

# 超声速与高超声速 喷管设计

Supersonic and Hypersonic  
Nozzle Design

易仕和 赵玉新 何霖 张敏莉 著



国防工业出版社  
National Defense Industry Press

# 超声速与高超声速 喷管设计

易仕和 赵玉新 何霖 张敏莉 著

国防工业出版社

·北京·

图书在版编目(CIP)数据

超声速与高超声速喷管设计/易仕和等著. —北京:国防工业出版社,2013.8

ISBN 978-7-118-09048-2

I. ①超... II. ①易... III. ①超音速飞机—喷管—设计②高超音速飞机—喷管—设计 IV. ①V271.9②V235

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2013)第 184946 号

※

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号 邮政编码 100048)

国防工业出版社印刷厂印刷

新华书店经售

\*

开本 880 × 1230 1/32 印张 5½ 字数 153 千字

2013 年 8 月第 1 版第 1 次印刷 印数 1—2500 册 定价 49.90 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)88540777

发行邮购:(010)88540776

发行传真:(010)88540755

发行业务:(010)88540717

# 前 言

超声速与高超声速喷管广泛存在于风洞、高速飞行器、高能激光器等设备中,具有重要的航空、航天和军事应用背景。超声速与高超声速流动速度快、梯度大、间断强、热力耦合复杂、扰动传播区域有限,相应的设计技术十分复杂。超声速与高超声速喷管设计的主要任务是根据特定的几何、流动、结构、燃烧、传热甚至光学等约束条件,设计合理的壁面边界,通过流场加速、减速、转弯、分离或混合等得到所需要的超声速与高超声速流场。超声速与高超声速喷管设计技术涉及空气动力学、优化理论、微分方程数值解法、计算几何和计算机程序设计等学科领域,特别注重空气动力学理论的实际应用,具有明显的工程科学特征。

随着现代空气动力学的发展,风洞试验的研究内容越来越多样化,对风洞试验能力的要求也越来越高,现代喷管设计思想也有了若干转变,如对称喷管到非对称喷管的转变、均匀流喷管到非均匀流喷管的转变、标准喷管到异形喷管的转变,这些转变体现了现代空气动力学试验研究的新需求。系统总结喷管设计理论,开发新的超声速与高超声速喷管的短化、优化设计方法,获得高品质流场,仍然是当前喷管设计技术亟待解决的问题。

由于需求的驱动,近年来超声速与高超声速喷管设计原理和技术的研究获得了很大的发展。比如,新的设计方法使得喷管型面的设计越来越科学合理,设计的喷管的相对长度越来越短化,而喷管的流场品质也越来越优良。另一方面,在大型超声速或高超声速风洞中,基于特征线换喉道的喷管设计技术,使得一套高超声速喷管仅仅通过更换喉道即可以实现不同的试验马赫数,而且对于每一个马赫数来说,喷管都具有优良的流场品质。也就是说,对大型的超声速或高超声速风洞喷

管,只需要设计一套喷管,再加配几个喉道组件,不仅可以提供不同马赫数的试验流场,同时每个马赫数流场的品质与重新设计的多套型面喷管流场完全一样。这样不仅可以节省大量的喷管设计和机械加工成本,而且减少了更换大型喷管的工作量。本书在分析喷管流动基本理论,综述传统设计方法的同时,将重点介绍作者在超声速与高超声速喷管优化设计方法方面取得的新进展。

本书内容主要分为三个部分:第一部分包括第1章~第3章,主要介绍相关的理论。其中:第1章综述了超声速/高超声速喷管设计的意义、现状;第2章和第3章主要分析喷管流动的相关理论和二维、三维喷管设计基本方法。第二部分包括第4章~第6章,主要研究喷管型面设计的基本方法。其中:第4章主要探讨了圆弧加直线方法、Foelsch方法、Cresci方法以及Sivells方法等传统的喷管设计方法;针对喷管设计中尽量缩短喷管长度的工程需求,在第5章研究了短化喷管的设计方法;第6章提出了任意型面喷管设计方法,该方法可以实现喷管流场参数的任意调整,是一种新型的喷管优化设计方法。第三部分包括第7章~第9章,主要介绍特殊要求下的喷管设计方法。其中:第7章针对工程研究中同一风洞对多个运行马赫数的需求,综述了已有的二维和轴对称喷管改变马赫数的喷管设计方法;第8章针对高能激光气动窗口需求,研究了自由旋涡喷管的设计方法;第9章针对高温效应对气体比热容比的影响以及三维方形截面喷管的需求,分析了变比热容比喷管和方形喷管的设计方法。

本书是作者对近10年来相关研究成果的总结,由于作者的水平有限,书中难免有不少缺点和错误,恳请读者批评指正。

作者

2013年6月

# 目 录

<b>第 1 章 概述</b> .....	1
1.1 超声速喷管设计理论的早期发展 .....	1
1.2 超声速喷管设计研究现状 .....	4
1.2.1 国际上超声速与高超声速喷管设计研究现状 .....	4
1.2.2 国内超声速与高超声速喷管设计研究现状 .....	7
1.3 超声速与高超声速喷管设计面临的问题 .....	8
参考文献 .....	9
<b>第 2 章 一维喷管流动基本理论</b> .....	11
2.1 一维定常等熵管流基本方程 .....	11
2.2 气体流动中几个重要的特征状态和特征参数 .....	12
2.3 气体动力学函数 .....	15
2.4 气流在喷管内的流动特性 .....	17
2.5 外界反压对拉瓦尔喷管内气体流动的影响 .....	21
<b>第 3 章 二维/轴对称喷管设计基础</b> .....	25
3.1 亚声速区收缩段的设计方法 .....	25
3.1.1 收缩段长度的选择 .....	25
3.1.2 收缩型面的设计方法 .....	26
3.1.3 各种收缩曲线的特点分析与选择 .....	27
3.2 喉部跨声速流动的计算 .....	28
3.2.1 喉部跨声速流场计算的近似方法 .....	29
3.2.2 喉部区流场计算的方法改进 .....	33
3.3 超声速区扩张段的设计方法 .....	37
3.3.1 超声速区的特征线方程 .....	37
3.3.2 扩张段的设计方法 .....	38

3.4	喷管边界层黏性修正 .....	39
3.4.1	边界层修正的基本原理 .....	40
3.4.2	轴对称喷管的边界层修正 .....	41
3.4.3	二维喷管的边界层修正 .....	44
	参考文献 .....	46
<b>第4章</b>	<b>喷管设计的半解析方法 .....</b>	<b>50</b>
4.1	传统喷管设计方法 .....	50
4.1.1	圆弧加直线的喷管设计方法 .....	51
4.1.2	超声速喷管的 Foelsch 解析设计方法 .....	55
4.1.3	超声速喷管设计的 Cresci 方法 .....	58
4.2	传统喷管设计方法的流场数值研究 .....	59
4.2.1	设计参数 .....	59
4.2.2	数学模型、网格生成以及边界条件处理 .....	61
4.2.3	数值模拟结果与分析 .....	63
4.3	超声速喷管 Sivells 方法 .....	67
4.3.1	Sivells 方法的基本原理 .....	67
4.3.2	Sivells 方法的喷管扩张段型面设计 .....	69
4.4	Sivells 方法的流场数值研究 .....	71
4.4.1	轴对称喷管设计比较与分析 .....	71
4.4.2	二维喷管设计结果与分析 .....	74
	参考文献 .....	75
<b>第5章</b>	<b>短化喷管设计方法 .....</b>	<b>77</b>
5.1	传统的短化喷管设计方法 .....	77
5.1.1	SSL - MLN 方法 .....	77
5.1.2	CSL - MLN 方法 .....	80
5.1.3	MLN 设计方法优化 .....	84
5.2	新型短化喷管设计方法 .....	87
5.2.1	新型 MLN 设计方法的原理 .....	87
5.2.2	新型 MLN 设计方法的型面设计 .....	88

5.2.3	新型 MLN 设计方法的设计结果与流场分析	90
	参考文献	94
<b>第 6 章</b>	<b>任意型面喷管设计方法</b>	<b>96</b>
6.1	任意型面喷管设计	96
6.1.1	现有喷管设计方法的主要问题	96
6.1.2	ASN 方法的设计思想	97
6.2	轴对称 ASN 方法设计方案	99
6.3	轴对称 ASN 方法数值验证	100
6.4	ASN 方法在特种喷管设计中的应用	101
6.4.1	非对称/塞式喷管设计	102
6.4.2	环形喷管设计	103
6.4.3	超声速 S 形转弯喷管	105
6.4.4	异形截面喷管	105
	参考文献	108
<b>第 7 章</b>	<b>变马赫数喷管设计方法</b>	<b>110</b>
7.1	二维挠性喷管设计方法	110
7.1.1	挠性喷管设计方法	111
7.1.2	固定喉道挠性喷管设计方法	114
7.2	基于 Foelsch 方法的轴对称换喉道喷管设计	117
7.2.1	换喉道喷管设计方法的基本原理	118
7.2.2	换喉道设计方法的优化	121
7.2.3	换喉道喷管设计方法的数值模拟研究	122
7.3	基于特征线法的换喉道喷管设计方法	127
7.3.1	共用段超声速流场的黏性修正	128
7.3.2	换喉部段壁面求解	128
7.3.3	算例验证	129
	参考文献	131
<b>第 8 章</b>	<b>超声速自由旋涡喷管设计方法</b>	<b>134</b>
8.1	超声速自由旋涡喷管的研究背景	134



8.2	自由旋涡喷管设计	135
8.2.1	单个单波区的非对称段设计	136
8.2.2	双单波区非对称段设计	140
8.2.3	两种设计方法的比较	143
8.3	自由旋涡喷管流场的数值验证	145
	参考文献	150
<b>第9章</b>	<b>变比热容比喷管以及方形喷管设计方法</b>	<b>151</b>
9.1	变比热容比喷管设计方法	151
9.1.1	比热容比变化对喷管设计的影响	152
9.1.2	变比热容比喷管的设计方法	153
9.1.3	变比热容比喷管设计方法的数值模拟研究	155
9.2	方形喷管设计方法	158
9.2.1	方形喷管的特点及面临的主要问题	159
9.2.2	方形喷管型面设计方法	159
9.2.3	方形喷管设计方法的数值模拟研究	160
	参考文献	163

# CONTENTS

<b>Chapter 1 Introduction</b> .....	1
1.1 Early developments of supersonic/hypersonic nozzle design .....	1
1.2 Current status of supersonic/hypersonic nozzle design .....	4
1.2.1 International status of supersonic/hypersonic nozzle design .....	4
1.2.2 Developments of supersonic/hypersonic nozzle design in China .....	7
1.3 Difficulty in methods of nozzle design .....	8
References .....	9
<b>Chapter 2 One – dimensional flow in nozzle</b> .....	11
2.1 Equations of one – dimensional steady isotropic flow .....	11
2.2 Some conveniently defined flow parameters .....	12
2.3 Typical aerodynamics relationships .....	15
2.4 Physics of one – dimensional nozzle flow .....	17
2.5 The effect of different pressure ratio across the nozzle .....	21
<b>Chapter 3 Design of two – dimensional/axisymmetric nozzle</b> ...	25
3.1 Design of subsonic contraction section .....	25
3.1.1 Selection of the length of contraction section .....	25
3.1.2 Design of contraction section contour .....	26
3.1.3 Analysis and selection of various contraction section contours .....	27
3.2 Calculation of transonic flow through the nozzle	

throat .....	28
3.2.1 Asymptotic analysis for calculation of transonic flow through the nozzle throat .....	29
3.2.2 Improved method for calculation of transonic flow through the nozzle throat .....	33
3.3 Design of supersonic section with methods of characteristic (MOC) .....	37
3.3.1 MOC .....	37
3.3.2 Design of supersonic section .....	38
3.4 Viscosity correction of nozzle boundary layer .....	39
3.4.1 Principle of boundary layer correction .....	40
3.4.2 Boundary layer correction of the axisymmetric nozzle .....	41
3.4.3 Boundary layer correction of the two – dimensional nozzle .....	44
References .....	46
<b>Chapter 4 Half – analytical methods of nozzle design .....</b>	<b>50</b>
4.1 Traditional methods of nozzle design .....	50
4.1.1 Methods combined of arc and straight line .....	51
4.1.2 Foelsch' method .....	55
4.1.3 Cresci's method .....	58
4.2 Numerical simulation of traditional methods .....	59
4.2.1 Design parameters .....	59
4.2.2 Mathematical models, grid and boundary conditions .....	61
4.2.3 Numerical results and analysis .....	63
4.3 Sivells's method .....	67
4.3.1 Principles of Sivells's method .....	67
4.3.2 Design of supersonic section with Sivells's method .....	69
4.4 Numerical simulation of Sivells's method .....	71
4.4.1 Validation of the axisymmetric nozzle design .....	71
4.4.2 Validation of the two – dimensional nozzle design .....	74
References .....	75

<b>Chapter 5</b>	<b>Design of minimum length nozzle (MLN)</b>	77
5.1	Traditional methods of MLN design	77
5.1.1	SSL – MLN design method	77
5.1.2	CSL – MLN design method	80
5.1.3	Optimization of MLN	84
5.2	A novel MLN design method	87
5.2.1	Principles of the novel MLN design method	87
5.2.2	Contour design with the novel MLN design method	88
5.2.3	Numerical simulation of the novel MLN design method	90
	References	94
<b>Chapter 6</b>	<b>Design of arbitrary shape nozzle (ASN)</b>	96
6.1	Principle of ASN method	96
6.1.1	Disadvantages of current methods	96
6.1.2	Principle of ASN method	97
6.2	Designation an axisymmetric nozzle with ASN	99
6.3	Numerical simulation of ASN method	100
6.4	Applications of ASN method in special nozzle design	101
6.4.1	Unsymmetrical nozzle/plug nozzle design	102
6.4.2	Annular nozzle design	103
6.4.3	Supersonic “S” nozzle design	105
6.4.4	Irregular section nozzle design	105
	References	108
<b>Chapter 7</b>	<b>Design of variable Mach number nozzle</b>	110
7.1	Design of two – dimensional flexible – wall nozzle	110
7.1.1	Design of flexible – wall nozzle	111
7.1.2	Design of flexible – wall nozzle with a fixed – throat section	114
7.2	Design of changable throat axisymmetric nozzle (CTAN)	117

7.2.1	Principle of CTAN	118
7.2.2	Optimization of CTAN	121
7.2.3	Numerical simulation of CTAN	122
7.3	Inverse design of CTAN with MOC	127
7.3.1	Viscous correction of share section	128
7.3.2	Solution of the contour of change throat section	128
7.3.3	Numerical validation	129
	References	131

## **Chapter 8 Design of supersonic free – vortex nozzle**

	(SFVN)	134
8.1	Background of SFVN design	134
8.2	Design of SFVN	135
8.2.1	Design of unsymmetric section with one simple wave region	136
8.2.2	Design of unsymmetric section with double simple wave regions	140
8.2.3	Comparison of the two design methods	143
8.3	Numerical simulation of SFVN	145
	References	150

## **Chapter 9 Design of variable specific heat ratio nozzle**

	(VSHRN) and square Nozzle	151
9.1	Design of VSHRN	151
9.1.1	Effect of specific heat ratio varying to nozzle design	152
9.1.2	Design of VSHRN	153
9.1.3	Numerical simulation of VSHRN	155
9.2	Design of square nozzle	158
9.2.1	Characteristics and difficulties of square nozzle design	159
9.2.2	Methods of square nozzle contour design	159
9.2.3	Numerical simulation of square nozzle	160
	References	163

# 第 1 章 概 述

## 1.1 超声速喷管设计理论的早期发展

1893 年,芝加哥万国博览会共有 2700 万人参加,在 666 英亩的展馆里,工程、建筑、艺术作品济济一堂,分布在 150 多个展厅内。在最大的工程制造与自由艺术展厅中,世界各地的工程师向人们展示着最先进、最有前景的技术,在一个不为人所注意的角落里,摆放着一台影响未来空气动力学发展的重要机器。

这是一个单级蒸汽涡轮机,由瑞典工程师 Carl G. P. de Laval 发明,长度不到 6 英尺,用于轮船的动力装置,其对转涡轮和驱动涡轮的蒸汽都没什么特别的地方,但是其新颖性在于高温高压蒸汽的供应是通过一系列收缩-扩张管道流动实现的,如图 1-1 所示。发明的效果显而易见,30000r/min 的转速打破了当时的记录。当时的 Laval(拉瓦

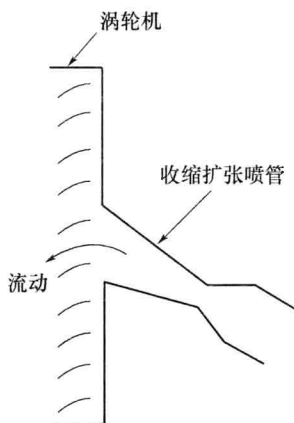


图 1-1 拉瓦尔的涡轮机

尔)并没有意识到,他的收缩-扩张喷管为20世纪中期的超声速风洞和火箭发动机研究打开了一扇门。Laval 不仅仅是一个工程师,还是一个商人,他将性能水平大幅提高的蒸汽机卖到了法国、德国、英国、荷兰、奥匈帝国、俄罗斯和美国,拉瓦尔喷管也因此而名扬世界。

拉瓦尔喷管内部真的产生了超声速蒸汽吗?至少在1888年,Laval 和同时代的工程师并不太确信。拉瓦尔喷管的创造性发明在世纪之交引起了流体力学工作的广泛兴趣。匈牙利工程师 A. B. Stodola 在收缩扩张喷管的研究中最为活跃,他后来也成为欧洲蒸汽涡轮领域的领军人物。如果说 Laval 是收缩-扩展喷管思想的提出者和设计者,那么 Stodola 则真正地赋予了拉瓦尔喷管科学与技术内涵。

Stodola 的拉瓦尔喷管试验如图 1-2 所示,喷管的反压通过下游的阀门调节,测压点沿喷管的中心线分布。1903 年,Stodola 在他的专著“Steam Turbine”中公开了相应的测量结果,如图 1-3 所示,在历史上首次证实了拉瓦尔喷管中超声速流动的存在,并解释了激波导致的压力突跃现象。

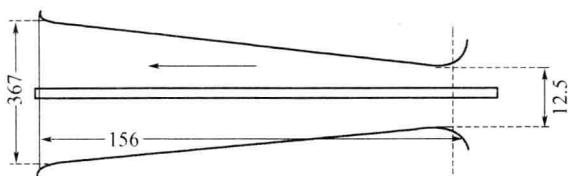


图 1-2 Stodola 的拉瓦尔喷管示意图

Stodola 的试验公布之后,刚成为教授不久的 Prandtl 就用纹影仪开展了喷管内部的波系结构的研究。1904 年,Prandtl 发表边界层理论的论文,揭开了现代流体力学研究崭新的一页。一年之后,Prandtl 进入世界科学的中心——哥廷根大学,任技术物理学院院长,时年 30 岁。1905—1910 年,Prandtl 通过对拉瓦尔喷管的研究,为可压缩流动、激波、膨胀波理论作出了巨大的贡献。特别是 1908 年,Prandtl 的学生 Meyer 在其博士论文中首次提出了马赫波和马赫角的概念,并给出了膨胀波和斜激波的理论公式,揭示了超声速流动的最本质

特征。

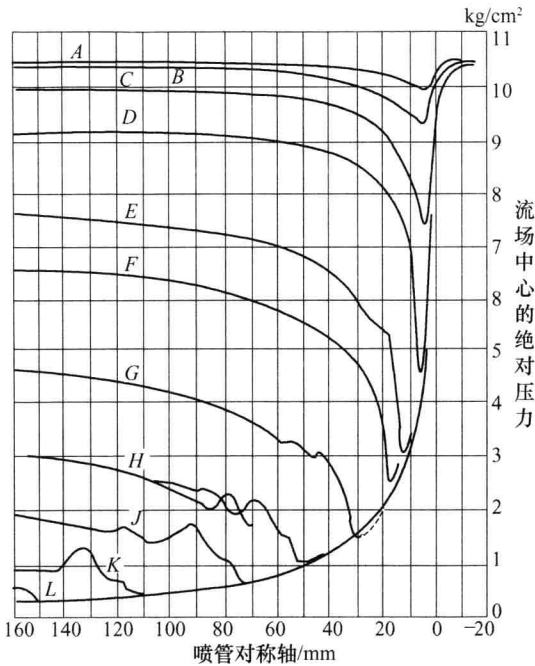


图 1-3 Stodola 的拉瓦尔喷管试验结果

1910—1920 年, Prandtl 转战低速翼型与有限翼展机翼研究, 建立了著名的升力线和升力面理论。与此同时, 英国与美国的科学家逐渐发现边界层理论的重要意义, Prandtl 的著作翻译成英文, 在世界范围内广泛传播。1925 年, Prandtl 在空气动力学领域的风头一时, 大批学生和追随者齐聚哥廷根, 然后又开枝散叶到世界各地, 瑞士的 Ackeret、德国的 Busemann、美国的 von Karman 是其中的佼佼者。

19 世纪 20 年代到 30 年代, Prandtl 继续他的高速流动研究, 其中的一个贡献就是 1929 年与 Busemann 发表的超声速喷管设计文章<sup>[3]</sup>, 文中提出的基于特征线的喷管设计方法, 奠定了现代喷管设计的理论基础。



## 1.2 超声速喷管设计研究现状

计算机技术的成熟比现代空气动力学理论晚 30 余年,造就了喷管设计方法的多样性,若 Busemann 时代就有高性能的计算机的话,所有的半制图、半解析设计方法都很难萌芽。而半解析方法在 20 世纪六、七十年代成熟之后,计算机技术得到了广泛的应用计算机流体力学,(CFD)就成为了流体动力学研究的宠儿。此时,三维特征线法的研究刚刚起步,其结果是三维特征线法仅有寥寥数篇文献,终止于 70 年代,其中 Ransom 的博士论文是三维特征线研究的经典文献<sup>[4]</sup>。从此以后 CFD 研究呈井喷式发展,繁荣了半个多世纪,但特征线法被定为工程设计基础技术,进展极其缓慢。

这样一种发展进程无法改变,但我们可以重新审视一下特征线法。对于喷管流动而言,特征线法和 Euler 方程 CFD 求解的流场参数的相对偏差不超过千分之一<sup>[5]</sup>。更加值得注意的是,特征线法的计算时间是以秒为单位的<sup>①</sup>,Euler 方程的 CFD 求解则至少 20 分钟以上(采用 2010 年的 PC 能力衡量)。这意味着特征线法在不输精度的前提下,有着极大的速度优势。而且,从数学的角度来看,特征线法可求解逆问题,也就是给定流场求边界条件,这是超越现代 CFD 技术的重要理论优势。

### 1.2.1 国际上超声速与高超声速喷管设计研究现状

在喷管设计的文献调研中,有两类译文值得注意,一类是 30 - 50 年代的德文,一类是 50 年代以来的俄文。一般而言,认为 1935 年的 Volta 会议是现代可压缩流动研究的转折点,具体见 Anderson 的专著。

目前有,关风洞喷管设计方法的文献多发表于 20 世纪 70 年代以前,当时人们除尽量利用解析方法进行计算外,对于差分的运用一方面受到方法和工具的限制;另一方面又不能划分过细的网格而做旷日持

---

① 根据作者实际测算,对于 Intel Core(TM) 2 Duo CPU E7300 @2.66GHz 的处理器来说,进行一个内部单元特征线网格求解,所需时间为 0.3ms,若采用 100 × 100 的网格设计喷管,所需时间为 3s 左右。