

553436

553436

航空燃气涡轮发动机原理

下 册

[苏] IO. H. 聂加耶夫 P. M. 费多洛夫 合著

姜树明 译

国防工业出版社

内 容 简 介

本书下册共十三章，主要内容有：排气装置、燃烧室、喷气发动机的单位参数及效率、喷气发动机的工作过程与使用特性、航空动力装置各部件的共同工作、航空动力装置工作状态的使用限制、涡轮风扇发动机的工作过程与使用特性、涡轮轴发动机与涡轮螺旋桨发动机的工作过程及特性、燃气涡轮发动机过渡状态时的工作，以及垂直起落飞机动力装置的特点等。

本书下册的特点是内容较丰富，材料也较新颖，不仅理论上阐述较严谨，并且注意到联系实际。作为参考书，本书适用于航空院校航空发动机专业师生及在航空发动机的设计、生产、科研与使用等部门的专业工程技术人员。

ТЕОРИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ Часть I

*

航空燃气涡轮发动机原理

(下 册)

〔苏〕 Ю. Н. 聂加耶夫 合著
Р. М. 费多洛夫

姜树明 译

*

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

*

850×1168¹/₃₂ 印张 12¹/₈ 318千字

1984年6月第一版 1984年6月第一次印刷 印数：0,001—1,800册

统一书号：15034·2587 定价：1.50元

序 言●

在《航空燃气涡轮发动机原理》一书的下册中将结束燃气涡轮发动机各个单独部件的工作过程及特性的论述，然后研究在现代的飞机及直升机上所采用的主要类型的航空燃气涡轮发动机的工作过程及特性的基本理论问题。

本书是供在高等院校中学习“航空发动机”专业的大学生们使用的，其宗旨是保证培养出具有广泛的专业知识而偏重于使用维护的航空工程师。本书对在航空燃气涡轮发动机动力装置的科研、试验以及使用维护等部门中从事专业工作的工程师及科研工作者也是颇有裨益的。

根据本书的功用，书中把主要的注意力放在下列这些方面：发生在发动机中的过程的物理本质、发动机调节的任务及其主要的方法、高度-速度特性曲线及转速特性曲线等的分布、稳定工作被破坏的可能原因及其表现在外表上的征兆、还有发动机在使用方面的限制以及在飞行中所出现的一些与动力装置的工作有关的特殊情况等。着重于使用维护是本教科书的主要特点所在。

目 录

第十章 排气装置	1
10.1 收敛形尾喷管	3
10.2 超音速尾喷管及其基本参数, 以及估算损失的方法	6
10.3 超音速尾喷管的特性及调节	22
10.4 引射喷管	30
10.5 引射喷管的调节	40
10.6 具有中心体的尾喷管	50
10.7 反推力与消除噪音的概念	53
第十一章 燃烧室	57
11.1 对燃烧室的要求及燃烧室的基本参数	57
11.2 航空燃料概述	59
11.3 燃油燃烧过程的基本概念	61
11.4 主燃烧室的各种方案及燃烧过程在主燃烧室中的组织	67
11.5 燃烧过程在加力燃烧室中的组织	74
11.6 燃烧室的使用特性	79
11.7 燃烧室中的总压损失	85
11.8 燃油流量与燃烧室中的温度升高之间的关系	87
第十二章 空气喷气发动机的单位参数及效率	92
12.1 基本的单位参数	92
12.2 总效率及其与耗油率的关系	94
12.3 内效率与推进效率; 空气喷气发动机的能量平衡	95
第十三章 涡轮喷气发动机与加力式涡轮喷气发动机的工作过程	101

13.1	涡轮喷气发动机与加力式涡轮喷气 发动机的工作原理简图及气流的各 参数沿着发动机通道的变化	101
13.2	用 $p-v$ 图及 $T-s$ 图表示的工作过程 图线及有效循环功	106
13.3	用工作过程参数表示的有效循环功	111
13.4	有效循环功及单位流量 推力与增压比的关系; 最佳增压比	114
13.5	耗油率与增压比的关系; 经济增压比	119
13.6	有效循环功、单位 流量推力及耗油率等与空气加热比的关系	121
13.7	循环功、单位流量推力 以及耗油率等与压缩过程效率及膨胀过程效率的关系	124
13.8	加力式涡轮喷气发动机的工作过程 特点及基本参数	126
13.9	工作过程参数对加力 式涡轮喷气发动机的单位流量推力及耗油率的影响	133
第十四章 装有涡轮喷气发动机和装 有加力式涡轮喷气发动机的动力 装置各部件的共同工作		
14.1	涡轮喷气发动机和加 力式涡轮喷气发动机调节的任务; 调节规律的概念	138
14.2	涡轮与尾喷管的共同工作	145
14.3	在单轴涡轮喷气发动机以及加 力式单轴涡轮喷气发动机中, 压气机、燃烧室及涡轮三者的共同工作	149
14.4	压气机、燃烧室以及涡轮在双轴涡轮喷气 发动机及加力式双轴涡轮喷气发动机中的共同工作	169
14.5	超音速进气道与压气机的共同工作	175
第十五章 涡轮喷气发动机和加力式 涡轮喷气发动机的使用特性		
		177

15.1	主要工作状态的命名	177
15.2	获取特性的方法	179
15.3	单轴涡轮喷气发动机和加力式单 轴涡轮喷气发动机的速度特性	181
15.4	高度特性	192
15.5	节流特性	197
15.6	双轴涡轮喷气发动机和双轴加力 式涡轮喷气发动机的调节规律及特 性所具有的特点	209
15.7	涡轮喷气发动机工作状态的相似	215
15.8	将涡轮喷气发动机的实验数据换算 成为标准大气状况下的数据	219
15.9	大气的压强、温度、湿度以 及飞机的迎角等对发动机特性的影响	221
15.10	将发动机的特性转换成为动力装置 的特性	225

第十六章 装有涡轮喷气发动机和装有 加力式涡轮喷气发动机的动力 装置工作状态的使用限制

16.1	由于稳定工作所要求的限制	228
16.2	发动机构件的强度条件所要求的限制	243
16.3	对燃油泵最大供油量的限制	250
16.4	发动机工作状态的使用限制范围	251
16.5	在飞行中由于动力装置的工作所 引起的一些特殊情况	253

第十七章 涡轮风扇发动机和加力式涡轮风扇 发动机的工作过程

17.1	涡轮风扇发动机的主要方案和参数	261
17.2	涡轮风扇发动机内外涵之间循环功的最佳分配	267
17.3	混合排气的涡轮风扇发动机的 π_{k1}^* 的最佳值	271
17.4	加力式涡轮风扇发动机的最佳 π_{k1}^* 值	275
17.5	工作过程参数及涵道比对涡轮风扇	

发动机性能的影响	277
17.6 工作过程参数及涵道比对加 力式涡轮风扇发动机性能的影响	281
第十八章 涡轮风扇发动机和加 力式涡轮风扇发动机的使用特性	285
18.1 涡轮风扇发动机的调节特点 与压气机转子的工作条件	285
18.2 各种不同方案的涡轮风扇发动机 各部件的共同工作特点	287
18.3 加力式涡轮风扇发动机调节的特点	295
18.4 涡轮风扇发动机特性的特点与加力式 涡轮风扇发动机特性的特点	296
第十九章 涡轮轴发动机的工 作过程与涡轮螺旋桨发动机的工作过程	304
19.1 涡轮轴发动机及涡轮螺旋桨发动机的 构造方案与基本参数	305
19.2 单位流量功率及耗油率与工作过程参数的关系	313
19.3 涡轮螺旋桨发动机的循环功在螺旋桨 与喷射气流之间的最佳分配	317
19.4 回热的概念	319
第二十章 涡轮轴发动机的特性与 涡轮螺旋桨发动机的特性	322
20.1 各部件调节的特点与各部件共同工作的特点	322
20.2 涡轮轴发动机的特性	326
20.3 单轴涡轮螺旋桨发动机的特性	334
20.4 使用条件对直升机用的燃气涡 轮发动机工作的影响	341
20.5 发动机工作状态使用的限制	343
第二十一章 过渡状态时燃气涡轮发动机的工作	347
21.1 过渡过程中燃气涡轮发 动机各部件的共同工作条件	348
21.2 涡轮喷气发动机转速的上升与下降	354

21.3	接通加力与断开加力	356
21.4	涡轮喷气发动机的起动	358
21.5	双轴涡轮喷气发动机与双轴 涡轮风扇发动机过渡过程的特点	362
21.6	直升机用的燃气涡轮发动机与 涡轮螺旋桨发动机在过渡过程中的特点	366
第二十二章 垂直起落飞机动力装置的特点		368
22.1	垂直起落飞机动力装置的基本类型与参数	368
22.2	从压气机中引出空气对涡轮喷气 发动机性能与涡轮风扇发动机性能的影响	372
22.3	垂直起落飞机的发动机特性所具有的特点	375
参考文献		379

第十章 排气装置

在现代飞机的动力装置中采用各种类型的排气装置。在选择排气装置的方案时，对飞机的用途、飞机的主要飞行状态、燃气在喷管中与这些状态相对应的膨胀比以及其它的因素等都应当予以很大的注意。

排气装置包括有许多构件。视排气装置的类型和用途的不同，除了尾喷管以外，还有的构件是：将燃气引导到尾喷管的联接管（延长管）、反推力装置或者说推力偏移装置、供冷却构件和降低喷管损失用的空气供应系统以及其它的装置，等等。

任何一种排气装置的主要构件都是喷管。在喷管中可用焓降转变成为定向运动的动能。在很多的发动机中，喷管还同时被用来协调涡轮-压气机这两个部件的工作状态，其方法是调节喷管临界截面的面积。临界截面积 F_{x_p} 的这种调节在发动机的规定工作状态下能够使发动机增大推力、提高经济性、改善加速性、容易起动以及能够使发动机接通加力和调节加力等等。

在多工作状态的飞机上，排气装置的作用尤其重要，因为这种飞机不论是在超音速度下飞行，还是在低亚音速度下飞行，都应当具有高的飞行性能。对这种飞机的排气装置的基本要求是保障有效推力的损失小，在所有的主要飞行状态上动力装置都具有高的经济性。除此之外，在所有的情况下，排气装置应当具有比较简单的构造和小的重量。

对尾喷管类型的选择和对喷管工作状态影响最大的是尾喷管中燃气的可用膨胀比，亦即燃气的总膨胀比 $\pi_{c.n}$ 。这个膨胀比的定义是尾喷管前的总压 p_0^* 对周围大气的静压之比，亦即

$$\pi_{c.n} = \frac{p_0^*}{p_H} \quad (10.1)$$

$\pi_{c.n}$ 值及其变化范围取决于发动机的类型、发动机的工作状态以及飞机飞行的速度及高度等。图 10.1 所示为加力式涡轮喷气发动机在最大工作状态时，飞行高度 $H \geq 11$ 公里，以及 $H=0$ 时， $\pi_{c.n}$ 对飞行 M 数的关系曲线。由此曲线可见，随着 M_H 的增大， $\pi_{c.n}$ 值是增大的，而在飞行高度低于 11 公里时，当 H 降低时， $\pi_{c.n}$ 值是减小的。其中，所研究的这种加力式涡轮喷气发动机在试车台条件下，最大状态时的 $\pi_{c.n} = 2.5, \dots, 3$ ，这个数值超过临界压强比（ $k = 1.33$ 时 $\pi_{k.p} = 1.86$ ）不很多。在亚音的飞行速度范围内， $\pi_{c.n}$ 值不超过 $5 \sim 7$ 。在涡轮风扇发动机中，尤其是在涡轮螺旋桨发动机中，这些压强比还较低，在很多情况下还是亚临界的。这样就能够用于亚音速飞行的飞机上和用于比较不大的超音速飞行的飞机上的动力装置中采用收敛形的排气装置，其特点是构造简单和重量轻。

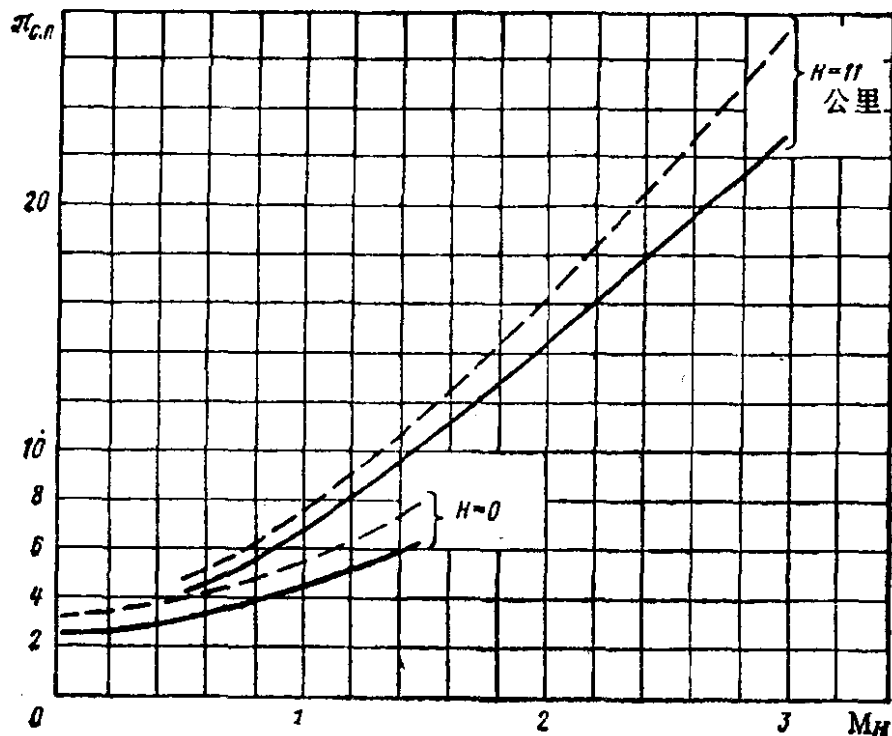


图 10.1 加力式涡轮喷气发动机排气装置中的可用膨胀比对飞行 M 数的关系曲线 ($\pi_{k.p}^* = 10$)

— $T_r^* = 1400\text{K}$; - - - $T_r^* = 1600\text{K}$ 。

在超音飞行速度下（当 $M_H > 1.3, \dots, 1.5$ 时），涡轮喷气发

动机、加力式涡轮喷气发动机，以及加力式涡轮风扇发动机等的 $\pi_{c.n}$ 值能增大到 10~20，甚至更大。收敛形尾喷管在这种情况下，由于燃气不能完全膨胀，致使推力的损失很大。因此有必要采用可调节式的超音速尾喷管。超音速尾喷管、引射喷管、带有中心锥体的尾喷管，以及其它类型的尾喷管等均认为是属于这样的尾喷管。

10.1 收敛形尾喷管

图 10.2 所表示的是收敛形尾喷管的简图。这种尾喷管的最小截面可以是不变的，或者是采用调节片来改变尾喷管的最小截面。收敛形尾喷管进口处的特征截面用注脚“0”表示（在发动机系统中则用注脚“ τ ”或者“ ϕ ”表示），而在尾喷口（即出口）则用注脚“c”表示。当尾喷管是在超临界压降的情况下，尾喷口的注脚“c”还将用注脚“ κp ”来表示。与这些注脚相对应的截面积则分别表示为 F_0 及 F_c （或者 $F_{\kappa p}$ ）。

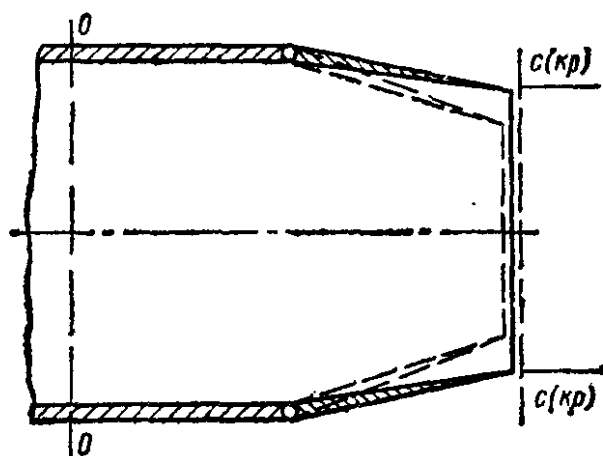


图10.2 收敛形喷管简图

在没有损失的情况下，收敛形尾喷管的工作是在工程热力学教程中进行研究，在这门课程中指出，在超临界压降的情况下，亦即在 $\pi_{c.n} > \pi_{\kappa p} =$

$\left(\frac{k_r + 1}{2}\right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}}$ 的情况下，燃气在尾喷管中的膨胀比

$$\pi_c = p_0^* / p_{\kappa p.a.n} \quad (10.2)$$

在 $\pi_{c.n}$ 是变化的情况下，保持为常数。这时临界截面上燃气的参数按下列

公式来计算

$$p_{\kappa p.ад} = \left(\frac{2}{k_r + 1}\right)^{\frac{k_r}{k_r - 1}} p_0^*, \quad T_{\kappa p.ад} = \frac{2}{k_r + 1} T_0^*$$

$$c_{\kappa p.ад} = a_{\kappa p} = \sqrt{2 \frac{k_r}{k_r + 1} RT_0^*}, \quad \lambda_{\kappa p.ад} = 1 \quad (10.3)$$

在上列的公式中，注脚“ад”表示的是绝热膨胀过程，亦即是在没有气动损失及热交换的情形下所求出的参数。

当 $\pi_{c.п} > \pi_{\kappa p}$ 时，收敛形尾喷管出口的压强 $p_{\kappa p.ад}$ 大于压强 p_H 。这时尾喷管是在不完全膨胀下工作。收敛形尾喷管在亚临界压降的情况下，燃气实际上完全膨胀到大气压强。在这种情况下有

$$p_c = p_H; \quad c_{c.ад} < a_{\kappa p}; \quad \lambda_{c.ад} < 1 \quad (10.4)$$

燃气从空气喷气发动机的收敛形尾喷管中流出时产生有损失，这些损失主要是由气流对壁面的摩擦以及燃气中的内摩擦所造成的。这些损失相对而言是不大的。这些损失能导致尾喷管出口截面上流出速度的减小以及该截面上总压的降低。如同在燃气涡轮的导向器中一样，这些损失是由下列的速度系数来评定

$$\varphi_c = c_c / c_{c.ад} \quad (10.5)$$

或者是由下列的总压恢复系数来评定

$$\sigma_c = p_c^* / p_0^* \quad (10.6)$$

其中，当收敛形尾喷管中为超临界压降时有

$$\varphi_{\kappa p} = c_{\kappa p} / a_{\kappa p} = \lambda_{\kappa p}; \quad \sigma_{\kappa p} = p_{\kappa p}^* / p_0^* \quad (10.7)$$

表示尾喷管中内部损失的两个系数 $\varphi_{\kappa p}$ 及 $\sigma_{\kappa p}$ 不是独立的。这两个系数相互之间有一定的联系，给定其中的一个就能够求出另外一个的数值。实际上，对燃气涡轮发动机的尾喷管可以取 $\varphi_{\kappa p} = 0.98, \dots, 0.99$ ，因而其所对应的 $\sigma_{\kappa p} = 0.975, \dots, 0.985$ 。

尾喷管临界截面的面积根据流量方程可以计算出来，考虑到损失，此流量方程具有下列的形式：

$$G_r = m_r \frac{p_0^* \sigma_{\kappa p}}{\sqrt{T_0^*}} \mu F_{\kappa p} q(\lambda_{\kappa p}) \quad (10.8)$$

除了系数 σ_{kp} 以外，此方程还引用有表示尾喷管临界截面处燃气流参数不均匀性的流量系数 μ 。在尾喷管的轮廓是特殊造型的情况下，这时尾喷管出口气流的方向平行于轴线，流量系数实际上等于1。实验研究表明，在收敛的圆锥形尾喷管中流量系数 $\mu < 1$ ，且 μ 取决于尾喷管的圆锥角、面积比 F_{kp}/F_0 、Re数以及尾喷管中的压降（见图 10.3）。随着圆锥角及尾喷管圆锥段相对长度的增大，流量系数是减小的，这是由于气流从尾喷管流出后还有收敛，因而气流的最小截面 F_{min} 实际上是位于尾喷管出口的后面这样的缘故所造成的。当 $\pi_{c.n}$ 提高时，系数 μ 的增大是由于面积 F_{min} 接近尾喷管出口截面的几何面积的缘故。在这种情况下，在 $F_{kp} = \text{const}$ 时，尾喷管临界截面的实际面积（即有效面积） μF_{kp} 将是一个变量，因此在计算面积 F_{kp} 对发动机工作状态的影响时必须要考虑这点。

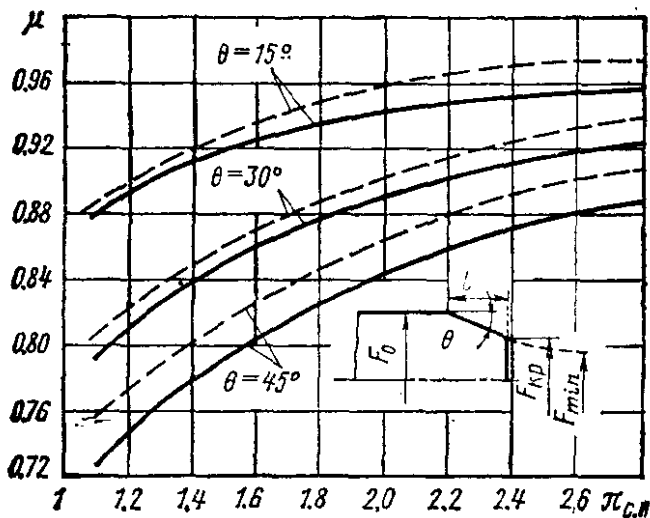


图10.3 收敛的圆锥形尾喷管的流量系数对可用压强比及对几何参数的关系曲线
—— $F_{kp}/F_0 = 0.6$ ；---- $F_{kp}/F_0 = 0.3$ 。

由图 10.3 可见，当 $\pi_{c.n}$ 提高时，给定几何形状的尾喷管的流量系数起初增加得很快，当尾喷管中的压降达到临界压降时，流量系数增加得缓慢下来，但并没有停止增加。这是因为在临界压降的情况下，由于出口截面燃气流参数的不均匀性，因而还保存有局部的亚音速区，因此，当继续提高 $\pi_{c.n}$ 时，出口截面的速度场继续改变，以至有上述结果。 μ 完全停止变化只是在 $\pi_{c.n} \geq 2.5, \dots, 3.0$ 时才开始。所以只有在 $\pi_{c.n} > 2.5, \dots, 3.0$ 的范围内，收敛形尾喷管中的流动对参数 $\pi_{c.n}$ 才有自模性。Re数的改变同样也影响 μ （假若由于尾喷管进口处的压

由图 10.3 可见，当 $\pi_{c.n}$ 提高时，给定几何形状的尾喷管的流量系数起初增加得很快，当尾喷管中的压降达到临界压降时，流量系数增加得缓慢下来，但并没有停止增加。这是因为在临界压降的情况下，由于出口截面燃气流参数的不均匀性，因而还保存有局部的亚音速区，因此，当继续提高

强 p_0^* 的改变, $\pi_{c,n}$ 也改变的话)。随着 Re 数的增大, 由于被排挤的附面层厚度的减小, μ 稍有增大。

应当指出, 当尾喷管中的压降为超临界压降时, 允许在公式(10.8)中取 $q(\lambda_{kp}) = 1$, 因为在 $\lambda_{kp} = \varphi_{kp} = 0.97$ 的条件下, 即使尾喷管中的损失很大, 也有 $q(\lambda_{kp}) = 0.999$ 。

10.2 超音速尾喷管及其基本参数, 以及估算损失的方法

图 10.4 所表示的是标注有主要截面的超音速尾喷管(特型的及锥形的)。超音速尾喷管是由两段组成: 亚音速段 $0-kp$ 以及超音速段 $kp-c$ 。在亚音速段和在临界截面处, 所有的燃气参数以及燃气的流量都是根据与收敛喷管在超临界压强时的公式相同的公式来计算的。在这一段上采用速度系数 φ_{kp} 来评定损失。

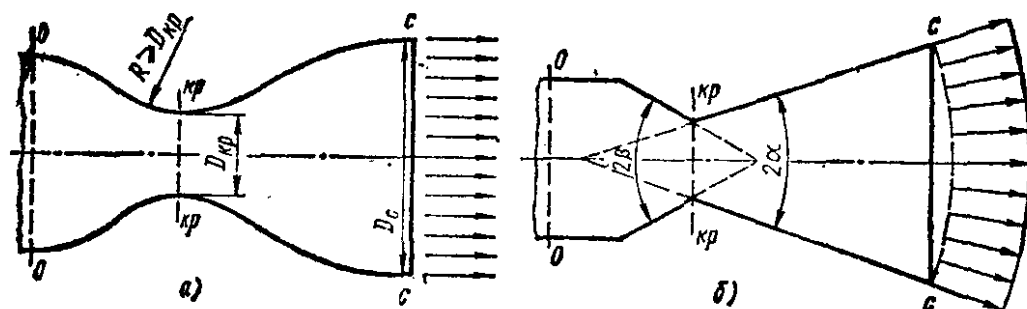


图10.4 特型的超音速尾喷管 (a) 及锥形的超音速尾喷管 (b) 的简图

燃气在超音速尾喷管的超音速段继续进行膨胀, 同时伴随着有压强的下降及速度的增大, 面积比 $\bar{F}_c = \frac{F_c}{F_{kp}}$ 越大, 则速度增加得越大。参数 \bar{F}_c 称之为尾喷管出口截面的相对面积, 其数值单值地由下列燃气在尾喷管中的膨胀比来确定 (在给定的 k_r 下):

$$\pi_c = p_0^*/p_c \quad (10.9)$$

大家都知道, 在 $\bar{F}_c = \text{const}$ 的条件下, π_c 值在 $\pi_{c,n}$ 变化的广泛范围内仍然保持常数。在这样的条件下, 气流在尾喷管内通道中流动的气动相似就能得到保障, 或者如经常所说的那样, 尾喷管内是自模性流动 (对参数 $\pi_{c,n}$)。当然, 这只能是在 μ 对 $\pi_{c,n}$ 自

模性的范围内，在 $Re > Re_{kp}$ 以及在没有热交换的条件下才是正确的，但是这些条件在多数情况下是能够得到满足的。

可见，当超音速尾喷管在自模性状态下工作时， $\pi_{c,\pi}$ 既可以大于 π_c ，也可以小于 π_c 。在第一种情况下，尾喷管出口的静压大于大气的压强，因而喷管是在不完全膨胀下工作。在第二种情况下，尾喷管出口的静压小于大气的压强，因而喷管是在过度膨胀下工作。当 $\pi_c = \pi_{c,\pi}$ 时，这时 $p_c = p_H$ ，因而喷管是在完全膨胀下工作，超音速尾喷管这时的工作状态通常称之为设计状态。

我们还记得，尾喷管的工作状态会影响尾喷管后面气流的形状。在不完全膨胀的状态下，尾喷管出口的压强高于大气的压强，燃气在尾喷管外面还进行膨胀，因而自由气流在其起始段上的横截面是增大的（在图10.5，a中用细线条所表示的膨胀波中）。然而，由于燃气具有弹性，所以燃气是过度膨胀的，亦即经过上

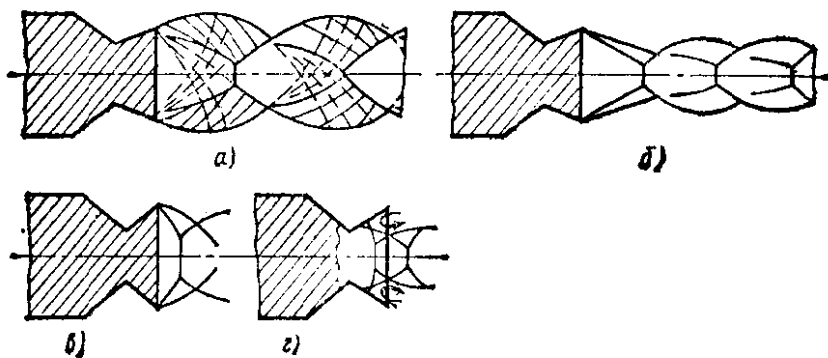


图10.5 各种状态下尾喷管出口后气流的形状

a—不完全膨胀状态；b—过度膨胀状态；c—分离前的状态；d—分离状态。

述的膨胀过程以后，气流中心的压强低于 p_H 。因此在膨胀过程之后跟随着就有燃气流的压缩过程，并且形成激波（图10.5，a中的实线所示），于是气流的横截面就减小了。当气流的压缩进行到压强高于 p_H 时，于是压缩又重新被膨胀所代替。这时气流外表面的形状是具有周期性的“桶”形结构：气流的外表面是由一系列有次序串联的形状类似于“桶”形的波段所组成。由于有能量的消散，所以气流的这些波动很快地就衰减下去（由于激波的损失及

气流与周围介质的紊流混合所致)。上述的这些在不完全膨胀的状态下尾喷管后面的流动现象,不论是在超音速的尾喷管中,还是在 $\pi_{c,n} \gg \pi_{kp}$ 的收敛形尾喷管中都会出现。

在过度膨胀状态下,这时 $p_c < p_H$, 自由气流的起始段是收敛形的。在这一段内气流的压强在激波中进行提高直至大于大气的压强为止,激波这时的形状很复杂(见图10.5, б)。此后再发生的就如同在不完全膨胀时的流动那样的气流膨胀区和气流压缩区,以及这些区域的衰减。随着压强比 p_H/p_c 的增大,桥形激波逆着气流向尾喷管出口移动而暂停在尾喷管出口截面附近,然后就开始向尾喷管内移动。气流的分离发生在激波的根部附近(见图10.5, в)。这时尾喷管内流动的自模性都被破坏了。如果 $\pi_{c,отр}$ 表示的是气流在超音速尾喷管中开始分离时的压强比,则可以利用图 10.6 所示的计算关系曲线来近似地估算这个压强比,因为气流分离的开始实际上不取决于尾喷管的形状和尾喷管出口的锥度角,而主要是取决于 $\pi_{c,расч}$ (亦即取决于参数 \bar{F}_c 或者尾喷管出口的 M_c 数)。分离区在尾喷管内的迁移根本上是取决于尾喷管

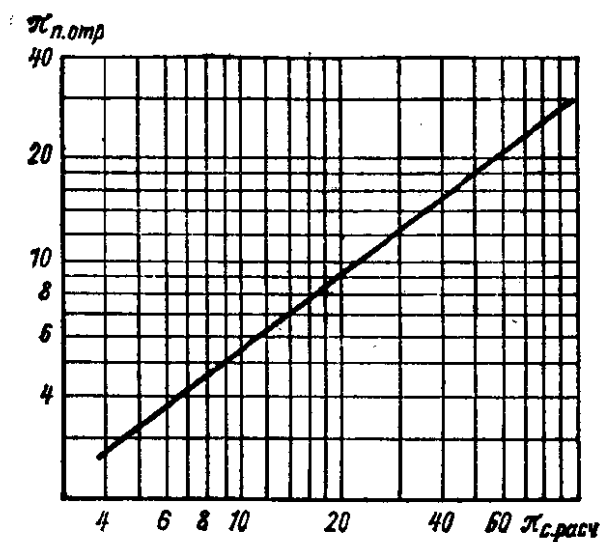


图10.6 $\pi_{n,отр}$ 对设计压强比的关系曲线

的形状,并且不可能用简单的关系式来表示。

拉瓦尔喷管是典型的超音速尾喷管。现在来研究这种类型尾喷管所特有的损失,以及这些损失对动力装置有效推力的影响。根据损失的物理本质,总损失分成为三种形式是适宜的:内部损失;由于尾喷管的非设计工作状态而引起的损失;外部阻力。

内部损失是由以下三种因素的作用所造成的:摩擦、尾喷管内通道超音速段的激波以及尾喷管出口气流的不平行性(不均匀

性)。摩擦主要地是发生在形成附面层的壁面附近。激波的出现是由于尾喷管内表面的折损或者不平滑性以及尾喷管进口气流的不均匀性而引起的。尾喷管出口截面处速度向量的不平行性及轴向不均匀性能导致尾喷管的平均排气速度轴向投影的减小，而发动机的推力值是由这个投影所决定的。内部损失的相对值能全面地说明尾喷管的造型与制造的完善程度。

超音速尾喷管中的内部损失是根据排气速度的相对减小量来进行计算的。同在收敛形的尾喷管中一样，利用下列的速度系数来达到此目的，此系数为

$$\varphi_c = \frac{c_c}{c_{c,an}} = \frac{\lambda_c}{\lambda_{c,an}} \quad (10.10)$$

在 φ_c 值为已知的情况下，考虑到内部损失，尾喷管出口截面的速度可以根据下列关系式求出

$$c_c = \varphi_c \sqrt{\frac{2k_r}{k_r - 1} R_r T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_0^*} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} \right]} \quad (10.11)$$

在设计空气喷气发动机的超音速尾喷管时，像通过尾喷管的燃气流量一样，参数 $\pi_c = p_0^*/p_c$ 也是给定的。尾喷管的几何尺寸（包括面积 F_{kp} 及面积比 $\bar{F}_c = F_c/F_{kp}$ ）是根据计算燃气在尾喷管中的流动来确定的。

由于内部损失的各个组成部分太小，所以系数 φ_c 可以表示成为三个乘数之积：

$$\varphi_c = \varphi_{\tau p} \varphi_{ck} \varphi_\alpha \quad (10.12)$$

式中 $\varphi_{\tau p}$ 、 φ_{ck} 和 φ_α 是分别考虑到由于摩擦、激波以及气流的不平行性而引起速度 c_c 减小的三个系数。

为了减小超音速尾喷管中的内部损失，超音速尾喷管内表面的母线做成特殊的造型。亚音速段的轮廓是圆滑的曲线（通常是圆，见图 10.4, a），以保障临界截面处气流的参数具有足够的均匀性。超音速段的轮廓是根据在尾喷管出口能得到足够均匀的气流和没有激波，这样的条件而设计出来的。在特型尾喷管中 φ_{cx}