

# 高超声速

## 内收缩进气道设计与优化

DESIGN AND OPTIMIZATION OF  
HYPERSONIC INWARD TURNING INLET

董昊 耿玺 程克明 王成鹏 著



科学出版社

# 高超声速内收缩进气道 设计与优化

董昊 耿玺 程克明 王成鹏 著

科学出版社

北京

## 内 容 提 要

本书注重基础性和实用性研究的结合,以“咽”式进气道为例,总结高超声速内收缩进气道设计与优化方面的研究工作。本书内容分为四个部分:一是内收缩进气道设计,介绍无黏基本流场、流线追踪设计方法以及对进气道进行初步数值模拟评估;二是内收缩进气道优化,对内收缩进气道起动机、设计参数优化及边界层修正方法进行介绍;三是内收缩进气道风洞试验,对相关的风洞试验技术和典型试验结果进行介绍和分析;四是高超声速飞行器一体化设计,介绍基于内收缩进气道的一体化设计方法及流动、气动分析方法。

本书可作为航空航天领域进行高超声速飞行器、超燃冲压发动机及进气道设计相关专业研究生及科研工作者的参考书。

### 图书在版编目(CIP)数据

高超声速内收缩进气道设计与优化 / 董昊等著. —  
北京: 科学出版社, 2018.9  
ISBN 978-7-03-058815-9

I. ①高… II. ①董… III. ①航空发动机—发动机进  
气道—最优设计 IV. ①V233.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2018)第 212569 号

责任编辑: 徐杨峰

责任印制: 黄晓鸣 / 封面设计: 殷 靓

科学出版社 出版

北京东黄城根北街 16 号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

南京展望文化发展有限公司排版

当纳利(上海)信息技术有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2018 年 9 月第 一 版 开本: B5(720×1000)

2018 年 9 月第一次印刷 印张: 9 1/2 彩插: 4

字数: 165 000

定价: 80.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

# 前 言

高超声速技术通常指以吸气式发动机及其组合发动机为动力、在大气层和跨大气层中实现马赫数大于 5 飞行的飞行器技术。目前,高超声速技术已成为当前世界主要航天航空大国正在积极探索与研发的关键性技术之一。吸气式高超声速飞行器可以直接从大气层中吸入氧气,自身只需携带燃料,这在很大程度上增加了任务载荷,使发动机具有更高的推重比。目前,许多国家出于开发太空资源和国防安全的考虑,相继把研制吸气式高超声速飞行器作为其国防科技发展的重要方向。作为吸气式高超声速飞行器的主要动力装置,超燃冲压发动机及其相关技术已成为各国研究人员竞相争夺的技术前沿阵地。

高超声速进气道,作为超燃冲压发动机的重要组成部分,一方面要为发动机提供所需的空气;另一方面对来流进行足够的压缩,以满足燃烧的需要,其性能已成为决定发动机乃至整个吸气式高超声速飞行器性能的关键因素。当前,超燃冲压发动机研究存在的问题是吸气式高超声速飞行器在高马赫数工作时,通过燃烧获得的冲量增益与自由来流冲量相比差值较小,超燃冲压发动机提供的净推力不富裕。高超声速进气道的压缩效率、流量捕获对提升推进系统的推力和比冲至关重要,高压缩效率、高流量捕获的进气道压缩方案是解决上述难题的一个重要突破口,而三维内收缩进气道恰好具备这种优点。另外,三维内收缩进气道还具有能够充分保留其所选择的基本流场的特性,并能根据需求选择不同的流管形状的优点。因此,对内收缩进气道的研究有可能对解决这一难题有重大帮助,这对于当前国内高超声速飞行器和超燃冲压发

动机的研究具有重要意义。

本书以“咽”式进气道为例,总结高超声速内收缩进气道设计与优化方面的研究工作。主要内容分为相关联的四个部分:一是内收缩进气道设计,着重介绍了无黏基本流场的存在性和合理性、不同出口型面的流线追踪设计方法以及采用数值模拟对进气道无黏流动特性和性能进行评估,验证其是否初步达到设计要求,另外介绍了几种类“咽”式内收缩进气道,读者可结合第七章中的一体化设计方法,根据具体需求选取不同构型;二是内收缩进气道优化,对内收缩进气道起动问题基本概念、类型以及起动数值模拟判定进行初步介绍,研究黏性对进气道设计的影响,选用遗传算法对进气道的设计参数进行了综合优化,并对边界层修正算法以及方法进行阐述;三是内收缩进气道风洞试验,对一般进行高超声速进气道试验的风洞设备、相关的风洞试验技术、风洞试验设计方法等进行介绍,并结合数值模拟结果,对典型试验结果进行分析;四是高超声速飞行器一体化设计,以“咽”式进气道为例,介绍基于内收缩进气道的高超声速飞行器设计方法与流程,主要包括前体/进气道一体化设计方法、内流道一体化设计方法及推进系统/机体一体化设计方法。另外,本书还介绍高超声速飞行器的流动特性和气动性能分析方法,对用一体化设计得到的高超声速飞行器进行简单的评估。书中给出了较多的实例和图表,以便于读者进行深入分析和研究。

本书源自作者博士期间的工作以及博士毕业后课题组研究生在高超声速内收缩进气道方面的研究工作,其主要内容以所发表的学术论文和学位论文为基础。其中,耿玺和程克明参与第六章的编写与审订,王成鹏参与第七章编写。另外,研究生孙晓玲、向先宏、明承东等取得了一些研究成果,吕侦军博士对基于高超声速 Busemann 进气道的一体化设计方法的研究对作者也很有启示。另外,在专著写作以及相关研究过程中,作者先后得到了很多师长、领导、同事及学生的帮助和支持,在此向以下人士表示最诚挚的谢意:司海青教授,王江峰教授,蒋彦龙教授,贡海俊老师,许静老师,李红艳老师,陈龙博士,刘是成硕士,刘松硕士,夏天宇硕士,张亚晓硕士。

限于作者水平,书中难免有纰漏和不当之处,敬请读者批评指正。

董昊

2018年7月

# 目 录

前言 / i

## 第一章 概 述

1

- 1.1 吸气式高超声速飞行器 / 1
- 1.2 超燃冲压发动机 / 3
- 1.3 高超声速进气道 / 9
  - 1.3.1 轴对称进气道 / 10
  - 1.3.2 二维进气道 / 10
  - 1.3.3 三维侧压式进气道 / 11
  - 1.3.4 三维内收缩进气道 / 11

参考文献 / 17

## 第二章 内收缩进气道设计方法

24

- 2.1 无黏基本流场 / 24
  - 2.1.1 斜激波后参数关系式 / 25
  - 2.1.2 斜激波的反射与相交 / 26
  - 2.1.3 四道平面斜激波流场 / 27
- 2.2 流线追踪设计方法 / 28
- 2.3 内收缩进气道无黏流动特性与性能分析 / 30
  - 2.3.1 数值方法和计算网格 / 30

- 2.3.2 设计状态下流动特性分析 / 32
- 2.3.3 非设计状态下流动特性分析 / 34
- 2.3.4 进气道性能参数比较 / 37
- 2.4 类“咽”式进气道设计方法 / 40
- 参考文献 / 43

### 第三章 内收缩进气道起动问题

44

- 3.1 进气道起动的定义 / 44
  - 3.1.1 进气道起动状态 / 44
  - 3.1.2 进气道起动过程 / 45
- 3.2 内收缩进气道起动极限 / 46
- 3.3 进气道不起动特征 / 49
  - 3.3.1 进气道不起动流场特征 / 50
  - 3.3.2 影响进气道不起动的因素 / 50
- 3.4 进气道起动数值模拟 / 52
  - 3.4.1 数值计算方法 / 52
  - 3.4.2 “咽”式进气道的起动特性 / 55
- 参考文献 / 57

### 第四章 内收缩进气道设计参数优化

59

- 4.1 无黏设计缺陷与黏性影响 / 59
- 4.2 无黏基本流场参数对进气道性能的影响 / 62
- 4.3 进气道设计参数综合优化方法 / 66
  - 4.3.1 遗传算法 / 66
  - 4.3.2 类“咽”式进气道综合优化 / 67
- 参考文献 / 71

### 第五章 内收缩进气道边界层修正

72

- 5.1 边界层修正原理 / 72

- 5.2 边界层修正方法 / 73
- 5.3 边界层修正对进气道性能的影响 / 77
- 参考文献 / 82

## 第六章 内收缩进气道风洞试验技术

83

- 6.1 高超声速风洞 / 83
  - 6.1.1 常规高超声速风洞 / 83
  - 6.1.2 脉冲型高超声速风洞 / 85
- 6.2 高超声速进气道风洞试验目的 / 86
- 6.3 高超声速进气道风洞试验方法 / 88
  - 6.3.1 测压 / 88
  - 6.3.2 测力 / 89
  - 6.3.3 纹影 / 90
  - 6.3.4 油流显示 / 91
- 6.4 高超声速进气道风洞试验设计 / 99
  - 6.4.1 风洞试验相似准则 / 99
  - 6.4.2 试验模型设计 / 100
- 6.5 常规高超声速风洞试验 / 102
  - 6.5.1 常规高超声速风洞流场建立过程 / 102
  - 6.5.2 内收缩进气道内流场建立过程 / 104
- 6.6 试验结果与分析 / 105
  - 6.6.1 设计状态下进气道流动特性 / 106
  - 6.6.2 非设计状态下进气道流动特性 / 108
  - 6.6.3 进气道总体性能分析 / 117
- 参考文献 / 118

## 第七章 高超声速飞行器一体化设计

120

- 7.1 高超声速飞行器一体化设计流程 / 120
- 7.2 前体/进气道一体化设计方法 / 121



7.3	飞行器内流道一体化设计方法	/ 123
7.3.1	隔离段设计方法	/ 123
7.3.2	燃烧室设计方法	/ 124
7.3.3	尾喷管设计方法	/ 125
7.3.4	内流道整体构型	/ 126
7.4	机身、尾翼设计	/ 127
7.5	高超声速飞行器整体气动布局	/ 128
7.6	高超声速飞行器气动特性分析	/ 129
7.6.1	数值方法和计算网格	/ 129
7.6.2	流动特性分析	/ 129
7.6.3	气动特性分析与比较	/ 131
	参考文献	/ 139

	彩图	/ 143
--	----	-------

# 第一章

## 概 述

1942年10月,以6倍声速飞行的V2火箭的研制成功,将人造飞行器飞行的速度带入高超声速领域,从此,人类就从未停止对飞得更快更高的追求。我国著名科学家钱学森先生在1946年发表的《论高超声速相似律》<sup>[1]</sup>一文中首先采用了“高超声速”(hypersonic)这一术语,使人们开始了对高超声速空气动力学的研究<sup>[2]</sup>。目前,高超声速技术已成为世界各主要航天航空大国积极探讨与研发的关键性技术之一。运用高超声速技术开发的高超声速飞行器将成为21世纪航天航空技术新的制高点以及未来航天航空领域飞行器的重要组成部分,开辟一条人类进入太空的崭新道路<sup>[3]</sup>。

### 1.1 吸气式高超声速飞行器

20世纪,火箭基本上成为高超声速飞行以及航天技术的代名词,但是由于以火箭发动机为动力的飞行器必须自身携带燃料和氧化剂,其有效载荷受到了很大限制,同时由于只能一次性使用,发射成本一直居高不下。尽管一些新的技术(如三组元燃烧<sup>[4]</sup>、塞式喷管<sup>[5]</sup>)的应用大大改进了火箭发动机的性能,但其依然存在运载能力低、使用成本高、任务单一等先天缺陷。因此,需要研制出一种新的推进系统以保证飞行器能够在大气层内进行持续的高超声速飞行。于是,以吸气式发动机为推进系统的高超声速飞行器便应运而生了。吸气式高超声速飞行器可以直接从大气层中吸入氧气,自身只需携带燃料,这在很大程度上增加了任务载荷,使发动机具有更高的推重比。目前,许多国家

出于开发太空资源和国防安全的考虑,相继把研制吸气式高超声速飞行器作为其国防科技发展的目标。

以吸气式发动机为核心的高超声速推进系统被认为是未来天地往返运输系统和具有远程快速打击能力武器的理想动力装置,它能否研制成功将决定着未来新型高超声速飞行器能否上天<sup>[6,7]</sup>。现有的涡轮/涡扇喷气发动机在马赫数3以上时比冲大大降低。随着马赫数的升高,一方面,涡轮/涡扇喷气发动机燃烧室进口温度提高,必须要通过减少供油量来减少发动机的热载荷,导致发动机热循环效率迅速下降;另一方面,高马赫数下飞行使得发动机进口气流具有很高的动压,通过降低气流速度能够获得相当高的静压,使涡轮/涡扇压气系统成为多余的部件。经过多年的研究和尝试发现,在更高的速度范围内,采用冲压式发动机能获得更大的比冲。冲压发动机不依靠涡轮/涡扇来对气体进行压缩,而是利用高速气流进入发动机进气道后减速来提高来流静压,使气流的动能转化为压力能,同时提高气流的温度,高温气体和燃料在燃烧室中混合燃烧后进入尾喷管膨胀加速,高速喷出来获得推力。按照燃烧室中气流的马赫数,冲压发动机分为亚燃冲压发动机(ramjet)和超燃冲压发动机(scramjet)。亚燃冲压发动机将通过进气道进行压缩减速的气流在燃烧室中与燃料混合并点火燃烧,经亚声速燃烧后的高温气体由尾喷管喷出,推动飞行

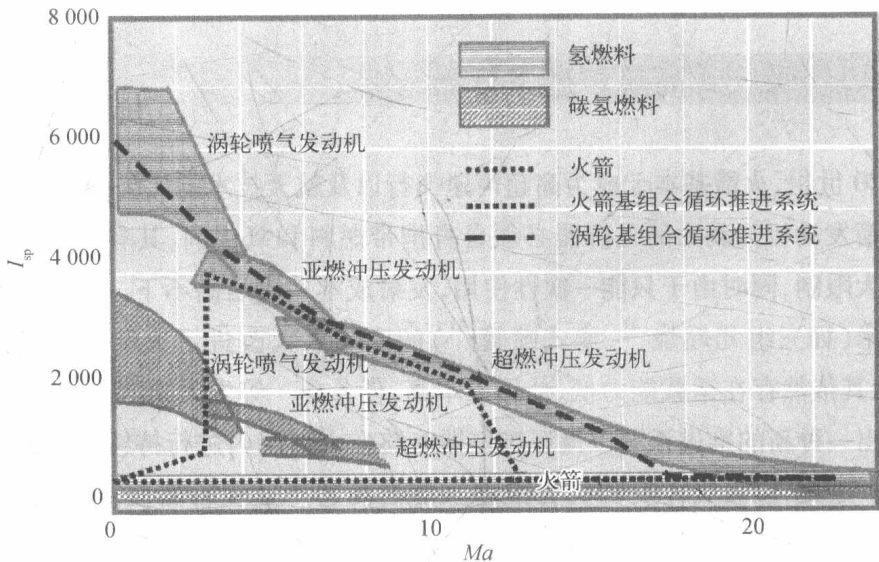


图 1.1 火箭发动机和吸气式发动机的比冲比较<sup>[8]</sup>

器前进;超燃冲压发动机要求气流以超声速进入燃烧室,通过超声速燃烧,降低由于高温热分解造成的能量损失,同时有效地减轻了发动机部件对压力和热防护的要求,使飞行器在高马赫数飞行时具有较高的比冲。研究表明,亚燃冲压发动机在马赫数 3~5 具有较高的比冲;而在马赫数大于 5 时,只有超燃冲压发动机具有较高的比冲(图 1.1)。

## 1.2 超燃冲压发动机

自从 20 世纪 50 年代末人类开始探索超燃冲压发动机技术以来<sup>[9]</sup>,经过几十年的发展,美国、俄罗斯、澳大利亚、法国、日本和印度等国已陆续取得了技术上的重大突破,并相继进行了相关的地面试验和飞行试验。

美国对超燃冲压发动机技术的研究始于 20 世纪 60 年代初,一开始主要是对与超燃相关的概念性、机理性研究。Ferri 设计出了第一个用于试验的超燃冲压发动机模型(图 1.2),并于 1963 年进行了第一次自由射流试验,证明了超燃冲压发动机可以作为高超声速飞行器推进系统这一结论<sup>[11]</sup>。

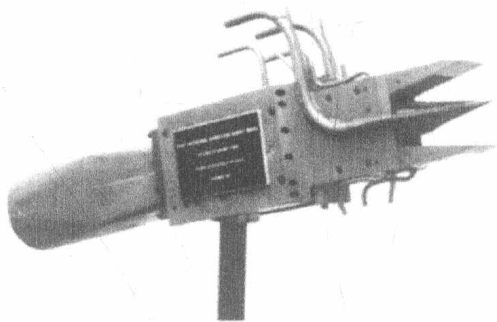


图 1.2 第一个超燃冲压发动机试验模型<sup>[10]</sup>

此后,美国先后制定了多个高超声速计划,其中多数以发展及验证超燃冲压发动机技术为主要目标。通用应用科学实验室(General Applied Science Laboratory, GASL)在 20 世纪 60 年代开展了 IFTV(scramjet incremental flight test vehicle)计划,研制了模型发动机。GASL 还进行了一项低速固定几何超燃冲压发动机的研究<sup>[12]</sup>。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)于 1964 年开展了高超声速研究发动机(hypersonic research engine, HRE)计划<sup>[13]</sup>,对超燃冲压发动机进行了风洞实验。之后的 SCRAM(supersonic combustion ramjet missile)计划、NASP(national aero-space plane)计划、HyTech 计划、Hyper-X 计划、HyFly 计划、SED 计划和 Falcon 计划

都对超燃冲压发动机进行了详细的研究。通过一系列的研究计划,美国制造了大量的地面试验设备,超燃冲压发动机技术也越来越成熟。

HRE 计划<sup>[14]</sup>对具有可变几何形状轴对称进气道的超燃冲压发动机开展了地面试验,检验了超燃冲压发动机系统的性能、结构和可操作性;SCRAM 计划<sup>[15]</sup>对超燃冲压发动机进气道和燃烧室设计、不同液体燃料的超声速燃烧等技术进行了研究;NASP 计划<sup>[16]</sup>旨在开发一种由低速发动机、亚燃/超燃冲压发动机推进的国家空天飞行器(X-30 验证机),虽然由于资金和时间安排上的原因被终止,但它形成了一个丰富的超燃冲压研究数据库,为以后的工作打下了一定的技术基础<sup>[17]</sup>。

20 世纪 90 年代中期以后,美国开展了几个较为理性的小规模高超声速研究项目,取得了一定的成果。1997 年 1 月,NASA 与兰利研究中心(Langley Research Center)、德莱顿飞行研究中心(Dryden Flight Research Center)签订合同,正式起动将吸气式高超声速推进技术从实验室推广到飞行环境中的 Hyper-X 计划<sup>[18,19]</sup>。2004 年 3 月 27 日,首次以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器 X-43A(图 1.3)飞行试验成功<sup>[20]</sup>,表明美国高超声速飞行器技术变得更加成熟。

HyTech 计划由美国空军、NASA 和普惠公司联合开展,于 1999 年被更名为 HySET 计划<sup>[21]</sup>,目的是验证能够在马赫数 4~8 工作、一次性使用的液体碳氢燃料双模态超燃冲压发动机推进系统的可操作性、性能和结构耐久性。其研究集中在发动机的研制上,且重点放在一次性使用导弹的应用上,这是向较高飞行马赫数、可重复使用超燃冲压发动机应用迈出的第一步<sup>[22]</sup>。2002 年,美国国防高级研究计划局(Defence Advanced Research Projects Agency, DARPA)和美国海军研究办公室(Office of Naval Research, ONR)联合出资实施高超声速飞行验证计划 HyFly<sup>[23]</sup>,目的是通过飞行试验验证液体碳氢燃料双燃烧室超燃冲压发动机(dual combustor ramjet, DRC)能否作为高超声速巡航导弹的推进系统,发动机进气道采用了模块化轴对称设计,共分为六个模块,其中两个为亚燃冲压进气道,四个为超燃冲压进气道,如图 1.4<sup>[24]</sup>。HyFly 最近的第四次试验由于超燃冲压发动机没有按预定要求运行而失败<sup>[25]</sup>。

2003 年,美国空军起动一项对 HyTech 超燃冲压发动机演示器进行飞行试验的计划,其先后进行了包括 PTE、GDE-1、GDE-2、SJX61-1 在内的多个具

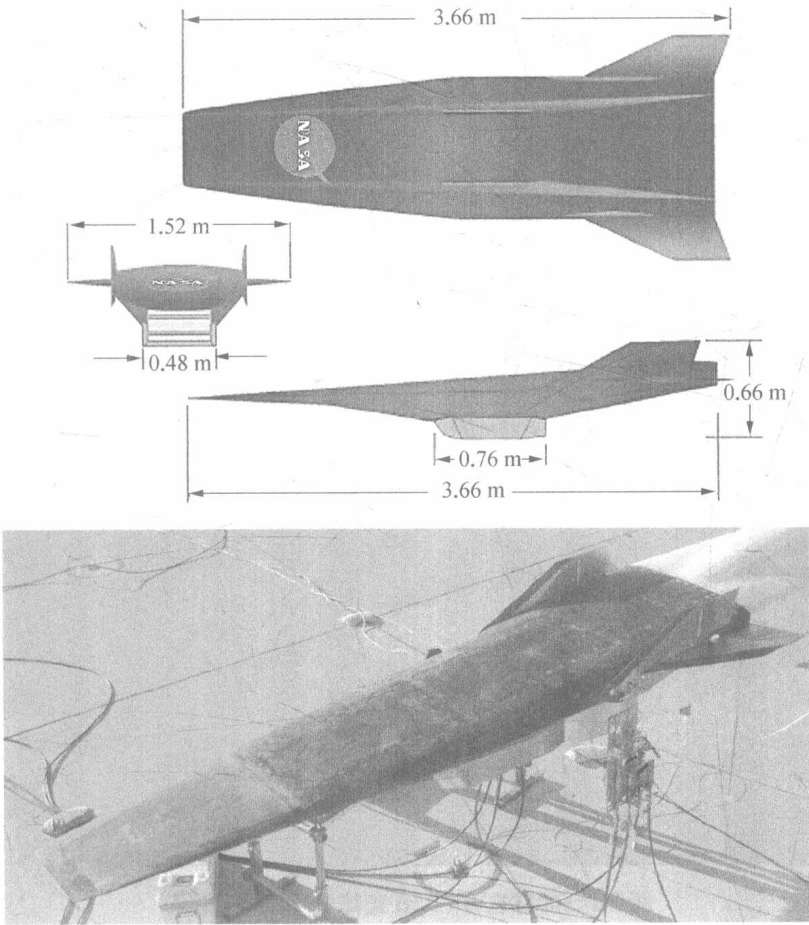


图 1.3 X-43A 尺寸以及飞行试验样机

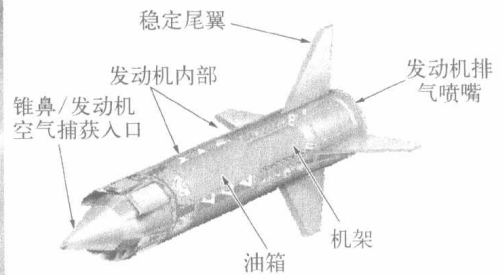
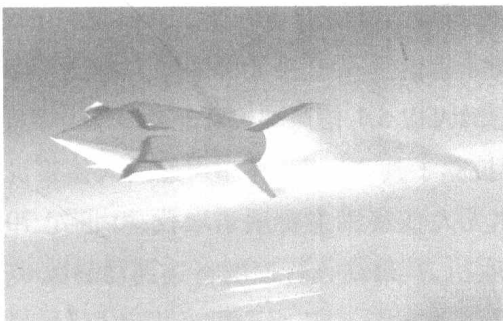


图 1.4 HyFly 高超声速导弹<sup>[24]</sup>

有二维构型进气道的碳氢燃料超燃冲压发动机地面试验<sup>[26-28]</sup>。2005 年将该计划以“X-Plane”系列命名,改为 X-51A 计划<sup>[29]</sup>,将超燃冲压发动机乘波体验证机(scramjet engine demonstrator waverider, SED-WR)称为代号 X-51A 的高超声速飞行器(图 1.5)。虽然 X-51A 是为了验证超燃冲压发动机,但要使超燃冲压发动机正常工作,需要机体与发动机一体化设计,因此对 X-51A 气动布局也进行了详细的研究。X-51A 采用截断型乘波体机身,乘波前体设计,前体下表面具有两级压缩面<sup>[30]</sup>,进气道在弹身腹部,尾喷管为二维机身一体化喷管。

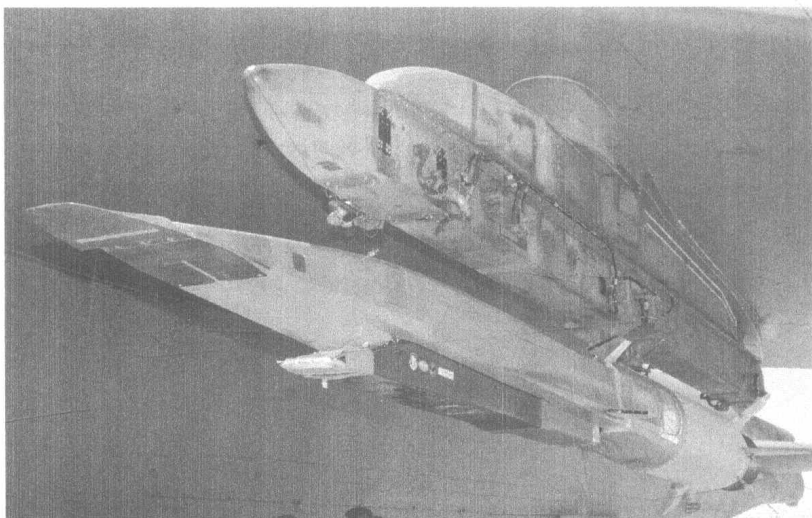


图 1.5 加挂在 B-52B 轰炸机下的 X-51A

X-51A 一共进行了四次飞行试验。第一次飞行试验虽然实现了超燃冲压发动机的工作,但工作时间只有 140 s,并未达到预期的 300 s,并且加速过程缓慢<sup>[31]</sup>。第二次飞行试验由于进气道未起动而失败。第三次飞行试验由于控制翼故障导致 X-51A 飞行了仅仅 16 s 后就垂直坠进了太平洋。2013 年 5 月成功地进行了最后一次飞行试验,X-51A 以 5.1 倍声速飞行了约 3 分半钟。

2013 年 11 月洛克希德·马丁公司披露了其 SR-72 高超声速无人侦察机的研制计划。据介绍,SR-72 高超声速无人侦察机主要用于取代 20 世纪 70 年代研制的 SR-71“黑鸟”高速高空侦察机,其最高飞行速度将达到马赫数 6。SR-72 飞行器采用与 HTV-3X 和 HCV 相同的涡轮基组合循环发动机,涡喷发动机将飞行器加速到马赫数 3 后,亚燃/超燃双模态冲压发动机点火继续将飞行器加速至马赫数 5~6,如图 1.6。

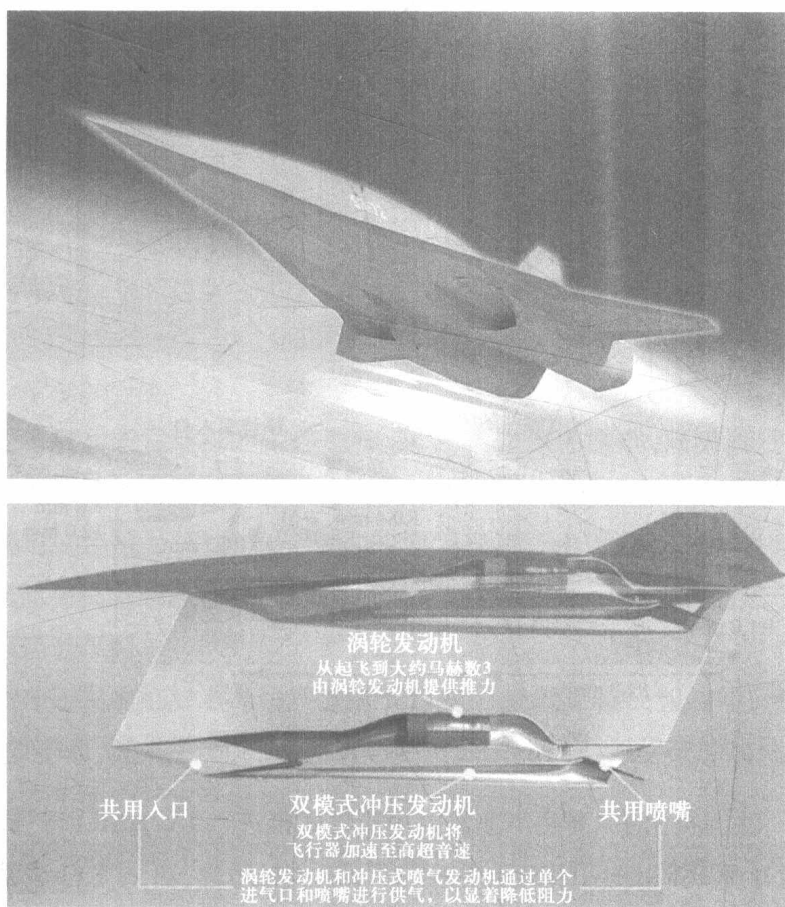


图 1.6 SR-72 外形与动力系统概念图

俄罗斯(苏联)较早地开展了超燃冲压发动机研究工作,具有雄厚的技术基础。俄罗斯中央航空发动机研究院领导执行了著名的“冷”(Kholod)计划<sup>[32]</sup>,对轴对称双模态超燃冲压发动机进行了五次飞行试验。试验中成功实现了发动机点火和由亚燃模态向超燃模态的过渡。随后进行的“鹰”(IGLA)计划<sup>[33]</sup>、彩虹-D2计划<sup>[34]</sup>、X-90计划都代表了俄罗斯高超声速技术的发展水平。

澳大利亚积极参加联合开发计划,较有影响的是 HyShot 计划<sup>[35]</sup>。这项计划由昆士兰大学主持,至今已完成了四次飞行试验,其中 2002 年 7 月 30 日进行的第二次试验成功实现了发动机模型的超声速燃烧<sup>[36]</sup>。发动机模型采用二维压缩固定几何进气道,并在喉道处设有排气孔用于边界层抽吸,以确保进气道正常工作,如图 1.7 所示。



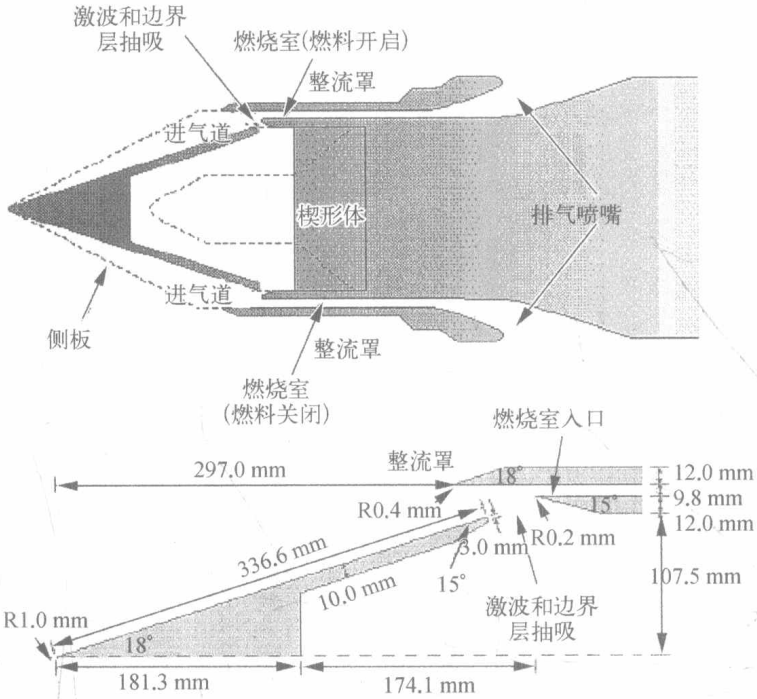


图 1.7 HyShot 发动机模型示意图

此外,法国提出了“高超声速研究用吸气式推进”(JAPHAR)与“高超声速隐身巡航导弹”(PROMETHEE)计划<sup>[37,38]</sup>;日本对防热、再入飞行等关键技术进行了攻关和试验,并建立了自由射流试验系统、超燃风洞,完成了大量马赫数 6~8 的氢燃料超燃冲压发动机地面试验<sup>[39,40]</sup>;印度进行了超燃冲压发动机地面点火试验,发动机燃烧了 7 s,模拟了马赫数 6 的飞行状况。

国内对超燃冲压发动机的研究起步较晚,开始于 20 世纪 80 年代。北京动力机械研究所于守志、刘兴洲开展了对冲压发动机、超声速燃烧模型以及理论分析的研究<sup>[41-43]</sup>。西北工业大学刘陵对超声速燃烧和超燃冲压发动机进行了系统的研究<sup>[44,45]</sup>,并对超声速燃烧流场数值模拟特点和方法,超燃冲压发动机各部件及总体的性能、初步设计方法和实验技术做了较详细的阐述<sup>[46]</sup>。从 20 世纪 90 年代中期至今,包括中国科学院力学研究所、国防科技大学、中国航空气动力技术研究院、西北工业大学、南京航空航天大学、北京航空航天大学、中国科技大学和哈尔滨工业大学在内的国内多家单位建立了一大批超燃冲压发动机试验设备,对超燃机理、超燃冲压发动机及部件的数值模拟和地面