



“十三五”国家重点出版物出版规划项目

高超声速科学与技术丛书

高超声速曲面压缩 进气道及其反设计

Hypersonic Curved Compression Inlet and Its Inverse Design

张堃元 编著



国防工业出版社
National Defense Industry Press



国家出版基金项目
NATIONAL PUBLISHING FUND PROJECT

“十三五”国家重点出版物出版规划项目

高超声速科学与技术丛书

高超声速曲面压缩 进气道及其反设计



国防工业出版社

·北京·

内 容 简 介

曲面压缩就是让所有压缩面都参与对超声速/高超声速气流压缩的压缩方式,曲面压缩系统通常包含弯曲激波和波后的等熵压缩波系。

全书共分10章。第1章从高超声速进气道的发展简史,引出了曲面压缩概念;第2章介绍了曲面压缩系统气动力学基础问题简化求解方法;第3章介绍了几种二维弯曲激波曲面压缩面的正设计方法;第4章介绍了第一类反设计,即由出口气流参数分布逆流设计压缩流道的过程;第5章集中介绍了第二类反设计的详细流程,即指定压缩面压强或马赫数分布设计弯曲激波曲面压缩系统;第6章介绍了内转进气道各种轴对称基准流场的第二类反设计方法;第7章是曲面压缩高超声速二维、轴对称、三维侧压和内转进气道的设计方法和设计实例;第8章介绍了自适应变几何弹性曲面压缩进气道新概念;第9章是进气道阻力分析和减阻设计;第10章则是曲面压缩的发展和展望。书中提出了一个进气道单位面积压缩效率的新评价指标 K_c ,以适应高超声速条件下一体化设计的新需求。作为这种设计方法的拓展,所介绍的反设计概念对于超声气流膨胀系统(如喷管)的气动设计也是适用的。

本书的读者是高超声速推进系统特别是进排气系统的研究人员,例如高校研究生、教师、超声速/高超声速工程单位或使用单位的研究人员以及内流气动力学、高速空气动力学等方面的学者和研究人员。

图书在版编目(CIP)数据

高超声速曲面压缩进气道及其反设计 / 张堃元编著.

—北京:国防工业出版社,2019.3

(高超声速科学与技术丛书)

ISBN 978-7-118-11624-3

I. ①高… II. ①张… III. ①高超音速进气道-设计
IV. ①V228.7

中国版本图书馆CIP数据核字(2018)第175089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)

天津嘉恒印务有限公司印刷

新华书店经售

*

开本 710×1000 1/16 印张 20¼ 字数 383千字

2019年3月第1版第1次印刷 印数 1—1500册 定价 120.00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

丛书编委会

顾问委员 乐嘉陵 刘大响

编委会主任 于达仁

编委会委员(按姓氏笔画排序)

刘小勇 刘卫东 刘伟雄 杨基明

何国强 张堃元 张新宇 金捷

周伟星 郑日恒 秦飞 秦江

桂业伟 徐惊雷 常军涛 鲍文

高超声速飞行器是指在大气层内或跨大气层以马赫数 5 以上的速度远程巡航的飞行器,其巡航飞行速度、高度数倍于现有的飞机。以超燃冲压发动机为主的高超声速飞行器,其燃料比冲高于传统火箭发动机,能实现水平起降与重复使用,从而大大降低空间运输成本。高超声速飞行器技术将催生高超声速巡航导弹、高超声速飞机和空天飞机等新型飞行器的出现,成为人类继发明飞机、突破音障、进入太空之后又一个划时代的里程碑。

在国家空天安全战略需求牵引下,国家自然科学基金委员会分别于 2002 年、2007 年启动了“空天飞行器的若干重大基础问题”“近空间飞行器的关键基础科学问题”两个重大研究计划,同时我国通过其他计划(如 863 计划、重大专项等),重点在高超声速技术领域的气动、推进、材料、控制等方面进行前瞻布局,加强中国航天航空科技基础研究,增强高超声速科学技术研究的源头创新能力,这些工作对我国高超声速技术的发展起到了巨大的推动和支撑作用。

由于航空航天技术涉及国防安全,美国航空航天学会(American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA)每年举办的近 30 场系列国际会议大都仅限于美国本土举办。近年来,随着我国高超声速技术的崛起,全球高超声速业界都将目光聚焦中国。2017 年 3 月,第 21 届国际航天飞机和高超声速系统与技术大会首次在中国厦门举办,这也标志着我国已成为高超声速科学与技术领域的一支重要力量,受到国际同行高度关注。

高超声速技术作为航空和航天技术的结合点,涉及高超声速空气动力学、计算流体力学、高温气动热力学、化学反应动力学、导航与控制、电子信息、材料结构、工艺制造等多门学科,是高超声速推进、机体/推进一体化设计、超声速燃烧、热防护、控制技术、高超声速地面模拟和飞行试验等多项前沿技术的高度综合。高超声速飞行器是当今航空航天领域的前沿技术,是各航空航天强国激烈竞争的热点领域。近年来国内相关科研院所、高校等研究机构广泛开展了高超声速相关技术的研究,

取得了一大批基础理论和工程技术研究成果,推动了我国高超声速科学技术的蓬勃发展。

在当前国际重要航空航天强国都在全面急速推进高超声速打击武器实用化发展的时代背景下,我国在老中青几代科研工作者的传承和发展下,形成了具有我国自主特色的高超声速科学技术体系,取得了举世瞩目的成果。从知识传承、人才培养和科技成果展示的视角,急需总结提炼我国在该领域取得的研究成果,“高超声速科学与技术丛书”的诞生恰逢其时。本套丛书的作者均为我国高超声速技术领域的核心专家学者,丛书系统地总结了我国近 20 年高超声速科学技术领域的理论和实践成果,主要包括进排气设计、结构热防护、发动机控制、碳氢燃料、地面试验、组合发动机等主题。

相信该丛书的出版可为广大从事高超声速技术理论和实践研究的科技人员提供重要参考,能够对我国的高超声速科研和教学工作起到较大的促进作用。

“高超声速科学与技术丛书”编委会

2018 年 4 月

前言

什么是曲面压缩?简言之,就是让所有压缩面都参与对超声速气流压缩的压缩方式,用最通俗但不严密的话讲,就是让气流在“每一寸压缩面上”都受到压缩。曲面压缩通常伴随着弯曲激波,等熵压缩是曲面压缩的特例。

高超声速指的是飞行马赫数高于5的飞行速度范围。随着高超声速技术特别是超燃冲压发动机技术的快速发展,高超声速进气道设计也面临着一系列挑战性问题,如进气道与燃烧室的一体化设计、进气道与飞行器前体的一体化设计、进气道巡航状态性能与宽范围工作性能的矛盾、流道边界层分离和流态的控制、压缩面的减阻等。

弯曲激波—曲面压缩概念的提出为解决这些问题提供了新的途径。研究表明,曲面压缩进气道在降低总压损失、缩短长度、避免边界层分离、改善非设计点性能、降低阻力、耐受非均匀来流等方面均存在优势,因此逐渐受到人们关注,对这种流场的设计方法、性能与应用已进行了多方面的探索和详细的研究,并取得了丰硕的成果。

需要指出的是,本书讨论的高超声速进气道曲面压缩概念最初源自20世纪90年代初作者在德国宇航中心的研究。20世纪80年代已有的研究表明,一体化设计高超声速飞行器的前体边界层对机腹进气的高超声速进气道性能有重大影响,最严重的情况下,边界层厚度甚至可以占整个进气口高度的1/2以上,采用单纯的边界层排移或吸除代价太大甚至得不偿失,因此进气道的设计应该考虑来流边界层的流动非均匀性对高超声速进气道流动的影响,应该考虑如何采取措施减缓对进气道性能的不利影响,当年作者在DLR的数值模拟结果发现曲面压缩较平面压缩似乎更为有利。回国后正值我国863-2计划的研究蓬勃开展之际,配合863计划的研究,在国家自然科学基金“高超声速进气道来流附面层处理的研究”(19082008)项目的资助下,就此问题展开进一步研究。之后,除了继续承担863-2计划的高超声速进气道研究之外,还连续在几个国家自然科学基金“高超声速一体化设计侧压式进气道研究”(19282007)、“非均匀高超声速进气道研究”(19582003)和“双模态超燃冲压发动机进气系统研究”(19882002)项目的资助下,

配合 863 计划的深入进行,就高超声速进气道的基础性关键问题展开研究,发现曲面压缩面对非均匀来流的适应能力较强,且具有一定的“纠偏”能力,对提高一体化设计的高超声速进气道性能有利。21 世纪初与中国科学院力学研究所的高超声速进气道合作科研上,力学研究所研究员张新宇希望在国内首座燃烧加温的自由射流高超声速风洞上,在菱形区内提供尽可能大尺寸的高性能高超声速进气道模型气动设计。在这种具体需求的牵引下,作者尝试多种可能构思后,忽然顿悟是否有可能利用当年源自德国宇航中心的研究成果,结合这几年的探索,将二维平面斜楔压缩由平面变为凹曲面,采用比纯等熵压缩更大的曲率,用无限多级斜楔代替有限级数的斜楔压缩,让等熵压缩波依次交汇并迫使首道斜激波弯曲,在满足激波封口的原则下,这样不仅缩短了压缩面长度,而且在局促的空间约束下模型可以做得较大。引入了部分的等熵压缩替代纯激波压缩,等熵压缩与激波压缩的比例可以根据需要加以调节和控制,与传统的超声速气流压缩方式相比,综合气动性能和设计方法的灵活性独具优势。曲面压缩的这一具体应用当时真有“柳暗花明又一村”之感。

进入 21 世纪,在国家自然科学基金重大研究计划“近空间飞行器关键基础科学问题”的重点项目“高超声速气流新概念压缩系统研究”(90916029)的资助下,作者课题组对这种弯曲激波-曲面压缩系统开展了比较系统、深入的研究。课题组经过近 20 年 20 余名博士、硕士研究生的不懈努力,发现弯曲激波-曲面压缩这种压缩方式很有特色,至今已发展了高超声速压缩面多种由压缩面气动参数分布到型面设计和逆流反设计的设计方法,并形成了高超声速二维进气道、高超声速轴对称进气道、高超声速侧压式进气道和高超声速内转进气道的完整的曲面压缩进气道反设计方法,获得了综合性能优良的进气道气动构型,这种新型的设计方法已经在高超声速吸气式发动机的实际气动设计中得到了应用。本书全面地介绍了弯曲激波-曲面压缩特殊压缩方式的研究历程、工作特点、性能计算和气动构型的设计方法。高超声速进气道的阻力也是人们关注的问题之一,本书也介绍了进气道最小阻力的估算方法和曲面压缩的减阻效果。书中提出了一个进气道单位面积压缩效率的新的评价指标 K_s ,以适应高超声速条件下一体化设计的新需求。

弯曲激波和曲面压缩还有不少深层次的问题值得研究和继续开发。本书对目前曲面压缩相关的研究进行了回顾和展望,包括几种新概念的设计方法和取得的成果,为其进一步发展和工程应用提供必要的基础。

研究工作始终围绕着我国相关的研究计划展开,这些研究计划极大地推动、促进了弯曲激波-曲面压缩这一新概念的发展。本书初稿的大部分材料系王磊博士根据课题组历年来多名博士、硕士学位论文整理而成,作者对此一并表示谢意。

作者

2018 年 7 月

目 录

第 1 章	概述	1
1.1	高超声速进气道发展的简要历程	1
1.2	弯曲激波 - 曲面压缩概念和新的设计理念	7
1.3	高超声速进气道的性能评估	19
1.4	本书的主要内容	24
第 2 章	二维弯曲激波曲面压缩流场的计算与分析方法	26
2.1	二维弯曲激波压缩流场的近似计算方法	26
2.1.1	基本流动单元下游参数的计算	27
2.1.2	弯曲激波压缩流场近似计算	35
2.2	基于流动控制方程的分析	39
2.3	采用特征线法计算流场	41
第 3 章	二维弯曲激波曲面压缩型面的正设计方法	42
3.1	二次函数形式的二维曲面压缩型面	42
3.1.1	设计方法	42
3.1.2	压缩性能分析	42
3.2	指定壁面角度变化规律的压缩型面	49
3.2.1	设计方法	49
3.2.2	压缩性能分析	50
3.3	等熵压缩型面的坐标变换	54
3.3.1	设计方法	54
3.3.2	变换后的流场特征	55
3.3.3	同常规等熵压缩几何方式截短压缩面的对比	67

第 4 章	指定出口气动参数的压缩通道反设计	73
4.1	根据出口气动参数反设计的基本构思	73
4.2	二维曲面压缩通道反设计方法与实验验证	74
4.2.1	给定出口参数的反设计方法	74
4.2.2	二维曲面压缩通道反设计的试验验证	78
4.3	多道弯曲激波的反设计	82
4.3.1	两道弯曲激波	82
4.3.2	三道弯曲激波	85
4.4	三维通道的反设计	91
第 5 章	指定壁面气动参数的弯曲激波压缩型面反设计	97
5.1	反设计方法	97
5.2	指定壁面压强分布的弯曲压缩型面	98
5.2.1	压强分布的设定	98
5.2.2	压缩性能分析	99
5.2.3	性能优化	102
5.3	指定壁面马赫数分布的压缩型面	105
5.3.1	指定壁面马赫数分布的意义	105
5.3.2	性能分析	105
5.4	壁面不同气动参数组合的压缩型面	115
5.4.1	设计方法	115
5.4.2	组合压缩面气动性能分析	116
第 6 章	指定壁面气动参数的轴对称基准流场反设计	126
6.1	从气动参数分布到壁面造型的设计方法	126
6.2	等压力梯度轴对称基准流场参数分析	127
6.2.1	前缘压缩角 δ 的影响分析	127
6.2.2	中心体半径的影响分析	129
6.3	二次曲线压强分布的基准流场	130
6.3.1	二次曲线压升规律	130
6.3.2	基准流场的存在条件	131
6.3.3	系数 a 的影响	131
6.3.4	系数 b 的影响	133
6.4	反正切曲线压升规律基准流场	135
6.4.1	几种压升规律基准流场的对比	135

6.4.2	反正切曲线压升规律参数化研究	137
6.4.3	反正切曲线压升规律基准流场研究小结	142
6.5	反正切马赫数分布的轴对称基准流场研究	143
6.5.1	典型马赫数分布规律的基准流场比较	143
6.5.2	反正切马赫数分布的基准流场特征	145
6.5.3	反正切马赫数分布的基准流场参数化研究	149
6.5.4	反正切马赫数分布的基准流场敏感度分析	153
6.5.5	反正切马赫数分布的基准流场优化设计	156
6.6	采用新型中心体构型减弱反射波	159
6.6.1	下凹圆弧型中心体	159
6.6.2	弥散反射激波中心体的基准流场设计	161
6.7	给定激波配置的马赫数分布可控轴对称基准流场	163
6.7.1	给定激波配置的“两波三区”基准流场设计与特征	163
6.7.2	双弯曲入射激波基准流场设计方法	165
第7章	高超声速弯曲激波压缩进气道的反设计与试验	167
7.1	三段压升反设计曲面压缩二维进气道	167
7.1.1	进气道设计方法	167
7.1.2	进气道模型风洞试验	170
7.2	全流道压升反设计曲面压缩二维进气道	173
7.2.1	设计方法	173
7.2.2	进气道模型风洞试验	177
7.3	三段压升反设计曲面压缩轴对称进气道	181
7.3.1	设计方法	181
7.3.2	进气道模型风洞试验	182
7.4	等马赫数梯度反设计曲面压缩侧压式进气道	183
7.4.1	设计方法	183
7.4.2	进气道模型风洞试验	184
7.5	反正切压升反设计曲面压缩矩形转圆内转进气道	187
7.5.1	进气道设计方法	187
7.5.2	进气道模型风洞试验	190
7.6	四波四区反设计曲面压缩内转进气道	192
7.6.1	进气道设计方法	192
7.6.2	进气道模型风洞试验	193

❖ 第 8 章	高超声速自适应几何曲面压缩进气道概念	196
8.1	几种可控变形的弹性曲面压缩进气道方案研究	196
8.1.1	反馈式供气单压力腔驱动可控变形方案	196
8.1.2	多点驱动可控变形方案	200
8.1.3	反馈式单压力腔 + 单点驱动可控变形方案	205
8.1.4	弹性压缩面自适应无源控制概念研究	205
8.2	可控弹性变形曲面压缩面的初步试验研究	209
8.2.1	可控弹性变形曲面压缩面	209
8.2.2	记忆合金驱动效果的试验研究	213
❖ 第 9 章	高超声速进气道的阻力特性和减阻分析	216
9.1	进气道阻力的一维流理论分析	216
9.1.1	进气道的阻力构成	216
9.1.2	进气道附加阻力	217
9.1.3	进气道阻力的一维分析和最小可能的阻力	217
9.2	进气道阻力的数值分析	221
9.2.1	典型二维进气道的压阻和摩阻	221
9.2.2	典型轴对称进气道内部阻力的分配	224
9.2.3	基准侧压式进气道的内部阻力	227
9.2.4	曲面压缩侧压式进气道的内部阻力分析	231
9.2.5	侧压式进气道侧板的“附加推力”	235
9.3	有无激波的 $Ma2.5$ 平板摩阻测量	237
9.3.1	试验模型设计和摩阻测量方法	237
9.3.2	摩阻测量结果	239
9.4	曲面压缩侧压式进气道减阻试验研究	242
9.4.1	曲面压缩减阻进气道设计	242
9.4.2	曲面压缩低阻进气道模型风洞试验对比	247
9.5	进气道减阻设计的一些初步认识	249
❖ 第 10 章	曲面压缩的发展及其应用展望	250
10.1	超声速/高超声速气流曲面压缩特点总结	250
10.2	超声气流曲面压缩的展望	251
	结束语	253
	参考文献	254

第1章 概述

1.1 高超声速进气道发展的简要历程

进气道与吸气式发动机密切相关,高亚声速或跨声速进气道对应的是涡轮喷气(包括涡扇)发动机,超声速进气道对应的是涡轮喷气发动机或冲压发动机,而高超声速进气道的工作马赫数范围则决定了它的主要服务对象是超燃冲压发动机或其他组合发动机,因此谈到进气道的发展就离不开航空动力的发展历史。

自莱特兄弟发明有人驾驶的飞机以后,飞机这种新型交通工具就得到世界各国的高度重视,特别是在第一次世界大战和第二次世界大战中,可以占据制空权的各种军用飞机得到了突飞猛进的发展。

在此期间,一大批以活塞式发动机为动力的军用、民用飞机在各军事强国中源源不断地生产出来,满足了迅速扩大的军事和民用需求。

喷气式发动机的出现更是推动了航空事业的迅猛发展。1937年4月13日,英国惠特尔发明的离心式涡轮喷气发动机(又称惠特尔发动机)台架试验成功,产生了5340N的推力,标志着载人喷气时代的来临。1939年8月27日,世界上第一架安装有德国科学家冯·奥亨发明的涡轮喷气发动机的喷气式战斗机He-178首飞。1941年5月,英国第一架装备惠特尔发动机的喷气式飞机E-28/39试飞。

图1-1所示历史上最早投入批量生产并装备部队的喷气式战斗机是英国的“流星”战斗机和德国的梅塞施密特Me-262战斗机。梅塞施密特Me-262战斗机速度达850km/h,这比当时所有活塞式战斗机快得多;这两种飞机的发动机都使用了简单的皮托式进气道。

冲压发动机是另一类喷气发动机,它的出现历史更早,其中法国人的贡献功不可没。早在1913年法国人René Lorin发明了冲压发动机并申请了专利。同期,匈牙利发明家Albert Fonó提出了火炮发射冲压发动机概念。第二次世界大战后,美国试验了南加州大学设计、Marquardt公司制造的弹用冲压发动机。在苏联,超声速冲压发动机的理论在1928年就由Brois S. Stechkin提出,并进行了大量地面研究。

1939年8月, Merkulov 制造了首架以 DM-1 冲压发动机作为附加动力的飞机,并于12月进行了世界上首次以冲压发动机为动力的飞行。20世纪40年代后期,美国“大黄蜂”计划、法国 Leduc-010 飞机等项目,都先后成功开展了冲压发动机飞行试验,到了50年代,冲压发动机开始进入工程应用阶段。

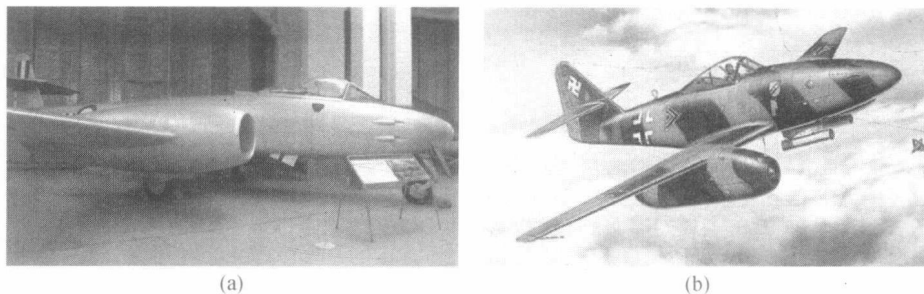


图 1-1 最早使用涡轮喷气发动机
(a) 英国“流星”战斗机; (b) 德国的梅塞施密特 Me-262 战斗机。

第二次世界大战末期出现的喷气发动机带来了航空事业革命性的变革,以突破音障为标志的里程碑式进展,更使飞行器的飞行空域大大扩展。从活塞式发动机到喷气发动机的革命,使得飞行器有可能从亚声速飞行到跨声速、超声速直至高超声速飞行。“飞得更快、飞得更高”一度成为飞行器设计师的座右铭,其关键是需要有强劲的动力系统,满足特定飞行环境的吸气式发动机就是实现这一目标的必备条件。

气流与吸气式发动机接触的首个部件就是进气道,那些采用吸气式推进系统的飞行器,高速气流首先在进气道内被预设的压缩面所压缩,给下游的燃烧室提供所需要的流量和流场。作为推进系统热力循环的第一步,进气气流的压缩过程是关键之一。在亚声速、跨声速范围,简单的皮托式进气道就可以满足下游燃烧室的需求,20世纪四五十年代出现的喷气式发动机,如德国最早使用的离心式涡轮喷气发动机、英国的涡轮喷气发动机以及初期的冲压发动机,乃至于一些最初的脉动式发动机(例如第二次世界大战末期的 V-1 飞弹),由于飞行速度不大,几乎都采用简单的轴对称皮托式进气道(图 1-1)。当飞行速度进入超声速范围时,气流的减速过程必然伴随着激波的出现,如何利用激波减速同时尽可能减少激波损失、提高压缩效率成为当年人们研究的热点。不可否认,在吸气式喷气发动机的发展历程中,基础性的内外流空气动力学做出了极其重要的贡献,解决了超声速飞行面临的一系列根本性的技术问题。20世纪四五十年代,德国科学家 K. Oswatitsch 利用一道激波或数道激波系减速的开创性研究工作奠定了现代超声速进气道的气动基础^[1],为利用一系列斜激波来减速的超声速进气道设计扫清了理论障碍。随着冲压发动机的发展,带中心锥的超声速进气道研究日趋完备,轴对称超声速进气道的

设计技术得到了迅速的发展,因此在超声速飞机出现之前,早年采用冲压发动机的各种防空导弹,大多采用轴对称构型的进气道,利用单级或多级中心锥或者部分中心锥以形成超声速气流压缩面。美国的波马克-B地空导弹和“黄铜骑士”舰空导弹、英国“警犬”地空导弹和“海标枪”舰空导弹、苏联SA-4地空导弹等,就是采用 $Ma2.0\sim 3.0$ 的冲压发动机为动力的导弹系统。60年代,美国D-21高空高速无人机采用改进的霍克防空导弹RJ43-MA-11冲压式发动机为动力,飞行速度达到 $Ma3$ 以上,最大飞行高度29km。早期的这些用于导弹冲压发动机的进气道大多为中心锥进气的轴对称超声速进气道,见图1-2和图1-3。

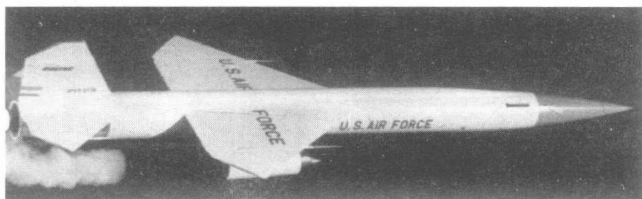


图1-2 翼吊2台马夸特RJ43-MA-7冲压发动机的波马克防空导弹

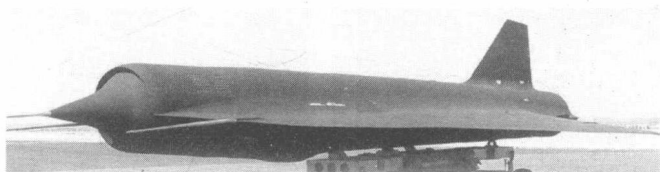


图1-3 使用 $Ma3$ 轴对称进气道的D-21无人机

在发展冲压发动机的同时,大推力可长期重复使用的涡喷发动机也得到了长足的发展。20世纪五六十年代,大量跨声速、超声速的军用、民用飞机应运而生,工作在 $Ma1.5\sim 3$ 的进气道设计也随之大量涌现,此时出现的超声速进气道大致分为两大类:超声速轴对称进气道和超声速二维进气道。当然,随着飞行器气动布局方式的不同,出现了多种式样的进气道气动构型,其中比较有代表性的有:1958年开始大量装备苏联的 $Ma2.2$ 米格-21战斗机,它是典型的可调中心锥轴对称进气道(图1-4);1967年装备美国空军的 $Ma2.5$ F-111战斗轰炸机,它采用翼下 $1/4$ 中心锥的进气方式(图1-5)。

在民航飞机方面,20世纪70年代英法联合研制了 $Ma2.02$ 的“协和”号超声速民航客机并在1976年投入商业营运,同期苏联也研制了类似的图-144超声速民航客机,它们均采用了翼下二元可调进气道(图1-6)。

20世纪六七十年代,美国对超燃冲压发动机的研究投入了相当大的力量,集中研究超声速燃烧技术和高超声速进气道,出现了不少富有新意的进气道气动设



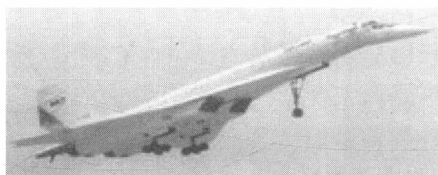
图 1-4 采用超声速轴对称进气道的米格-21 战斗机



图 1-5 F-111 战斗轰炸机的翼下 1/4 中心锥进气道



(a)



(b)

图 1-6 采用翼下二元可调进气道的飞机

(a)“协和”号超声速民航客机；(b)图-144 超声速民航客机。

计。在此时期,由于分析手段和试验技术的进步,国外特别是美国对超声速燃烧和超燃冲压发动机的研究取得了很大进展,出现了多种试验性质的超燃冲压发动机,其中最著名的当属美国国家航空航天局兰利研究中心(NASA Langley Research Center)的高超声速研究发动机(Hypersonic Research Engine, HRE)项目研制的氢燃料超燃冲压发动机(图 1-7)。

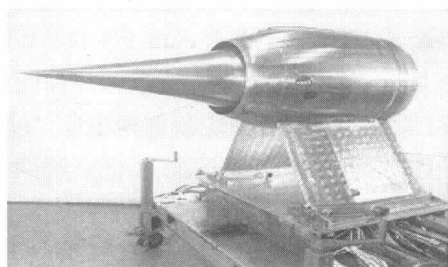


图 1-7 美国的 HRE 项目研制的氢燃料超燃冲压发动机

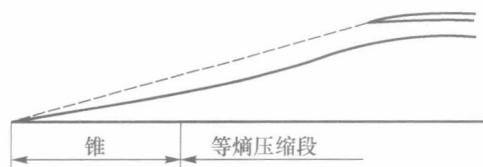


图 1-8 HRE 项目研制的轴对称进气道型面(锥 + 等熵)

HRE 项目研制的进气道是典型的轴对称等熵可调进气道,由半锥角 10° 的圆锥后接等熵压缩面构成中心压缩锥(图 1-8),进气道工作 $Ma_3 \sim 8$ 。实际上,当年人们对 HRE 项目是过于乐观了,这种采用外挂方式没有考虑一体化设计的发动机并不成功,它的净推力非常有限,但当年的研究至少为高超声速进气道积累了很多宝贵的经验。

20 世纪 90 年代以美国国家空天飞机计划项目(National Aerospace Plane Program, NASP)为代表的高超声速研究热潮再次兴起,超燃冲压发动机再次成为一个研究热点,大大促进了高超声速科研水平的提高和相关软硬件设施的迅猛发展,人们对超声速、高超声速压缩过程的研究又进入了一个新的时期,出现了大量关于各种进气道研究的论文,作为关键技术之一的进气系统,经过数十年的研究和积累,大致形成了四大类具有实用意义的高超声速进气道,即二维平面压缩进气道、二维轴对称压缩进气道^[2,3]、带顶压的三维侧压式进气道^[4,5]和各种三维内压缩进气道^[6-8]等。其中比较有代表性的有美国国家航空航天局 Trexler 和 Holland 的研究成果^[4,9],其侧压式进气道由于压缩过程独特、便于与飞行器一体化设计而受到国际学术界的广泛关注。二维平面压缩进气道、轴对称进气道等由于构型相对简单,已经大量地使用于超声速飞机、导弹等飞行器上。此外,以 Busemann 进气道为先导的内转式进气道,由于其独特的压缩方式和优越性而逐渐得到人们的认可。图 1-9、图 1-10 就是高超声速二维平面压缩进气道和高超声速轴对称进气道造型示意图及对应的实物模型,图中的照片是作者课题组曾经进行风洞试验的进气道模型。

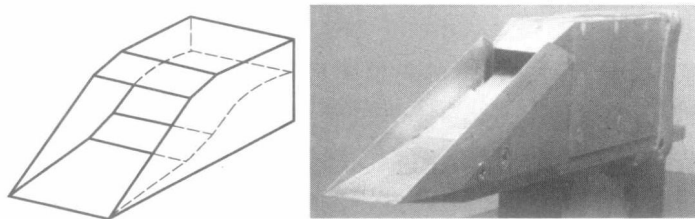


图 1-9 高超声速二维平面压缩进气道

图 1-11(a)是作者课题组早年研究的带顶压高超声速侧压式进气道模型,而图 1-11(b)则是全部采用曲面压缩的高超声速侧压式进气道。