推力 $кг$

R_m —单位迎面推力或单位最大截面推力 $кг/м^2$

R —气体常数 $ккал/кг град.$ 注脚“B”表示空气; 注脚“r”表示已燃气

Re —雷诺数

ρ —密度

s —熵 $ккал/кг град$

S —熵 $ккал/град$

S —横断面积 $м^2$

σ —总压恢复系数

σ_d —扩散器综合总压恢复系数

σ'_d —扩散器超音段的总压恢复系数

σ''_d —扩散器亚音段的总压恢复系数

σ_m —局部绕流的总压恢复系数

$\sigma_{сг}$ —燃烧的总压恢复系数

σ_c —喷管综合总压恢复系数

σ'_c —喷管超音段的总压恢复系数

σ'_c —喷管亚音段的总压恢复系数

$\sigma_{об}$ —整个发动机的总压恢复系数

t —时间 $сек$

t —温度 $^{\circ}C$

T —温度 $^{\circ}K$

T_0 —总温 (滞止温度) °K 注脚

“x”表示冷空气; 注脚“r”

表示已燃气

θ —加热比 $\theta = \frac{T_{0,r}}{T_{0,x}}$

u —圆周速度 m/sec

u —油珠的相对速度 m/sec

u_a —火焰法向传播速度 cm/sec

u —内能 $kcal/kg$

U —内能 $kcal$

v —油珠的绝对速度 m/sec

v —比容 m^3/kg

V —容积 m^3

w —气流速度 m/sec

W —单位已燃气加热量 $kcal/kg$

x —坐标 m

X —阻力 kg

y —坐标 m

z —物质蒸发之百分数

$$\chi = \sqrt{\frac{k_r}{k_x} \frac{k_x + 1}{k_r + 1} \frac{R_r}{R_x}}$$

$$\xi = \sqrt{\frac{k_x}{k_r} \frac{k_r + 1}{k_x + 1} \frac{R_r}{R_x}}$$

$$\chi = \sqrt{\frac{k_x}{k_r} \frac{R_r}{R_x} \left(\frac{2}{k_x + 1} \right)^{\frac{k_x + 1}{k_x - 1}} \frac{k_x + 1}{k_r + 1}}$$

k 的函数

單位 对 照 表

ат 大气压

атом/моль 原子/摩尔

гамма-квант/сек см²

γ -量子/秒-公分²

град. 度

дел/сек 裂变次数/秒

дн 达因

кал 卡

квт 瓩

л 公升

мг/сек 毫克/秒

мк 微米

моль 摩尔(克分子量)

мв 兆电子伏特

нейтр/сек см² 电子/秒 公分²

пуаз 泊(粘度單位)

рад 弧度

рт. ст. 水銀柱

сст 厘沱(百分司透克司, 动粘度單位)

第一章

噴气发动机的分类及应用范围

某些现代的飞行器，如可控制的高射火箭和远程火箭，是以比音速还要快几倍的速度推进的。随着速度的增大，气动阻力很快的增加，由此需用推力也要增加。例如，为了推进一个單座的、将近三吨重的、飞行速度约为 600 км/ч ，即速度等于音速一半的飞机，需要约 500 匹 的推力。如果为了推进同样的飞机，但飞行速度要达到音速时，那就需要大于 4000 匹 的推力。如果认为当 $M = 1$ 时，螺旋桨的效率等于 0.8 ，那么能发出相同推力的发动机功率将是

$$N = \frac{Rw}{75\eta} > \frac{4000 \times 340}{75 \times 0.8} = 20000 \text{ л. с.}$$

符合于这个要求的活塞式发动机就是去掉螺旋桨和燃油的重量之后也有 10 吨重。实际上这个螺旋桨推进装置所需的功率还要大一些，因为随着飞行速度接近于音速时，螺旋桨的效率迅速下降。

由于需用功率和动力装置重量非常迅速的增加，使用螺旋桨发动机的飞机的飞行速度不能发展到接近音速，装螺旋桨发动机的飞机飞行速度最高记录等于 756 км/ч 。这是在 1939 年德国密赛尔史米德飞机达到的；但是在这个飞机中没有散热器、燃油箱和其他设备，并且该飞机只能連續飞行几分钟。这记录比六年前意大利飞机馬奇-卡斯托尔第的记录也仅仅超过 7% 。

为了跨音及超音速飞行，发动机必須在飞行中能发出需要的推力，并且本身重量很小。只有噴气发动机具有这样的特性。

“噴气發动机”是将热力机和空气推进器結合起来的总体,在它里面放出的热能直接用于增加气流的动能,这个动能所产生的反作用力就是有效的推力。

§1 噴气發动机的分类

有两种原則上不同的噴气發动机:“火箭發动机和空气噴气發动机”。

火箭發动机飞行器上装有了为了得到反作用推力的一切必須物質:含能物質和工質,当工質噴出时产生反作用力;空气噴气發动机飞行器上只装有含能物質,而工質就是进入發动机內的空气。

按燃料种类,火箭發动机可分为火藥火箭發动机(固体燃料火箭發动机,圖1)和液体火箭發动机(圖2)。火藥火箭發动机內的含能物質是火藥,而工質是在燃燒时形成的火藥燃气。在液体火箭發动机內,含能物質是燃料和氧化剂,而工質是已燃气。原則上可以制成原子火箭發动机,其含能物質是核子燃料,而工質是分子量很小的液体蒸气,例如水蒸气。

固体火箭是在很古老的年代在中国發明的。

質量随時間变化的火箭运动理論,在1897~1904年由优秀的俄罗斯科学家И. В. 米謝尔斯基研究过。他的工作和著作奠定了火箭技术的基础。

液体燃料火箭發动机是在1903年由К. Э. 乔尔可夫斯基提出的。然而在沙皇俄国的条件下他沒有能够实现自己的發明。

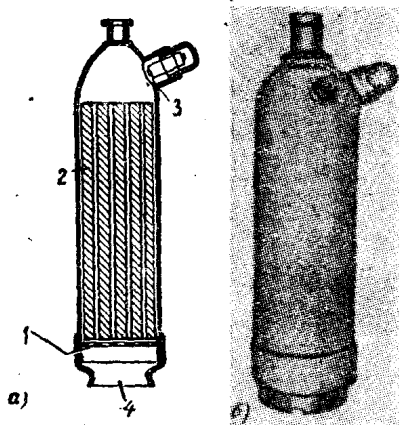


圖1 固体火箭發动机。

a) 示意图; б) 外形。

1—有孔的隔板; 2—軸向穿孔的火藥塊; 3—火花塞; 4—噴管。