

# 高超声速飞行器 自抗扰控制方法

孙明玮 马顺健 朴敏楠 王永坤 李毅 著



科学出版社

# 高超声速飞行器自抗扰控制方法

孙明玮 马顺健 朴敏楠 王永坤 李毅 著

科学出版社

北京

## 内 容 简 介

本书主要介绍高超声速飞行器的动力学与运动学模型、动态特性分析,自抗扰控制的基本概念、设计过程和参数整定方法,以及高超声速飞行器制导与自抗扰控制的设计步骤与仿真结果等内容。本书注重理论方法的实用化。

本书可供从事飞行器制导与控制、自抗扰控制应用研究的科研人员和工程技术人员阅读,也可作为高等院校控制理论与控制工程、导航制导与控制等专业的研究生及高年级本科生的参考用书。

### 图书在版编目(CIP)数据

高超声速飞行器自抗扰控制方法/孙明玮等著. —北京:科学出版社, 2018. 1

ISBN 978-7-03-055242-6

I. ①高… II. ①孙… III. ①高超音速飞行器-抗干扰研究 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 274050 号

责任编辑:张海娜 姚庆爽 / 责任校对:桂伟利

责任印制:张 伟 / 封面设计:蓝正设计

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>

北京京华虎彩印刷有限公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

\*

2018 年 1 月第 一 版 开本:720×1000 B5

2018 年 1 月第一次印刷 印张:12 1/4

字数:240 000

定价:98.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

## 前 言

高超声速飞行器是近年来国内外科学界和工程界的关注热点。现代意义上的高超声速飞行器主要特指在临近空间机动的具有升力体外形的飞行器。制导与控制系统作为高超声速飞行器的大脑,在整个系统设计中具有举足轻重的作用。

作为控制对象的高超声速飞行器,具有强非线性、强耦合和强时变特性,并存在相当程度的不确定性,在轨迹的不同阶段呈现出不同的控制问题。特别是飞行器所处的临近空间的诸多物理特性还存在独特的不确定性,增加了新的困难。为确保高超声速飞行器在复杂飞行条件下具有稳定的飞行特性和优良的飞行品质,需要对控制方法的设计进行专门研究。

自抗扰控制是我国已故著名系统与控制专家、中国科学院数学与系统科学研究院韩京清研究员经过多年摸索与思考而发展出来的一种面向工程应用的控制策略。自抗扰控制自从诞生以来,已经在多种工程背景中得到应用,显示了巨大的生命力。韩京清研究员的专著《自抗扰控制技术》出版后,自抗扰控制得到了大范围推广。特别是美国克利夫兰州立大学的高志强教授将自抗扰控制进行了线性参数化处理,使得其实际应用迅猛发展。值得一提的是,国内外从事自抗扰控制研究的学者每年定期组织研讨会,规模和影响不断扩大。但是需要看到,如何在一个具体对象上使用自抗扰控制,目前还缺乏规范的指导性流程以帮助设计人员和现场工程师更合理地使用这种高效控制算法,降低设计过程对人为因素的依赖。结合实际对象特点,有的放矢地详细介绍自抗扰控制的工程应用流程,具有重要的实际参考价值。

在飞行控制中,自抗扰控制已经得到实际实用,并被越来越多的工程技术人员理解和接受,且创造性地应用到不同场合。本书正是在这样的背景下,根据高超声速飞行器的特点,在自抗扰控制研究的基础上,对于高超声速飞行器的控制给出了完整而详细的设计过程,总结了作者多年来在自抗扰控制及飞行器控制领域的研究工作,介绍了许多工程设计规范与方法。全书共8章。第1章为引言,介绍高超声速飞行器以及几种典型控制方法的研究历史,特别是对自抗扰控制的发展现状进行详细综述。第2章介绍一些本书需要用到的控制基础知识。第3章介绍高超声速飞行器的刚体模型。第4章介绍动态特性分析结果,这是飞行控制设计有的放矢的一个重要步骤。第5章给出高超声速飞行器定点自抗扰控制的设计步骤,建立与传统算法的继承关系。第6章结合高超声速飞行器轨迹上不同阶段的特征点,给出控制设计的数学依据、过程和具体结果。第7章给出全空间的非线性数学

仿真验证结果。第8章结合自抗扰控制在高超声速飞行器上的应用体会,对方法的应用特点进行总结。

在本书出版之际,由衷感谢多方面人士的大力支持。

在自抗扰控制技术方面,感谢自抗扰控制创造者韩京清研究员(已故),为推进自抗扰控制大规模工程应用作出重要贡献的美国克利夫兰州立大学高志强教授,中国科学院的黄一研究员、薛文超助理研究员和清华大学的李东海副教授。

在本书的成书方面,感谢哈尔滨工业大学控制理论与制导技术研究中心的长江学者段广仁教授以及谭峰、侯明哲、姜苍华、刘明岩等老师,西北工业大学的郭建国教授,西安交通大学的蔡远利教授,天津大学的宗群教授和田柏苓副教授,中国科学院自动化研究所的易建强研究员和蒲志强助理研究员,北京理工大学的刘向东教授和盛永智副教授,国防科学技术大学的汤国建教授和王鹏讲师等。

在南开大学自适应预测控制实验室这个自由互助的环境中,感谢袁著祉教授(已故)和陈增强、孙青林、刘忠信教授,张春燕副教授,张建磊讲师等老师。

在工程实践方面,感谢在中国航天科工集团第三研究院工作期间共事的许多同事,把最美好的青春岁月曾经献给了我们的理想,真可谓是十年磨一剑。

本书工作得到了南开大学刘景泰教授、方永纯教授和孙宁副教授等的悉心指导,在此表示衷心感谢。

本书的研究内容得到了国家自然科学基金面上项目(编号:61573197)“高超声速飞行本体约束下典型控制结构的优化与分析”的资助。

本书是作者在自抗扰控制和高超声速飞行器控制领域的初步研究结果,由于水平有限,书中难免存在不妥之处,敬请广大读者批评指正。

作者联系方式:孙明玮,smw\_sunmingwei@163.com。

孙明玮

2017年8月于天津

## 主要符号

$\alpha$	攻角
$\beta$	侧滑角
$\gamma$	滚转角
$\gamma_V$	倾侧角
$\delta_x, \delta_y, \delta_z$	气动舵面副翼、方向舵和升降舵
$\theta$	弹道倾角
$\vartheta$	俯仰角
$\psi$	偏航角
$\psi_V$	弹道偏角
$\omega_i$	角速度矢量在 $i$ 轴上的投影
$c_x, c_y, c_z$	阻力、升力和侧向力系数
$m$	飞行器的质量
$m_x, m_y, m_z$	滚转、偏航和俯仰力矩系数
$q$	动压
$x, y, z$	地球系下的位置坐标
$F_i$	除推力外的外力矢量在 $i$ 轴上的投影
$H_i$	角动量矢量在 $i$ 轴上的投影
$I, J$	转动惯量
$L$	飞行器的泛化参考长度
$L_b$	飞行器侧向参考长度
$L_c$	飞行器纵向参考长度
$M_i$	作用在飞行器上的外力矩矢量在 $i$ 轴上的投影
$P_i$	推力矢量在 $i$ 轴上的投影
$P_{LA}$	燃油当量比
$S$	飞行器参考面积
$V$	速度
$X, Y, Z$	速度系下的阻力、升力和侧向力

## 主要缩写词

ADRC	active disturbance rejection control(自抗扰控制)
BTT	bank-to-turn(倾斜转弯)
DMC	dynamic matrix control(动态矩阵控制)
ESO	extended state observer(扩张状态观测器)
GPC	generalized predictive control(广义预测控制)
LADRC	linear active disturbance rejection control(线性自抗扰控制)
LESO	linear extended state observer(线性扩张状态观测器)
LMI	linear matrix inequality(线性矩阵不等式)
LQR	linear quadratic regulator(线性二次型调节器)
MAC	model algorithm control(模型算法控制)
$Ma$	Mach number(马赫数)
MPC	model predictive control(模型预测控制)
MPHC	model predictive heuristic control(模型预测启发式控制)
PD	proportional-derivative(比例-微分)
PID	proportional-integral-derivative(比例-积分-微分)
TD	tracking-differentiator(跟踪微分器)

# 目 录

前言	
主要符号	
主要缩写词	
第 1 章 引言	1
1.1 高超声速飞行器概述	1
1.1.1 发展历程	1
1.1.2 研究现状	3
1.2 高超声速飞行器控制概述	9
1.2.1 面临的难点问题	9
1.2.2 控制方法概述	10
1.3 自抗扰控制方法	17
1.3.1 自抗扰控制的形成与发展	17
1.3.2 自抗扰控制的工程应用	19
1.3.3 自抗扰控制的理论分析	20
1.4 本书特点与结构安排	21
第 2 章 理论基础	22
2.1 控制系统描述	22
2.1.1 微分方程描述	22
2.1.2 状态空间描述	24
2.1.3 解的存在性和唯一性	27
2.2 控制系统的稳定性	29
2.2.1 系统的运动与平衡点	29
2.2.2 线性系统的稳定性	30
2.3 自抗扰控制方法基础	34
2.3.1 自抗扰控制器的基本原理	34
2.3.2 跟踪微分器	35
2.3.3 扩张状态观测器	36
2.3.4 非线性状态误差反馈控制律	45
第 3 章 面向控制的高超声速飞行器刚体建模	47
3.1 坐标系	48



3.1.1	常用坐标系 .....	48
3.1.2	坐标系之间的转换关系 .....	50
3.2	飞行器六自由度动力学模型 .....	59
3.2.1	动力学模型 .....	59
3.2.2	运动学模型 .....	64
3.2.3	六自由度模型 .....	66
3.3	面向控制的高超声速飞行器刚体模型 .....	66
<b>第4章</b>	<b>高超声速飞行器动力学特性分析 .....</b>	<b>76</b>
4.1	气动数据模型 .....	76
4.1.1	气动力与气动力矩 .....	76
4.1.2	气动力系数 .....	77
4.1.3	气动力矩系数 .....	83
4.2	升阻比特性分析 .....	92
4.3	静稳定性分析 .....	94
4.3.1	纵向静稳定性分析 .....	94
4.3.2	侧向静稳定性分析 .....	95
<b>第5章</b>	<b>基于线性自抗扰方法的控制系统设计 .....</b>	<b>98</b>
5.1	线性自抗扰控制律的基本设计思想 .....	98
5.1.1	系统模型 .....	98
5.1.2	控制律设计 .....	99
5.2	线性自抗扰控制律设计步骤 .....	100
5.2.1	线性自抗扰控制的设计流程 .....	100
5.2.2	对象动力学模型的转化 .....	100
5.2.3	基于稳定裕度测试子的控制参数整定方法 .....	101
<b>第6章</b>	<b>高超声速飞行器沿弹道控制系统设计 .....</b>	<b>106</b>
6.1	线性自抗扰姿态控制方法原理 .....	106
6.1.1	独立俯仰姿态的控制设计 .....	106
6.1.2	独立偏航通道的侧滑姿态的控制设计 .....	110
6.1.3	独立滚动姿态的控制设计 .....	112
6.1.4	独立通道自抗扰控制设计的工程简化 .....	115
6.1.5	翻转过程中的自抗扰控制设计 .....	115
6.2	线性自抗扰控制律参数整定与闭环特性研究 .....	117
6.2.1	扩张状态观测器采用角速度的自抗扰控制设计 .....	119
6.2.2	扩张状态观测器采用攻角的自抗扰控制设计 .....	123
6.2.3	线性模型闭环特性研究 .....	124

---

6.3 定点仿真算例 .....	127
6.3.1 定点选择 .....	127
6.3.2 对象的线性化 .....	127
6.3.3 参数整定 .....	128
6.3.4 时域仿真 .....	128
6.4 沿弹道飞行控制系统设计 .....	129
6.4.1 爬升与巡航段的飞行控制系统设计 .....	129
6.4.2 无动力翻转 180°的飞行控制系统设计 .....	139
6.4.3 无动力俯冲段的飞行控制系统设计 .....	142
6.4.4 质心侧向位置的控制 .....	146
6.5 沿弹道飞行控制系统仿真 .....	146
<b>第 7 章 高超声速飞行器全弹道控制系统仿真</b> .....	<b>150</b>
7.1 测试弹道 .....	150
7.1.1 标称弹道 .....	150
7.1.2 拉偏弹道 .....	151
7.2 测试弹道仿真 .....	152
7.2.1 标称弹道 .....	152
7.2.2 拉偏情形一 .....	155
7.2.3 拉偏情形二 .....	159
7.2.4 Monte Carlo 模拟 .....	162
7.2.5 测试结果分析 .....	164
<b>第 8 章 总结与展望</b> .....	<b>167</b>
8.1 总结 .....	167
8.1.1 自抗扰控制的优越性 .....	167
8.1.2 自抗扰控制的应用注意事项 .....	168
8.2 展望 .....	169
<b>参考文献</b> .....	<b>170</b>

钱学森先生也是高超声速飞行器概念研究的先驱之一。1945年,钱学森先生在其论文《论高超声速相似律》中,首次使用“hypersonic”来表示马赫数大于5的飞行速度,后来该词在世界范围内得到了广泛认可。1948年,钱学森先生在美国火箭学会举行的年会报告上提出了一种可以完成助推-滑翔式洲际机动飞行的高速运输系统,对应的飞行弹道一般被称为“钱学森弹道”。

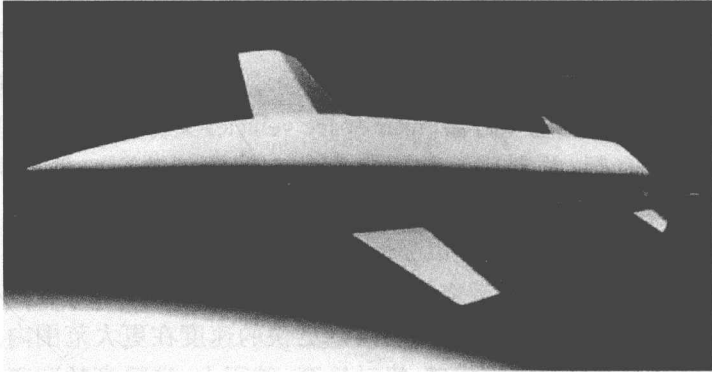


图 1.1 “银鸟”飞行器

第二次世界大战结束后,德国关于高超声速飞行器早期概念研究的相关成果分别被美国和苏联继承。在此基础上,两国分别开展了自己的高超声速飞行器技术研究工作。苏联在20世纪四五十年代对“银鸟”飞行器进行大量的风洞试验,积累了丰富的试验数据,并且在20世纪60年代中期由Mikyan设计局设计了自己的滑翔飞行器Mig-105<sup>[8]</sup>。虽然Mig-105最终只研究出原型机,但为俄罗斯高超声速飞行器技术奠定了坚实的基础。以此为牵引,俄罗斯陆续开展了“暴风雪”号航天飞机、“快船”号新一代可重复使用载人航天飞行器、“鹰-31”高超声速飞行器、“针”式滑翔机动弹头等项目的研究。同样,美国以Sanger的“银鸟”飞行器为基础,从20世纪40年代末开始进行了一系列高超声速飞行器技术研究,其中比较有代表性的研究计划包括BOMI、Dyna-Soar(图1.2)、Alpha Draco、BGRV、HGV、CAV等。

20世纪五六十年代,远程弹道导弹的出现、载人飞船的成功返回以及X-15试验机的飞行马赫数超越6等事件,标志着人类进入了高超声速时代<sup>[1]</sup>。此后,美国、苏联/俄罗斯、法国、德国、日本、印度、澳大利亚等国家掀起了开展高超声速飞行器研制的高潮。

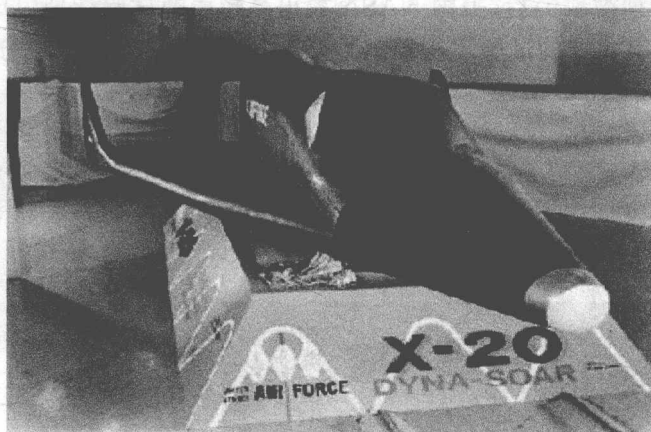


图 1.2 Dyna-Soar 航天飞机

### 1.1.2 研究现状

#### 1) 美国

X-30<sup>[9]</sup>是美国国家空天飞机(National Aerospace Plane, NASP)计划的高超声速概念飞行器,由美国国防高级研究计划局(Defence Advanced Research Projects Agency, DARPA)与国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)共同研制,如图 1.3 所示。该飞行器采用乘波体气动布局以及机身/推进一体化设计,可以水平起飞、水平降落,具有单级入轨能力。按照设计规划,该飞行器可在 30km 高度以马赫数为 5 的速度巡航飞行 12000km 以上,完成横跨太平洋的飞行仅需两小时,因此又被称为“东方快车”。由于研制难度过大和研制成本过高,X-30 飞行器的研制已于 1994 年被取消,仅开展了缩比模型研究,未建造全尺寸实体样机。

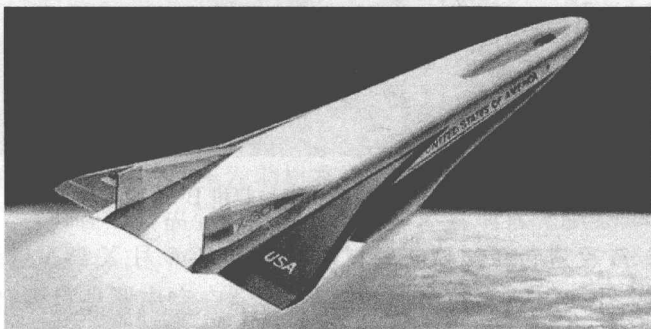


图 1.3 X-30 飞行器想象图

NASP 计划被取消后,美国 NASA 提出高超声速试验计划(Hyper-X),其中 X-43A<sup>[10,11]</sup>是其主要的试验飞行器。X-43A 与 X-30 在外形上十分相似,采用机身/推进一体化设计和乘波体布局,飞行器前体机身设计为超燃冲压发动机进气道的外压缩斜面,机身后段设计为发动机的尾喷口,如图 1.4 和图 1.5 所示。X-43A 机身长 3.6m,翼展 1.5m,自重约 1t,前缘半径非常小,控制面也非常薄,巡航飞行时的阻力较小。姿态控制的执行机构为气动舵面,布置于机身后部,主要包括全动式水平尾翼、双垂尾翼及方向舵。



图 1.4 X-43A 飞行器想象图

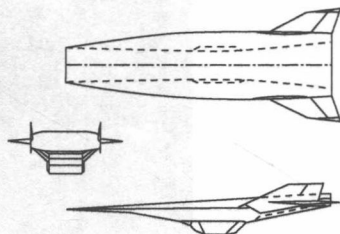


图 1.5 X-43A 飞行器三视图

X-43A 主要用于开展超燃冲压发动机试验,试验中飞行器仅携带液态氢作为燃料,而氧化剂是利用发动机进气道获得的空气中的氧气。为了达到超燃冲压发动机的试验条件,X-43A 采用挂载加火箭助推的发射方式,如图 1.6 和图 1.7 所示。其飞行过程为:首先由 B-52 轰炸机将 X-43A 及助推火箭带飞到 12.2km 高空并投放,助推火箭随即点火将其助推到 28.5km 的高空,然后 X-43A 与助推火箭分离,超燃冲压发动机点火开始试验。



图 1.6 携带 X-43A 的助推火箭与载机 B-52 脱离并点火

目前,X-43A 已进行了三次飞行试验。2001 年 6 月 X-43A 进行了第一次试飞。由于助推火箭偏离航线并出现翻滚,飞行器在空中紧急自毁,试验失败。此后,X-43A 的试验计划大大延迟。2004 年 3 月和 11 月,X-43A 分别进行了第二次和第三次飞行试验。在第二次飞行试验中,X-43A 的超燃冲压发动机工作了大约

10s,最高速度达到  $7Ma$ 。在第三次飞行试验中,X-43A 实现了  $9.8Ma$  的高超声速飞行,创造了吸气式发动机飞行器在大气层内的速度记录。



图 1.7 X-43A 与助推火箭分离想象图

X-51A 是另一个高超声速巡航飞行器的典型代表。该飞行器是美国空军为验证吸热型碳氢燃料超燃冲压发动机性能而设计的无人试验飞行器。如图 1.8 所示,X-51A 机身长  $4.27m$ ,采用乘波体外形,因此被命名为“乘波者”(Waverider)。该飞行器升阻比较大,最大飞行马赫数为 6,最大飞行高度为  $30km$ 。为了在高速和高热流影响下仍然保持结构的完整和刚性,该飞行器机身主体采用铝合金和钛合金制造,头部采用钨合金制造,机身腹部等特殊部位表面还覆盖隔热瓦,同时发动机还采用了主动冷却技术。与 X-43A 相似,X-51A 也采用挂载加火箭助推的发射方式,先由 B-52 带飞到  $15.2km$  高空并投放,助推火箭随即点火并将其加速到  $4.5Ma$ ,然后 X-51A 与助推火箭分离,超燃冲压发动机点火后再将其加速至  $5Ma$  以上,并保持巡航飞行。

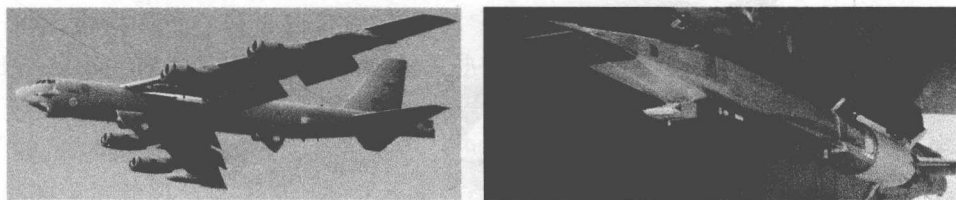


图 1.8 挂载于 B-52 轰炸机上的 X-51A 飞行器

美国共制造了四架 X-51A 飞行器,目前已进行了四次飞行试验。X-51A 飞行试验的主要目的是验证超燃冲压发动机在飞行状态下的工作性能。2010 年 5 月 26 日,X-51A 飞行器在加利福尼亚州南海岸的军事基地首飞成功,以接近  $5Ma$  的速度飞行了大约  $3.5min$ ,实现了同类发动机驱动飞行器的最长距离航行。2011 年 6 月 13 日的第二次飞行试验中,由于超燃冲压发动机的进气道未启动,X-51A 的飞行试验过早终止。飞行器在技术人员的控制下坠落到加利福尼亚州沿海。2012 年 8 月 15 日,美国空军进行了 X-51A 飞行器的第三次飞行试验。由于控制

翼故障, X-51A 飞行器在太平洋上空飞行仅 31s 后便解体, 远低于军方设定的飞行 5min 的目标。根据前三次飞行试验的经验和教训, 研究人员对发动机进行了改进。2013 年 5 月 1 日, 美国空军进行了 X-51A 飞行器的第四次飞行试验。据称, 此次飞行试验取得成功, 飞行器采用超燃冲压发动机成功加速至  $5Ma$  以上, 并持续飞行 200s 以上, 创造了吸气式高超声速持续飞行的新纪录。

## 2) 俄罗斯

俄罗斯为了保持军事上的优势, 也在大力发展高超声速飞行器技术。自 20 世纪 90 年代, 俄罗斯先后开展了“冷”计划和“针”计划, 发展了多种高超声速试验飞行器。

“冷”计划的试飞器为轴对称外形, 如图 1.9 所示, 总质量为 595kg, 长为 4.3m, 最大直径为 0.75m, 采用氢燃料的亚燃/超燃冲压发动机, 可以携带 18kg 液氢燃料。1991~1998 年, “冷”计划试飞器共进行了 5 次验证性飞行试验。除第 3、4 次出现过电子或机械故障外, 飞行试验均十分成功, 取得的成果主要包括<sup>[12,13]</sup>:

- (1) 实现了亚声速燃烧向超声速燃烧的转变;
- (2) 飞行马赫数最高达到 6.5;
- (3) 获得了马赫数为 3.5~6.45 的飞行速度和相当高的动压条件下有关亚声速和超声速燃烧的飞行试验数据;
- (4) “冷”高超声速试飞器、超燃冲压发动机模型、试飞器发射系统已成为一套完善的试验设备。

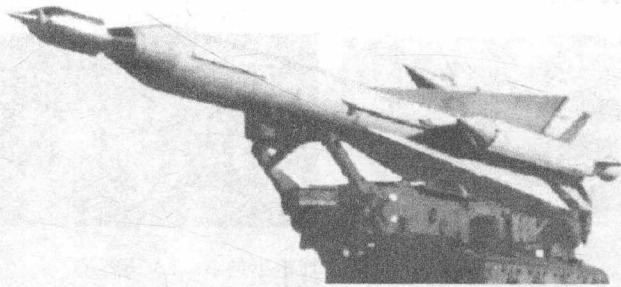


图 1.9 “冷”高超声速试飞器与 SM-5 导弹

“针”计划的试飞器是俄罗斯另一个重要的高超声速试验飞行器。该试飞器采用升力体布局, 如图 1.10 所示, 全长为 7.9m, 翼展为 3.6m, 飞行马赫数为 6~14, 采用三模块氢燃料超燃冲压发动机, 其功能定位与美国的 Hyper-X 计划类似, 主要用于研究机体/推进一体化、结构热防护、计算流体力学等一系列重大基础技术问题。据称<sup>[13]</sup>, 该试飞器于 2001 年 6 月成功进行了飞行试验, 2004 年 2 月又在“安全-2004 战略演习”中进行了发射试验。

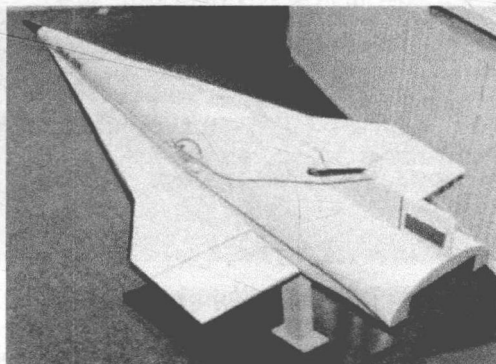


图 1.10 “针”计划的高超声速试飞器模型

### 3) 法国

自 20 世纪 60 年代以来,法国从未间断过对高超声速技术的研究。1992 年,在国防部等单位领导下,法国制定了国家高超声速研究与技术计划。该计划历时 6 年,最后研制了 Chamois 超燃冲压发动机,并在  $6Ma$  的速度下进行了反复试验。此外,法国还研制了另一种超燃冲压发动机,并于 1999 年成功地进行了速度为  $7.5Ma$  的地面试验。目前,法国正在实施的高超声速技术发展计划主要有两个,即高超声速技术综合演示与超燃冲压发动机计划和 Promethee 空射型高超声速巡航导弹计划。前者是法国宇航公司与俄罗斯合作的研究计划,目的是研制一个高超声速技术综合演示器(Edith)和 1 台速度可达  $12Ma$  的煤油/液氢双燃料超燃冲压发动机。Promethee 空射型高超声速巡航导弹是法国国防采购局资助的计划,由法国航空航天研究院和法国宇航-马特拉公司合作实施,目前已经对 Promethee 的 3 个基础推进装置方案进行了评估。

### 4) 日本

日本的高超声速技术发展很快。1993 年,日本航空宇宙研究所建成了一座超燃冲压发动机试验台,可进行马赫数为  $4\sim 8$ 、流量为  $40\text{kg/s}$  的工程性试验。1994~1998 年共进行了 150 次大型氢燃料的工程性试验,掌握了点火、推力测量、燃料调节、发动机冷却等关键技术。日本比较具有代表性的高超声速飞行器技术项目是 H-II 轨道飞机,如图 1.11 所示。H-II 轨道飞机是 20 世纪 80 年代研究的航天飞机方案之一,是用 H-II 火箭发射,在普通跑道上水平着陆(跑道长  $3000\text{m}$ )的不载人运货、全自主式航天飞机。

### 5) 印度

2001 年在美国盐湖城举行的全球动力推进大会上,印度设计的新型空天飞机模型首次露面。这种空天飞机称为先进跨大气层吸气式研究飞行器(AVATAR,简称艾瓦塔),如图 1.12 所示。“AVATAR”在梵文中的意思为“复活”,印度以此





图 1.11 日本空天飞机设想图

命名其新式空天飞机寓意为“超级飞机”计划重获新生。该机型体积小于俄罗斯米格-25 战斗机,采用氢作为燃料,可将质量为 500~1000kg 的卫星送入低轨道。从公布的照片看,艾瓦塔空天飞机的设计非常前卫,完全打破了美国航天飞机的框架。尖尖的机头,宽大粗壮的机身,短小的双翼,整个造型非常流畅,真有点“天外来客”的味道。当地有关评论认为,这是国际航天界的一次技术性突破,不仅可使航天飞机在飞行过程中有效减少阻力,而且其宽大的机身将意味着飞机能装载更多的设备、人员和燃料。艾瓦塔空天飞机主要以涡轮冲压喷气发动机为动力,爬升至巡航高度后改用超声速燃烧冲压喷气发动机。待巡航速度达到  $7Ma$  时,利用其火箭发动机加速飞行进入轨道。回收时,其离轨进入大气层后,利用自身动力系统降落。除民用航天任务外,其还可执行高空超声速监听、监视侦察甚至空间作战等军事任务。目前,该计划负责人表示,艾瓦塔空天飞机可在十年内用不到 20 亿美元的经费制造成功,并且时间还可能会缩短。国际社会普遍认为,艾瓦塔空天飞机的问世是印度军事航天技术一次质的飞跃。印度国防研究与发展组织前主管萨拉斯瓦特表示,技术验证机将装备一台冲压式发动机,发动机由大气中的氧气与携带的液态氢混合燃烧,产生巨大推力,实现超声速飞行。他指出,高超声速飞机的速

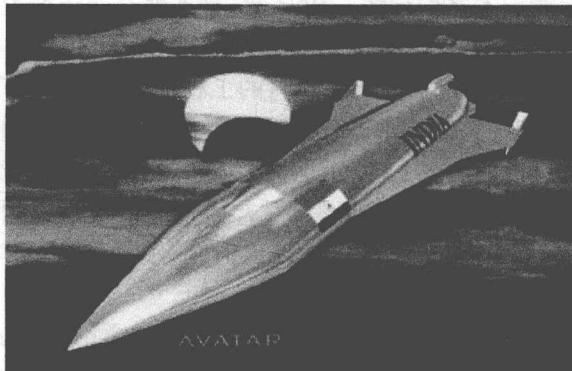


图 1.12 艾瓦塔空天飞机