

飞机进气道气动原理

赵鹤书 潘杰元 钱翼稷 编著



张世华

90.1.

国防工业出版社

飞机进气道气动原理

赵鹤书 潘杰元 钱翼稷 编著

国防工业出版社

内 容 简 介

本书从空气动力学的角度阐述飞机进气道的工作原理及特性。第一章简要介绍空气喷气发动机的基本原理并由此引出进气道的功用及要求。第二章介绍亚音速进气道特性,其中包括跨音速影响以及内管道的特性及计算。第三章介绍超音速进气道。第四章介绍进气道的大迎角特性。第五章介绍进气道的喘振及畸变。第六章讲述进气道与发动机的匹配问题以及进气道的调节。第七章简要介绍与进气道风洞实验有关的问题。本书着重阐述物理概念以及从物理角度对流动现象进行分析。

本书可作为空气动力学、飞机设计、发动机设计、飞行力学等专业高年级大学生的选修课教材。也可供有关工程技术人员及研究人员参考。

飞机进气道气动原理

赵鹤书 潘杰元 钱翼稷 编著

责任编辑 王丽燕

*

国防工业出版社出版

(北京市车公庄西路老虎庙七号)

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刷

*

787×1092 1/32 印张 8¹/₈ 177千字

1989年5月第一版 1989年5月第一次印刷 印数: 0,001—2,110册

ISBN 7-118-00484-7/V·40

定价: 1.65元

前 言

自从空气喷气发动机在40年代初期问世以来，进气道就成为飞机/发动机的一个重要部件而存在。特别是超音速飞机出现以后，进气道的作用就更加突出，它不仅直接影响着发动机可用推力的**大小**，而且还影响着发动机及飞机本身的安全。70年代初期，由于**某事故**，引起了我国航空界对进气道的重视。北京航空学院空气动力学专业开设了飞机进气道课程，并先后编写了三个版本的教材。在教学过程中，作者深切感到，此课程不仅教给了学生有关进气道的知识，而且还有效地巩固了空气动力学的基本知识并提高了学生分析问题的能力。在多年教学实践经验的基础上，并参考了国内外有关资料，作者编写了此书，作为空气动力学、飞机设计、飞行力学、发动机设计等专业高年级学生的选修课教材。

本书第一章简要介绍空气喷气发动机的基本原理，并由此引出进气道的基本功用及要求。净推力、附加阻力及换算流量等基本概念也在本章中讲述。第二章讲述亚音速进气道、跨音速影响以及内管道的特性及计算。还简要介绍了基于有限基本解的数值计算原理。第三章讲述超音速进气道。其中包括多波系最佳总压恢复与折角分配关系的新研究成果。第四章讲述进气道的大迎角特性。第五章介绍进气道的喘振及畸变。第六章讲述进气道与发动机的流量匹配以及进气道的调节，其中包括两个调节实例。第七章简要介绍与进气道风

洞实验有关的问题。本书第一、四、六章由赵鹤书编写，第二、七章由钱翼稷编写，第三、五章由潘杰元编写。全书由赵鹤书进行统稿。

作者对徐华舫教授表示敬意，因为他撰写了前述三个版本的第一版教材。作者还要对峨嵋机械厂向文政高级工程师在编写第二版教材中给予的合作表示感谢。作者特别要对 J. Seddon 及 E. L. Goldsmith 两位博士表示感谢，因为本书引用了他们的著作《Intake Aerodynamics》中的若干结果。作者对南京航空学院进气道研究室的老师们致谢，他们为进气道进修班编写的讲义使我们获益匪浅。作者对在进气道领域有特殊贡献的南京航空学院郭荣伟教授审查了本书并提出宝贵意见表示感谢。除在书末“参考文献”中列了参考的文献外，作者不可能将每一张图线的来源介绍给读者，为此，应向原作者及读者致以歉意。

由于编写时间仓促，作者水平有限，错误难免，敬请批评指正。

作者

于北京航空航天大学

目 录

常用符号	1
第一章 空气喷气发动机的基本原理及 进气道的一般问题	
1.1 空气喷气发动机的基本原理及进气道的基本功用	3
1.2 推力及进气道的阻力	6
1.2.1 推力公式	6
1.2.2 附加阻力概念及进气道的阻力	7
1.2.3 尾喷管完全膨胀状态下的推力公式	9
1.3 进气道的流量及总压恢复	12
1.4 压气机的喘振及进气道的畸变	16
1.5 对进气道的基本要求及进气道的基本型式	20
第二章 亚音速进气道	
2.1 进口流动情况的一般分析	26
2.1.1 进口的流动图画	26
2.1.2 唇口吸力	28
2.1.3 最佳进气道外形	30
2.2 进气道外罩形状	32
2.2.1 最佳平面进气道外形	32
2.2.2 轴对称进气道	34
2.3 亚音速进气道流场的计算方法简述	42
2.3.1 用面元法求解进气道流场	42

2.3.2	压缩性修正	44
2.3.3	粘性修正	46
2.4	亚音速进气道的总压恢复	48
2.4.1	唇口损失	48
2.4.2	内管道的总压损失	53
2.5	亚音速进气道的附加阻力	62
2.5.1	在亚音速理想绕流条件下, 钝唇的外罩吸力 与附加阻力相对消	62
2.5.2	皮托式进气道的附加阻力	62
2.5.3	中心体进气道的附加阻力	66
2.5.4	附加阻力的修正 (溢流阻力)	67
2.6	跨音速效应	70
2.6.1	预入流中的跨音速效应	70
2.6.2	喉部的跨音速效应	84

第三章 超音速进气道

3.1	超音速进气道的型式	89
3.1.1	皮托式	90
3.1.2	外压式	91
3.1.3	内压式	93
3.1.4	混压式	100
3.2	超音速进气道的激波损失及波系选择	102
3.2.1	激波损失的计算	102
3.2.2	最佳波系的 Oswatitsch 理论简介	103
3.2.3	给定总折角下的最佳波系	108
3.2.4	轴对称流中的最佳波系	124
3.2.5	有内收缩的情形	126

3.3	粘性损失	130
3.4	超音速进气道的附加阻力	132
3.4.1	附加阻力及溢流阻力的概念	132
3.4.2	超音速溢流下的附加阻力计算	133
3.4.3	亚音速溢流的附加阻力和溢流阻力	137
3.4.4	离体激波位置的近似确定	142
第四章 进气道的大迎角特性		
4.1	大迎角问题的提出及亚音速时的主要流动特征	147
4.2	亚音速进气道的大迎角特性	151
4.2.1	迎角的影响	151
4.2.2	唇部收缩比的影响	153
4.2.3	进口截面形状及方位的影响	153
4.2.4	交错进口的影响	154
4.2.5	S形进气道的特征	155
4.3	迎角对超音速进气道特性的影响	158
4.3.1	二维进气道	158
4.3.2	轴对称进气道	160
4.4	改善大迎角性能的方法	163
4.4.1	屏蔽	163
4.4.2	进口几何形状可变	164
第五章 激波振荡和畸变		
5.1	超音速进气道的喘振	166
5.1.1	一维非定常理论概述	168
5.1.2	亚临界喘振机理概述	171
5.1.3	防喘措施	173

5.1.4	其它激波振荡形式	178
5.2	畸变	180
5.2.1	平行压气机理论	180
5.2.2	经验的畸变指数	186
5.2.3	动态畸变	190
5.2.4	温度畸变	193
5.2.5	影响进气道气流畸变的因素	195

第六章 进气道与发动机的匹配及进气道的调节

6.1	发动机需求的和进气道提供的流量的一般规律 及共同工作点的确定	198
6.2	进气道的调节	204
6.2.1	飞行 Ma 数变化引起的调节	204
6.2.2	环境温度变化引起的调节	208
6.2.3	其它因素引起的调节	209
6.3	调节实例	210
6.3.1	米格-21 飞机的进气道调节	211
6.3.2	协和式飞机的进气道	212
6.4	进气道的控制	215
6.4.1	结尾正激波的控制	216
6.4.2	再起动控制	218

第七章 进气道的吹风试验

7.1	设备及模型	220
7.2	进气道特性简介	221
7.3	参数测量	223
7.3.1	总压的测量	223

871	7.3.2	静压的测量	229
081	7.3.3	流速及流向的测量	233
081	7.3.4	马赫数的测量	236
381	7.3.5	总温的测量	237
001	7.3.6	流量的测量	238
801	7.3.7	脉动压强的测量	241
201	7.3.8	阻力的测量	244
	7.4	流谱观察	246
	7.4.1	纹影法	246
	7.4.2	阴影法	248
801	4.4.3	油膜法	250
108	7.4.4	升华法	250
108		参考文献	251
308			
908			
018			
118			
318			
518			
018			
818			
		参考文献	
038			
138			
838			
838			

常用符号

- A 面积
- A_{∞} 自由流管截面积
- A_c 捕获面积
- a 音速
- C_D 阻力系数
- C_{D_a} 附加阻力系数
- CR 唇部收缩比
- D 阻力或直径
- H 高度
- Ma 马赫数
- M_{∞} 自由流马赫数
- m 质量流量
- n 转速
- P 推力
- p 静压强
- p_t 总压强
- q 动压强或加热量
- T 温度
- t 时间
- V 速度
- $q(\lambda), \pi(\lambda), \tau(\lambda), \varepsilon(\lambda)$ 诸气体力学函数
- α 迎角

β	侧滑角或激波斜角		
θ	角度或 $T_{r1}/288$		
δ	角度或 $p_{r1}/101300$		
ρ	空气密度		
δ	总压恢复系数		
ϕ	流量系数	流量	Q
	下标	自由来流	∞
∞	自由流	自由来流	∞
i	进气道进口	进气	i
1	进气道出口即压气机进口	压气机进口	1
2	燃烧室进口	燃烧室进口	2
3	涡轮进口	涡轮进口	3
4	喷管进口	喷管进口	4
e	喷管出口	喷管出口	e
cor	换算参数	马赫数	M
en	发动机	发动机	en
in	进气道	进气道	in
t	总参数	总参数	t
th	喉道	喉道	th
		总压	p_0
		总温	T_0
		总焓	h_0
		总熵	s_0
		总压比	p/p_0
		总温比	T/T_0
		总焓比	h/h_0
		总熵比	s/s_0

常用符号表 (A) s, (A) T, (A) p, (A) D

附录

第一章 空气喷气发动机的基本 原理及进气道的一般问题

飞机进气道是为空气喷气发动机提供空气，与发动机相连接并一起工作的一个部件。因此本章先简要地介绍空气喷气发动机的基本原理，并由基本原理引出进气道的基本功用。然后导出净推力公式并介绍进气道的阻力，特别是与净推力定义相联系的附加阻力概念。接下去讲发动机的流量特性与进气道的总压恢复，以及发动机的喘振及进气道的畸变。在以上问题的基础上，最后归纳出对进气道的要求，并结合这些要求简要地介绍进气道的基本型式。所有这些都是飞机进气道最基本的问题。

1.1 空气喷气发动机的基本原理 及进气道的基本功用

喷气发动机有许多形式，如火箭式、冲压式、涡轮式以及它们的组合形式。除开单纯火箭发动机自带液氧作氧化剂外，其它形式都需要空气作氧化剂及工质，因而都有一个进气道，故人们把这类发动机统称为空气喷气发动机。空气喷气发动机中以涡轮式用得最多，而且对进气道的要求也最严格，故本章以介绍涡轮喷气发动机为主。

进气道，特别是超音速进气道是十分复杂的。为说明基本原理，取图 1-1 所示的简单情况加以说明。其中(a)图是

一简单进气道与涡轮喷气发动机的示意图， V_∞ 为飞行速度或远前方的自由流速；(b)图是与(a)图相应的理想热力学循环的 $p-v$ 图， p 为压强， v 为比容（单位质量工质具有的容积）。

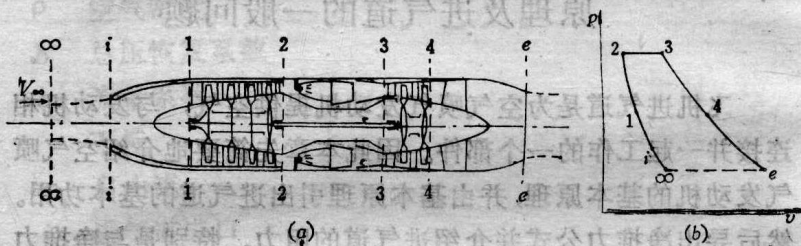


图1-1 进气道与涡轮喷气发动机示意图
 $p-v$ 工作过程图

在通常的飞行状态下，如巡航时，气流在进口外作减速流动，由 V_∞ 减至进口速度 V_i ，压强相应增加。在 $p-v$ 图上对应 ∞ 点至 i 点。由进气道进口截面 $i-i$ 至压气机进口截面 1-1 之间的管道称为进气道，其基本功用是将气流减速增压，在 $p-v$ 图上对应于 i 点至 1 点。1-1 至 2-2 截面之间为压气机，其功用是将空气进一步压缩，对应 1 点至 2 点。由压气机流出来的气流进入燃烧室，即 2-2 至 3-3 截面。空气喷气发动机的燃烧过程近似为等压过程，故燃烧加热的结果必导致气体的膨胀，在 $p-v$ 图上对应 2 点至 3 点。燃烧室后面是涡轮（或称燃气涡轮），其功用是让燃烧室流出的燃气推动它旋转以带动前面的压气机，即从燃气中吸收能量以带动压气机。在 $p-v$ 图上对应 3 点至 4 点。发动机的最后一段是喷管，即 4-4 至 $e-e$ 截面，其功用是使气体进一步膨胀，并使气流加速，对应于 4 点至 e 点。气流在喷管出口截面上的速度及压强取决于喷管的形状及气流具有的总

压。图 1-1(b) 中，设气流在出口处于完全膨胀状态，即 $p_e = p_\infty$ 。由喷管出口至远后方，气体的热量逐渐散发在大气中，比容减小，压强不变，在 $p-v$ 图上对应于 e 点至 ∞ 点。于是空气喷气发动机的热力学过程就构成 $p-v$ 图上的循环 $\infty i 1 2 3 4 e \infty$ 。

由热力学知道，一千克气体的循环功 W 等于 $p-v$ 图上 $\infty i 1 2 3 4 e \infty$ 围成的面积，对于理想循环（压缩及膨胀过程视为等熵过程，加热及散热近似看为等压过程，燃气的属性与空气的相同）来说，此循环功 W 等于气体动能的增加，即

$$W = \text{面积} \infty i 1 2 3 4 e \infty = \frac{1}{2} (V_e^2 - V_\infty^2) \quad (1.1-1)$$

喷管出口速度 V_e 大于来流速度 V_∞ 。正是空气喷气发动机产生推力的主要原因（参看下一节的推力公式）。因此得出以下结论。

- 要使空气喷气发动机产生推力，即要构成图 1-1(b) 所示的循环功面积，必须先将空气压缩，然后再加热。不压缩仅加热构不成所示面积。进气道的基本功用就是部分或全部完成这一压缩过程。

- 如果来流的速度很高，例如 $M_\infty > 2.0$ ，进气道的减速增压作用已很大（对应于图 1-1(b) 中 1 点上移向 2 点趋近），压气机将变为非必要的部件，涡轮当然也就不需要。这就得到无压气机及涡轮的空气喷气发动机——冲压发动机，其压缩过程全由进气道来完成。但冲压发动机必须先有一个较高的前进速度才能工作，因此无法用它使飞机起飞。

- 提高燃烧前空气的压强（对应图 1-1(b) 中 2 点上移），或增加对一千克空气的加热量（对应 3 点右移），循环

功面积将加大，从而一千克空气产生的推力也增加。这是提高空气喷气发动机推力的两条基本途径。

• 一千克空气流过发动机的动能增量与加给它的热量 q 之比称为空气喷气发动机的热效率，记为 η ，

$$\eta = \frac{V_e^2 - V_\infty^2}{2q} \quad (1.1-2)$$

1.2 推力及进气道的阻力

1.2.1 推力公式

设气流以速度 V_∞ 流向一动力装置（进气道及发动机）如图 1-2 所示。取未扰动截面 $\infty-\infty$ ，出口截面 $e-e$ ，以及此两截面间与进气道内表面及发动机各构件相接触的气体表面

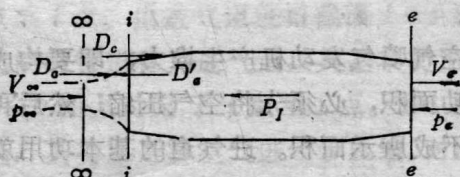


图1-2 净推力定义及附加阻力概念示意图

为控制面。据动量定理，单位时间流出此控制面的动量与流入的动量之差在 V_∞ 方向的分量，等于作用在此控制面上的合力在同一方向的分量，即

$$(m + m_f)V_e - mV_\infty = (p_\infty - p_e)A_e + D_a + P_T \quad (1.2-1)$$

左端是流出动量与流入动量之差，其中 m 及 m_f 分别为单位时间流入控制面的空气质量及加入的燃油质量。右端四项为

作用在控制面上的力在 V_∞ 方向的分量。第一项是作用在截面积 A_∞ 上的力，因取表压（绝对压强与大气压之差），它实际上为零。第二项是作用在出口截面积 A_e 上的力， $p_e > p_\infty$ 时，它在 $-V_\infty$ 方向。第三项 D_a 是作用在捕获流管（进气道进口各驻点流线伸向远前方构成的流管）上的压力在 V_∞ 方向的分量。最后一项 P'_i 是作用在从进气道进口至发动机出口之间的那一段控制面上的力在 V_∞ 方向的分量。构成 D_a 及 P'_i 的压强都指表压。式 (1.2-1) 已忽略了气体所受的重力。

将式 (1.2-1) 改写为

$$P'_i + D_a = (m + m_f)V_\infty - mV_\infty + (p_e - p_\infty)A_e \quad (1.2-2)$$

现定义 P'_i 的反作用力，即气体作用在进气道内表面及发动机各构件上的力在 $-V_\infty$ 方向的分量为内推力，记为 P_i ； D_a 的反作用力，即捕获流管内的空气作用在捕获流管表面上的力在 $-V_\infty$ 方向的分量为附加推力，记为 D'_a ；并定义 P_i 与 D'_a 之和为净推力，记为 P ，规定 P 在 $-V_\infty$ 方向为正，于是得

$$P \equiv P_i + D'_a = (m + m_f)V_\infty - mV_\infty + (p_e - p_\infty)A_e \quad (1.2-3)$$

此即净推力公式，或简称为推力公式。发动机公司给出的推力特性通常都是指净推力而言的。以后本文提到推力处都指净推力。

1.2.2 附加阻力概念及进气道的阻力

由净推力的定义看出，它包括了附加推力 D'_a ， D'_a 并不作用在动力装置的任何部件上。为什么要引入净推力而不直接在进口截面与出口截面之间应用动量定理计算内推力 P_i ？这是因为发动机公司在研制发动机时不知道，也不限制