

内流空气动力学手册

第二册

[美] F. K. 利特尔 等 编

钱翼稷 赵鹤书 宋宪耕 邹盛铨 潘杰元 译

国防工业出版社

内流空气动力学手册

第 二 册

〔美〕 F.K. 利特尔 等编

钱翼稷 赵鹤书 潘杰元 译
宋宪耕 邹盛铨

国防工业出版社

内 容 简 介

本手册较全面地论述了有关飞行器进气及排气系统内流空气动力学理论及工程估算方法,共分三个分册。

第一分册包括第一~七章,分别论述了有关进气道的设计、损失、附面层、阻力、稳定性、控制以及次流系统的设计与计算问题。

第二分册包括第八~十章,第八章全面地讨论了各种型式喷管的工作原理、性能分析估算及稳定性问题,对于引射喷管的论述尤为详尽;第九章主要讨论有喷流和无喷流时后机身及排气系统阻力的分析及工程估算方法;第十章讨论高涵道比涡轮风扇发动机在飞机上的安装及确定安装性能的计算和实验方法。

第三分册全部为数值表,包括基本热力学关系、正激波、斜激波、圆锥激波及锥型流、换算流量和推力参数等。

书中收集了大量的资料,包括大量的计算图线及实验数据,内容丰富,可供从事飞机、发动机设计和空气动力学研究的工程技术人员以及高等院校师生使用和参考。

INTERNAL AERODYNAMICS MANUAL, VOLUME II

F. K. Little, et al

AD 723 824

North American Rockwell Corporation

Columbus, Ohio

June 1970

*

内流空气动力学手册

第 二 册

〔美〕 F. K. 利特尔 等编

钱翼稷 赵鹤书 潘杰元 译

宋宪耕 邹盛铨

*

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

*

787×1092¹/₁₆ 印张 12¹/₈ 279 千字

1982年12月第一版 1982年12月第一次印刷 印数: 0,001— 2,400册

统一书号: 15034·2418 定价: 1.30元

译 序

本手册原来是美国海空军系统司令部要求北美洛克威尔公司编写的，其目的是为了设计人员能够准确而可靠地确定内流对飞机性能的影响。

本手册取材丰富，全面论述了进气道、尾喷管、次流系统以及与飞机上动力装置安装有关的气动问题。本手册原来是按情报资料发表的，而不是按正式书刊出版的，因而全书使用的符号不够统一，在材料的组织、文字叙述方面不够细致。但总起来说，就译者所见，本手册是迄今为止有关飞机内流问题的一本较全面的书。

本手册的另一特点是理论方法与实验研究相结合。在飞机上，与动力装置及其安装有关的许多空气动力学问题是极其复杂的，到目前为止，完全用理论的方法来解决这些问题是根本不可能的。本手册根据空气动力学的基本理论，以及大量的实验研究结果，提出了一套分析、计算内流系统的方法。因此，非常适用于从事飞机设计及气动分析工作的人员。特别是在初步设计阶段，本手册对于内流系统的设计分析、动力装置安装性能的确定以及飞机-发动机整体分析各方面，都有很大的参考价值。

对于从事空气动力学理论研究的人员来说，他们可以从本手册中了解到许多实际内流问题，内流现象以及基本理论在内流问题中的具体应用。因此，在确定理论研究课题，建立简化的理论模型等方面，必将从本手册中受到启发。

本手册由潘杰元、钱翼稷、赵鹤书、邹盛铨、宋宪耕等人合译。先由邹盛铨、宋宪耕二同志译出初稿，再由潘杰元、钱翼稷、赵鹤书三同志分章重新校译，最后由潘杰元同志统一全书的译稿。在本手册的翻译过程中，赵中璧同志参加了部分工作。最后，对参加本手册描图工作的同志致以深切的谢意。

目 录

符号表	1
-----------	---

第八章 尾喷管性能

8.0.1 引言	3
8.0.2 热力学基础	3
8.1 理论性能	5
8.1.1 理论推力的种类	5
8.1.2 收敛喷管推力参数的推导	5
8.1.2.1 压强比低于壅塞条件 ($M_j < 1$) 时收敛喷管推力的推导	5
8.1.2.2 压强比等于或大于壅塞条件 ($M_j = 1$) 时收敛喷管推力参数的推导	7
8.1.3 最佳推力参数的推导	10
8.1.3.1 $\frac{F_t}{W\sqrt{T_t}}$ 的推导	10
8.1.3.2 $\frac{F_t}{A^*p_t}$ 的推导	11
8.1.4 面积比	14
8.1.4.1 最佳推力面积比	14
8.1.4.2 非最佳面积比	15
8.2 系数	19
8.2.1 基本系数	19
8.2.2 关于喷管效率的一些术语	20
8.3 各种型式喷管的讨论及其实验性能	21
8.3.1 收敛喷管	21
8.3.1.1 简单收敛喷管	21
8.3.1.2 环形喷管(用于风扇空气)	23
8.3.2 收敛-扩张喷管的性能特性	24
8.3.3 收敛-扩张引射喷管	31
8.3.3.1 试验结果	31
8.3.3.2 排气角度	39
8.3.3.3 抽吸和流动特性	42
8.3.3.3.1 喷管的流动特性	42
8.3.3.3.2 喷管流动的不稳定性	45
8.3.3.3.3 引射器抽吸特性的估算	48
8.3.3.3.4 引射器总推力的估算	59
8.3.3.4 喷管中气流的分离	60
8.3.3.4.1 喷管流动的一些基本方面	60
8.3.3.4.2 喷管的静推力性能	62
8.3.3.5 外流对喷管的影响	64

8.3.4 塞式喷管	66
8.3.4.1 引言	66
8.3.4.2 静止空气中的试验	66
8.3.4.3 超音速膨胀	66
8.3.4.3.1 等熵尾塞	66
8.3.4.3.2 锥形尾塞	71
8.3.4.3.3 收敛-扩张型塞式喷管	71
8.3.4.4 非超音速膨胀	72
8.3.4.4.1 气动尾罩喷管	72
8.3.4.4.2 收敛型塞式喷管	74
8.3.5 吸气门式引射喷管	76
8.3.6 膨胀折转喷管	81
8.4 喷管性能的比较	81
8.4.1 引言	81
8.4.2 喷管型式	83
8.4.3 综合评价	88
8.5 反推力装置	89
8.5.1 反推力装置在飞机上的应用	89
8.5.2 反推力装置的型式	91
8.5.3 反推力装置的性能	93

第九章 后机身及排气系统的阻力

9.0 后机身及排气系统的阻力	104
9.1 后机身阻力	106
9.1.1 表面摩擦阻力分量	106
9.1.1.1 二维物体	107
9.1.1.2 三维机身	108
9.1.1.3 壁温的影响	109
9.1.1.4 表面粗糙度的影响	110
9.1.2 压阻分量	114
9.1.2.1 亚-跨音速	114
9.1.2.2 超音速	115
9.1.2.2.1 二维后机身	116
9.1.2.2.2 三维后机身	117
9.1.2.3 任意横截面积的机身	120
9.2 底阻	120
9.2.1 二维底阻	120
9.2.1.1 底部流动特性及流动比拟	120
9.2.1.2 后机身缩尾的影响	124
9.2.1.2.1 亚音速	124
9.2.1.2.2 超音速	124
9.2.1.3 迎角的影响	127

9.2.2 轴对称底阻	128
9.2.2.1 三维尾迹特性	128
9.2.2.2 后机身缩尾的影响	129
9.2.2.2.1 亚-跨音速	129
9.2.2.2.2 超音速	130
9.2.2.3 迎角的影响	134
9.3 喷流对后机身及底部阻力的干扰效应	134
9.3.1 喷流干扰的流动现象	135
9.3.1.1 解析流动模型	135
9.3.1.2 起始分离准则	138
9.3.1.3 再附区内的增压	141
9.3.2 计算步骤	143
9.3.3 试验结果	147
9.3.3.1 后机身造型	147
9.3.3.2 试验模型设计	147
9.3.3.3 结果分析	149
9.3.3.3.1 研究亚音速马赫数下不加力喷管布局的阻力	149
9.3.3.3.2 研究亚音速马赫数时带加力装置喷管的各种布局的阻力	153
9.3.3.3.3 研究低超音速马赫数时带加力喷管的各种布局的阻力	160
9.3.3.4 结论	160

第十章 高涵道比涡轮风扇发动机的安装

10.1 引言	163
10.2 高涵道比涡轮风扇发动机安装方面的考虑	167
10.2.1 风车性能	167
10.2.2 排气通道设计	167
10.2.3 冷却	169
10.2.4 其它	169
10.3 安装损失的划分	170
10.3.1 外部损失	170
10.3.1.1 附加阻力	170
10.3.1.2 风扇外罩摩擦	171
10.3.1.3 缩尾阻力	171
10.3.1.4 冲刷和干扰阻力	172
10.3.1.5 试验方法	177
10.3.2 内部损失	180
10.4 性能总结	182
10.5 反推力装置的安装	184

符 号 表

说明：本书是编纂各种来源的资料而成，所用符号较乱，在译文中尽力将其统一，并列此符号表供参考。少数正文中已作了详细说明了符号就不再列出。原书第八章末的符号表取消，一并编在此符号表内。

——译者

A	截面积	F_{ip}	理想主流推力
A_e	喷管外罩出口面积	F_p	实际收敛喷管的主流推力
A_{Hr}	进口唇缘所围的面积	g	重力加速度
A_p	投影面积	h	焓
A_w	湿面积	J	热功当量 (778 英尺·磅/BTU)
a	音速	k	粗糙度
C_d	流量系数 (喷管)	K_e	压缩性修正因子
C_D	阻力系数	L	长度
C_{Df}	摩阻系数	M	马赫数
C_{Dr}	总阻力系数	M	质量
$C_{D\kappa}$	压阻 (或波阻) 系数	m	质量流量
C_{Db}	底阻系数	n_D	畸变指数
C_{e_j}	$C_{Fg}/0.98$ 或 $C_F/0.98$	p	压强
C_f	表面摩擦系数	p_{pL}	平台压强
C_F	总推力减喷管外阻/理想主流推力 (等熵)	p_w	喷流和外流干扰区中的压强
C_{Fg}	喷管总推力/理想主流推力 (等熵)	p_{ws}	开始发生分离的 p_w
$C_{Fg,eq}$	总推力减次流冲压阻力/理想主流推力 (等熵)	Q	每磅空气燃烧的放热量
c_p	定压比热	q	动压
C_p	压强系数	Q_n	燃油热值
c_v	定容比热	R	半径, 气体常数
C_v	推力系数 [喷管总推力/理想主流推力 (等熵)]	R_s	表面摩擦的粗糙度修正系数
C_{vel}	速度系数	Re	雷诺数
D	阻力, 直径	Re_x	以 x 为参考长度的雷诺数
F	推力	Re_k	粗糙度雷诺数
F_g	喷管总推力	s	熵, 沿物面的长度
F_{ej}	主流和次流的总推力	T	温度
		u	附面层内的速度
		V	速度
		V^*	临界速度, 摩擦速度

v	比容				流动状态
W	功, 重量流量, 重量	∞			来流状态, 附面层外的理想流状态
W_a	空气流量	1			变化前的状态, 主流状态
W_g	发动机流量	2			变化后的状态, 次流状态
$W_{压}$	压气机作的功	8			发动机喷管出口状态
$W_{涡轮}$	气流对涡轮作的功	b			底部状态
α	迎角, 多股流中压强波的绝对传播速度	e			喷管出口状态, 外流-喷流干扰时分离区中的状态(图9-31)
β	扩张外套的半张角, 缩尾角, 复合流指数	i			理想流动状态
γ	比热比	j			喷流状态
δ	附面层厚度, 折角	M			实际情况
δ_e	有效折角	t			理论情况, 总参数, 喉道
δ_r	$p_r/14.696$	s			静参数, 次流状态, 分离状态
θ_r	$T_r/518.688$	p			主流状态
ϕ	出口动量, 尾迹折角(图9-23), 气流分离角(图9-31)	w			壁面状态
μ	粘性系数	amb			环境(在自由流速度为零时, 此状态与下标“0”所表示的自由流状态一致)
ν	运动粘性	F			风扇气流
τ	剪应力(摩擦应力)	$spec$			技术规格
η	效率				
ε	下洗角				
Γ	机身缩尾同喷管壁之间的夹角				
ρ	密度				

上标

* 临界状态

下标

0 自由流状态, 紧靠机身尾段前的

第八章 尾喷管性能

8.0.1 引言

喷管设计具有很大的重要性,这多半是因为一些先进的喷管设计对飞机上喷管的布局很敏感。布局不好就会使喷管的推力减小,或者使喷管阻力和机身后体阻力增大。因此,喷管设计和后体构形的重要性,就在于它们影响安装在飞机上的推进系统的性能。

选择不同型式的喷管,如收敛型、收敛-扩张型(C-D)、吸气门式或者塞式喷管,可使发动机总重量改变25%左右,使超音速推力改变20%。由于喷管型式不同,亚音速巡航时动力装置的单位耗油率(SFC)可改变10%。所以重量、超音速推力及巡航耗油率是评价喷管选择好坏的必要项目。

在超音速飞行和亚音速巡航两种情况下,1%的喷管效率大约相当于1.7%的净推力。由于喷管压强比和出口面积的变化范围很大,要保持高的内推力效率和小的外部底阻或尾罩^①阻力是很困难的。例如对战斗机来说,喷管压强比可以从亚音速巡航时的3左右变到大超音速时的15至20。对于一个几何可变的C-D喷管,在亚音速巡航和大超音速飞行之间,喷管出口面积比可以改变4倍左右。当然,对于不加力的亚音速工作状态,这种面积变化有可能造成很大的喷管底阻或尾罩阻力。

由于上述理由,对于多用途飞机来说,喷管的选择是复杂的。而对于一架以马赫数3飞行为主的飞机,或仅作亚音速攻击的飞机来说,喷管选择或设计方面的困难就要少一些。因为喷流和后体外流之间有干扰,喷管选择和性能估算就更加复杂了。喷流可减小喷管或后体的阻力,而外流也可能影响内部推力性能。在非设计工作状态,内推力将受到严重的影响。

各种不同型式的喷管,都具有各自的优点,或较其它型式更适宜于某个飞行速度。为了深入考察喷管的性能,必须很好地掌握有关内流和外流空气动力学的一些基本关系式。因此,我们将按照基本的能量、动量和连续定律,导出一些重要的流动关系式,并利用这些关系式组成若干性能系数。这些性能系数是把性能参数的最大可能值同由实验得到的值进行比较。本章要研究的喷管型式,包括收敛喷管、固定的收敛-扩张喷管、固定的引射喷管、变几何引射喷管、塞式喷管、吸气门式和反向喷管。研究的重点在于了解喷管的一般工作情况,几何形状对喷管性能的影响,以及喷管的工作范围。关于喷流对外流空气动力的影响,也作了广泛的考察。通过对喷管性能的全面研究,介绍了一些有价值的数值,以此来澄清并阐明各种喷管的特性。

8.0.2 热力学基础

为了说明喷管的性能,存在着许多容易混淆的参数和系数。为了避免把其中的一些基

^① Boattail 原意为船尾,这里指收缩的机身尾部,即译为尾罩或缩尾。——译者

本术语搞错，需要复习一下某些基本知识。因为基本的推力关系式是直接由一般的能量方程导出来的，所以我们就从这些基本而重要的方程入手。

为了复习一般的能量方程，一个好办法是把该方程用于飞行中的涡轮喷气发动机。在图 8-1 中画出了涡轮喷气发动机循环的焓熵图。此方程是

$$h_0 + \frac{V_0^2}{2gJ} + W_{\text{压}} + Q = W_{\text{涡轮}} + h_8 + \frac{V_8^2}{2gJ} \quad (8.1)$$

式中 Q 是每磅空气燃烧所放出的热量。方程 (8.1) 可简化为

$$h_0 + \frac{V_0^2}{2gJ} + Q = h_8 + \frac{V_8^2}{2gJ} \quad (8.2)$$

大家记得

$$h = c_p T \quad (8.3)$$

$$h_t = h + \frac{V^2}{2gJ} \quad (8.4)$$

$$c_p T_t = c_p T + \frac{V^2}{2gJ} \quad (8.5)$$

还有等熵膨胀或压缩的关系式

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (8.6)$$

流动过程的关系式是

$$\frac{T_t}{T} = \left(\frac{p_t}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (8.7)$$

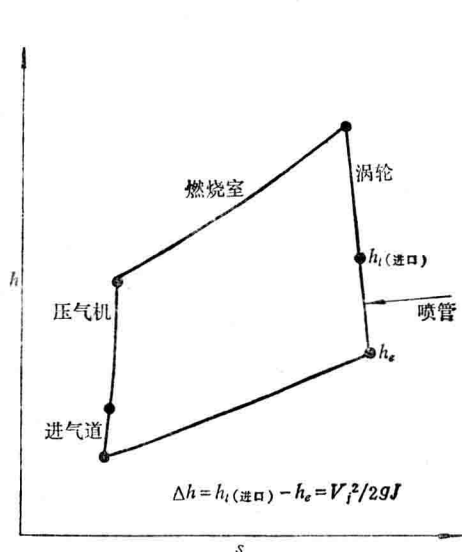


图8-1 涡轮喷气发动机循环和喷管过程

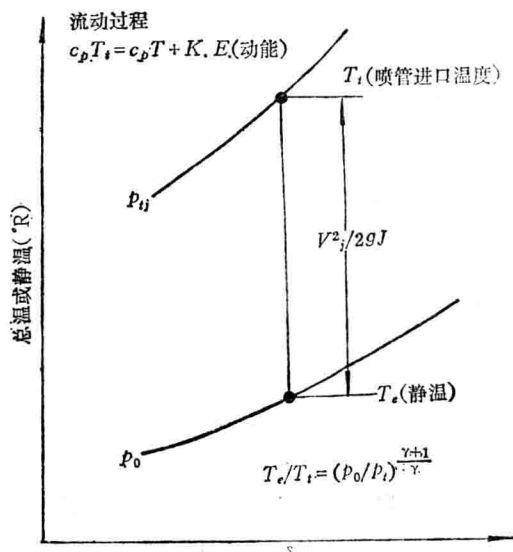


图8-2 等熵喷管膨胀

图 8-2 说明喷管的膨胀过程，在此过程中位能（高压）转变成动能。对于这种流动过程，一般的能量方程是

● 此处下标 8 指发动机喷管出口截面。——译者

$$h_t = h_{t_n} = h_e + \frac{V_e^2}{2gJ} \quad (8.8)$$

$\uparrow$ $\uparrow$
 涡轮出口 喷管进口
 (不包括喷管损失)

$$c_p T_{t_j} = c_p T_j + \frac{V_j^2}{2gJ} \quad (8.9)$$

$\uparrow$ 静温

按等熵关系式, 利用 T_{t_j} 和 p_{t_j}/p_{amb} , 可以算出 T 。利用 $\frac{T_t}{T} = \left(\frac{p_t}{p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$, 可以算出理论推力

$$F_g = \frac{W_g V_j}{g} + (p_e - p_{amb}) A_e \quad (8.10)$$

$\uparrow$ 静压

这个方程在杜拉姆 (Durham) 所著《飞机喷气动力装置》一书的第 13 到 18 页中作了精确的推导^②。

当 p_e 等于 p_{amb} ^③ 时得到最大的等熵总推力 (理想 C-D 喷管)。

对于收敛喷管, 很快就出现一种 $p_e \neq p_{amb}$ 的情况, 因而理想 (理论的) 收敛喷管推力参数

$$\frac{F_g}{p_{amb} A_j} = f \left(\frac{p_{t_j}}{p_{amb}} \right) \quad (8.11)$$

的推导就变得复杂了。

8.1 理论性能

8.1.1 理论推力的种类

在开始推导收敛喷管的推力以前, 首先应该说明, 我们将推导三种主要的理论推力:

- (a) 收敛喷管的理想推力;
- (b) 最佳推力 (完全膨胀);
- (c) C-D 喷管的理论推力 (C-D 喷管的出口面积不是最佳值)。

8.1.2 收敛喷管推力参数的推导

8.1.2.1 压强比低于壅塞条件 ($M_j < 1$) 时收敛喷管推力的推导

收敛喷管能够提供的最大出口马赫数是 1。根据联系压强比和马赫数的流动方程

② 下标 e 表示出口处的气流状态, 下标 j 表示喷流状态, 二者意义相同, 书中有时用 e , 有时用 j , 主要视作者所要表示的重点不同而异。——译者

③ 方程的推导可以从任一本有关的教科书中找到。——译者

④ p_{amb} 为环境压强, p_0 为自由流压强, 在发动机处于地面静止工作状态时, p_0 就等于 p_{amb} 。——译者

$$\frac{p_t}{p_e} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (8.12)$$

对于常温下的大气, $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$, 在 $M_e = 1$ 时,

$$\frac{p_t}{p_e} = \left(1 + \frac{1.4 - 1}{2} \right)^{\frac{1.4}{0.4}} = (1.2)^{3.5} = 1.89, \quad p_e = p_{\text{出口}} \quad (8.13)$$

对于收敛喷管, 若承认出口马赫数的极限为 1, 则

$$\frac{p_e}{p_t} = \frac{1}{1.89} = 0.528, \quad M_j = 1 \quad (8.14)$$

如果输入喷管的 p_t 增大 (在压强比达到 1.89 时), 则 p_e 必定相应地增大。

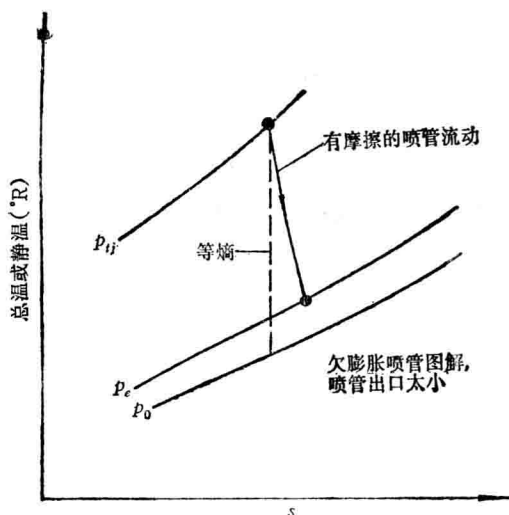


图8-3 实际的喷管过程

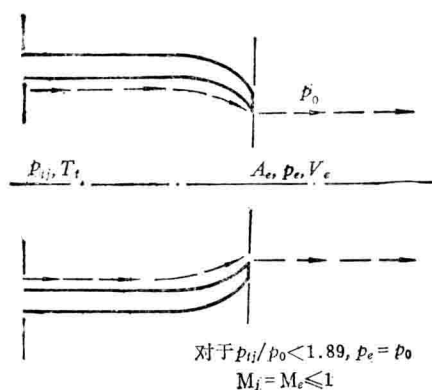


图8-4 未堵塞的收敛喷管

在压强比低于 1.89 时, $p_e = p_{\text{amb}}$, $M_j < 1$, 这时方程 (8.11) 变为

$$\frac{p_t}{p_{\text{amb}}} < 1.89 \text{ 时, } F_g = \frac{W_g}{g} V_j + (p_e - p_{\text{amb}}) A_j$$

即

$$F_g = \frac{\rho A V}{g} V_j \quad (8.15)$$

为了方便, 燃气流量在喷管喉道 (也即收敛喷管出口) 处确定:

$$F_g = \frac{(\rho A V)_e}{g} V_j = \frac{\rho_e A_e V_j^2}{g} \quad (\text{见图 8-4}) \quad (8.16)$$

根据

$$p v = R T \quad \text{或} \quad \frac{p}{\rho} = R T \quad (8.17)$$

代掉密度 ρ , 得

$$F_g = \frac{p_e}{R T_e} \frac{A_e}{g} V_j^2 = \frac{p_e}{R T_e} \frac{A_e}{g} M_j^2 a_e^2 \quad (8.18)$$

$$= \frac{p_e}{RT_e} \frac{AM_j^2}{g} (\sqrt{\gamma g RT_e})^2 = \frac{p_e}{RT_e} \frac{A_e M_j^2}{g} \gamma g RT_e = p_e A_e M_j^2 \gamma \quad (8.19)$$

为了化成以压强比表示的形式, 由

$$\frac{p_t}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

得

$$\left(\frac{p_t}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

$$\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_t}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] = M^2$$

将 M^2 代入方程 (8.19), 得

$$F_g = \gamma p_e A_e \left(\frac{2}{\gamma - 1} \right) \left[\left(\frac{p_t}{p_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right], \quad p_e = p_{amb} \quad (8.20)$$

把 (8.20) 式表示成总推力参数, 得

$$\frac{F_g}{p_{amb} A_j} = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_t}{p_{amb}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (8.21)$$

这就是未壅塞情况下, 收敛喷管总推力参数的整个推导过程。

现在我们准备来推导收敛喷管推力系数推导的另一半, 压强比高于流量壅塞所需值的情形。这时喷流的出口马赫数限于 1, 但 $p_{出口}$ 可大于 p_{ambo} 。

8.1.2.2 压强比等于或大于壅塞条件 ($M_j = 1$) 时收敛喷管推力参数的推导

在这种情况下, 重要的是必须计入喷管出口的压力面积项, 如图 8-5 所示。

$$F_g = \frac{W}{g} V_j + (p_e - p_{amb}) A_j$$

将方程 (8.19) 代入 (8.10), 得

$$F_g = \gamma p_e A_e M_j^2 + (p_e - p_{amb}) A_j \quad (8.22)$$

当收敛喷管出口马赫数为 1 时, p_e 取决于 p_{tj} 的大小。

$$\begin{aligned} \frac{p_{tj}}{p_e} &= \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_j^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ &= \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} (1)^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \\ &= 1.89 \quad (\text{在 } \gamma = 1.4 \text{ 时}) \end{aligned}$$

因而

$$p_e = p_{tj} / \frac{p_{tj}}{p_e} = \frac{p_{tj}}{1.89} \quad (8.23)$$

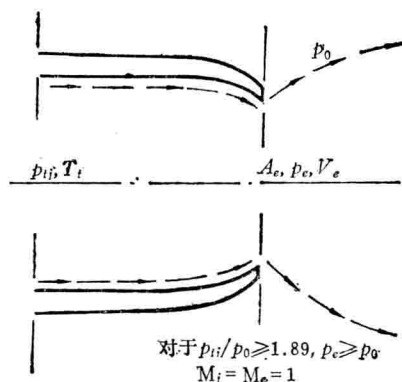


图8-5 壅塞的收敛喷管

将方程 (8.23) 代入 (8.22) 得

$$F_g = \gamma \frac{p_{tj}}{1.89} A_j (1)^2 + (p_e - p_{amb}) A_j = \gamma \frac{p_{tj}}{1.89} A_j + \left(\frac{p_{tj}}{1.89} - p_{amb} \right) A_j \quad (8.24)$$

求得推力参数的形式为

$$\frac{F_g}{p_{amb} A_j} = \frac{\gamma}{1.89} \frac{p_{tj}}{p_{amb}} A_j + \frac{1}{1.89} \frac{p_{tj}}{p_{amb}} - 1 \quad (8.25)$$

若把壅塞压强比换成一般关系式

$$\frac{p_{tj}}{p_e} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}, \quad M_j = 1$$

则

$$\frac{F_g}{p_{amb} A_j} = \left[\frac{\gamma+1}{\left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right] \frac{p_{tj}}{p_{amb}} - 1 \quad (8.26)$$

在 $\frac{p_{tj}}{p_{amb}} = 4$, $\gamma = 1.4$ 时,

$$\frac{F_g}{p_{amb} A_j} = 4.08$$

图 8-6 ~ 图 8-8 画出了理论收敛喷管推力参数的图线。

虽然, 多年来对于装固定收敛喷管的亚音速飞机来说, 都理所当然地用理论收敛喷管推力参数作为效率的基准, 可现在却更普遍地以最佳推力 (等熵膨胀) 作为基准。最佳推力的推力参数 $F_g / (p_{amb} A_j)$ 也称完全等熵膨胀 (理论上的理想收敛-扩张膨胀) 的推力参数, 画在图 8-9 ~ 图 8-12 中。收敛喷管的推力参数 $F_g / (W_g \sqrt{T_t})$ 示于图 8-13 ~ 图 8-15 中。

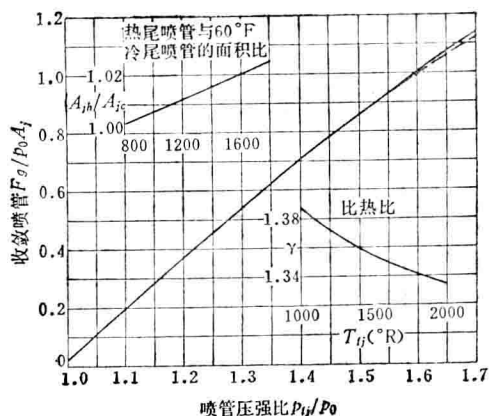


图 8-6 理论收敛喷管总推力参数

---- $\gamma = 1.34$ — $\gamma = 1.38$

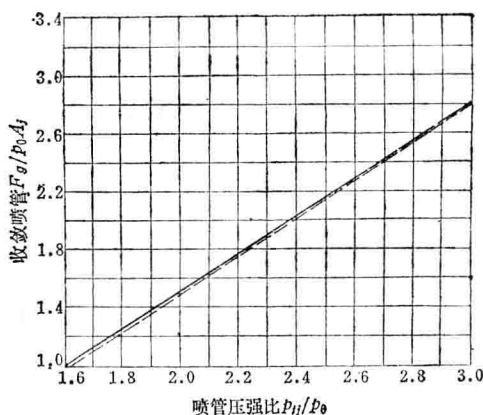


图 8-7 理论收敛喷管总推力参数

---- $\gamma = 1.34$ — $\gamma = 1.38$

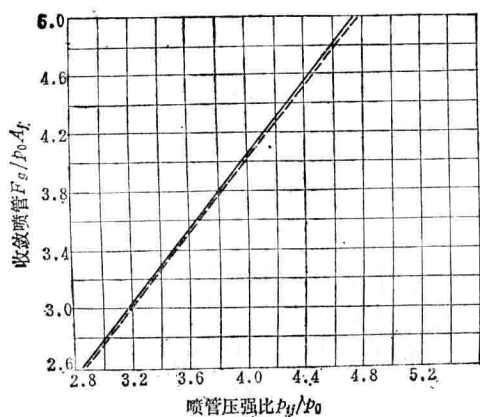


图8-8 理论收敛喷管总推力参数

--- $\gamma = 1.34$ — $\gamma = 1.3$

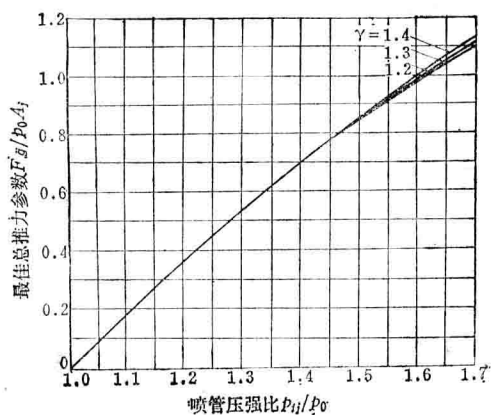


图8-9 最佳或理论最大总推力参数

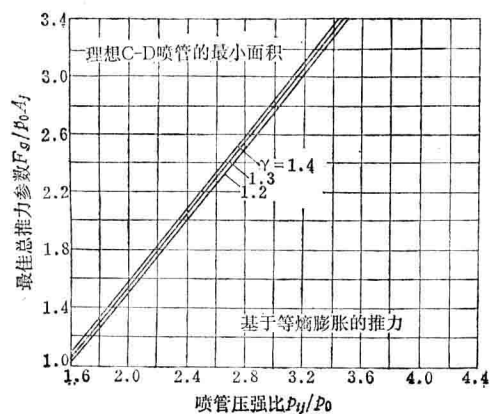


图8-10 最佳或理论最大总推力参数

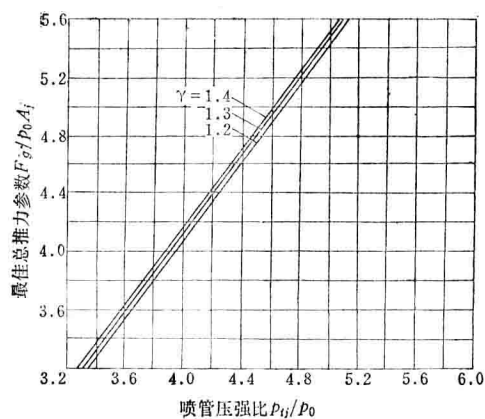


图8-11 最佳或理论最大总推力参数

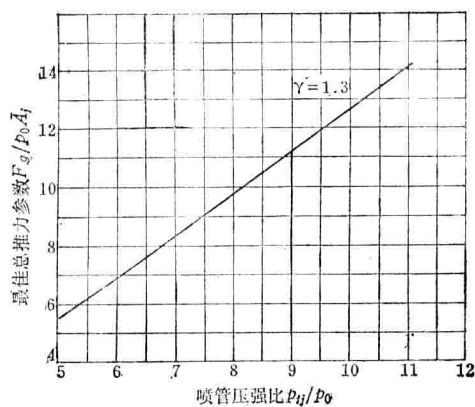


图8-12 最佳或理论最大总推力参数

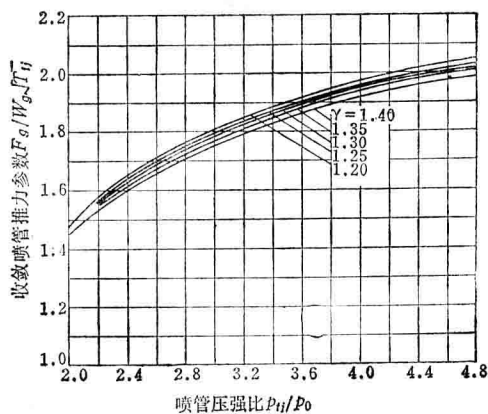


图8-13 收敛锥形喷管, 总推力

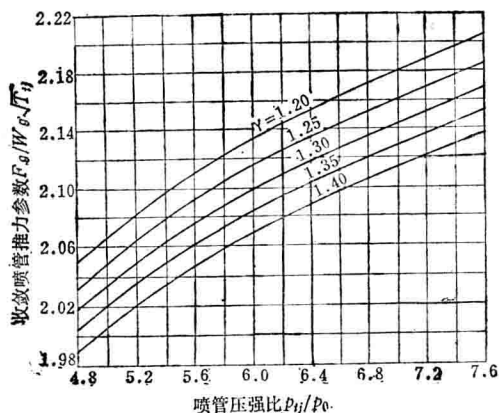


图8-14 收敛锥形喷管, 总推力

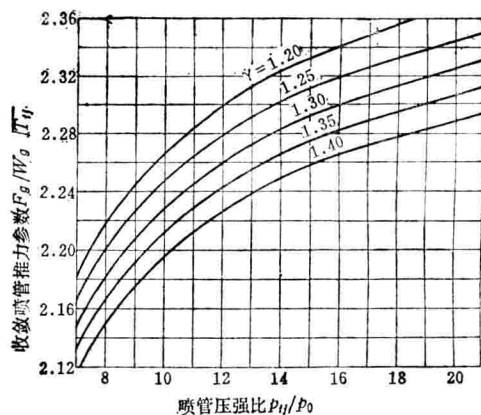


图8-15 收敛锥形喷管, 总推力

8.1.3 最佳推力参数的推导

常用的有两个最佳推力参数, 一个包含流量和温度, 另一个则用总压和喷管喉道面积表示。图 8-16 示出推导这些推力参数时所用的一些术语。

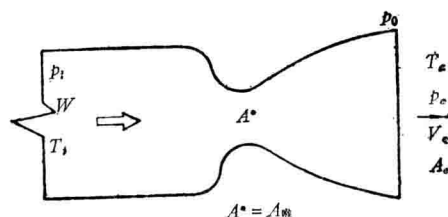


图8-16 收敛-扩张喷管的术语

8.1.3.1 $\frac{F_i}{W\sqrt{T_t}}$ 的推导

$\frac{F_i}{W\sqrt{T_t}}$ 联系下列各量:

- (1) 最大理想总推力;
- (2) 喷管总燃气流量 (磅/秒);
- (3) 喷管总温 ($^{\circ}\text{R}$);
- (4) 喷管压强比。

最佳喷管面积比时的方程为

$$\frac{F_i}{W\sqrt{T_t}} = \sqrt{\frac{2\gamma R}{(\gamma-1)g} \left[1 - \left(\frac{p_t}{p_{amb}} \right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} \right]} \quad (8.27)$$

推导:

$$F_i = F_{s_{最佳}} = \frac{W}{g} V_e + (p_e - p_{amb}) A_e$$

在最佳喷管面积比 $\frac{A_e}{A^*}$ 时