高超声速飞行器预测控制方法

王 鹏　汤国建　程仙垒　著

科学出版社

高超声速飞行器预测控制方法

王　鹏　汤国建　程仙垒　著

科学出版社
北京

内 容 简 介

本书主要内容包括高超声速飞行器及其控制方法概述，高超声速飞行器的运动模型和动力学特性分析，预测控制方法的基本原理、设计过程和参数影响分析，高超声速飞行器分层预测控制方法的设计步骤与仿真分析。本书内容系统规范，注重理论方法的实用化。

本书可供从事飞行器制导与控制、预测控制应用研究的科研人员和工程技术人员阅读，也可作为控制理论与控制工程、飞行器动力学与控制等专业研究生及高年级本科生的参考用书。

图书在版编目（CIP）数据

高超声速飞行器预测控制方法 / 王鹏，汤国建，程仙垒著. —北京：科学出版社，2019.5

ISBN 978-7-03-061098-0

Ⅰ. ①高… Ⅱ. ①王… ②汤… ③程… Ⅲ. ①高超音速飞行器-预测控制-研究 Ⅳ. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2019）第 079234 号

责任编辑：张海娜 乔丽维 / 责任校对：何艳萍

责任印制：师艳茹 / 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

河北鹏润印刷有限公司 印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2019 年 5 月第 一 版 开本：720 × 1000 1/16

2019 年 5 月第一次印刷 印张：10 1/2

字数：210 000

定价：98.00 元

(如有印装质量问题，我社负责调换)

前　言

随着人类对未知空间探索的不断深入，在航空技术与航天技术研究取得突飞猛进之后，临近空间与临近空间飞行器成为近年来又一新的研究热点。临近空间(near space)又称近空间或近太空，一般是指距地面 20～100km 的空域，是介于传统航空与航天之间的特殊空域。临近空间飞行器(near space vehicle)是指主要工作于临近空间，并利用临近空间独有的空间资源执行一定任务的一类飞行器，主要包括临近空间飞艇、高空无人机、航空航天飞机、高超声速飞行器等。

高超声速飞行器(hypersonic vehicle)一般是指飞行马赫数大于 5 的临近空间飞行器，按其动力装置的不同，大致可分为高超声速滑翔飞行器和高超声速巡航飞行器两大类。高超声速飞行器具有快速响应、高机动性、大航程、高效摧毁和突防能力强等突出优点，受到各国的普遍关注。大力发展高超声速飞行器技术，无论在军用还是民用上都具有重要意义。但高超声速飞行器具有较大的飞行马赫数，飞行过程中面临严酷的力、热环境，使其技术发展面临诸多难题，如气动技术、耐高温防隔热材料技术、总体技术、推进技术、制导控制技术等。

目前，对于高超声速飞行器控制方法的研究属于国际前沿热点，国内外均有大量学者和科研机构开展这方面的研究。高超声速飞行器由于飞行速度高、动态特性显著，其运动模型具有快时变、强耦合、强非线性和强不确定性的特点，故其飞行控制面临极大挑战。传统增益预置的线性控制方法不仅难以取得满意的控制效果，还会引起分段过多、控制器频繁切换的问题。近年来，先进控制方法发展迅猛，在提高多变量非线性系统的快速性、鲁棒性及控制精度等控制性能方面体现出明显优势。因此，先进控制方法在高超声速飞行器控制系统设计中得到广泛应用，取得了良好的控制效果。目前，研究较多的先进控制方法包括动态逆控制、滑模变结构控制、预测控制、鲁棒控制、自适应控制、自抗扰控制等。

本书以高超声速飞行器为研究对象，分析其面临的控制理论难题，主要讨论预测控制的基本原理，介绍基于预测控制设计高超声速飞行器控制器的方法和步骤，总结预测控制方法的优势和应用技巧，相关成果可为高等院校和科研院所等单位的相关技术人员提供参考。全书共 8 章。第 1 章介绍高超声速飞行器及其面临的控制难题，梳理几种典型控制方法的研究概况，特别是对预测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 章介绍高超声速飞行器动态特性

分析方法和结果，为后续控制器设计奠定基础；第 5 章给出基于非线性最优预测控制方法设计高超声速飞行器控制系统的方法和步骤，并通过定点仿真算例分析控制方法的适用性；第 6 章针对高超声速飞行器不同飞行轨迹的特点，开展沿飞行弹道的控制系统设计和仿真验证；第 7 章在考虑各种参数拉偏情形下进行控制方法的仿真验证；第 8 章基于预测控制在高超声速飞行器上的应用研究结果，对预测控制方法的特点进行总结。

本书是作者在预测控制和高超声速飞行器控制领域初步的研究结果，由于作者水平有限，书中难免存在不足之处，敬请广大读者批评指正。

作　者

2019 年 2 月于长沙

主要符号说明

φ	俯仰角
ψ	偏航角
γ	滚动角
θ	弹道倾角
σ	航迹偏航角
α	攻角
β	侧滑角
γ_V	倾侧角
v	飞行器相对于地面的速度大小
F_e	离心惯性力
F_k	哥氏惯性力
M_k'	附加哥氏力矩
ω_h	半速度坐标系相对于地面坐标系的转动角速度
J	转动惯量
ω	飞行器相对于地面坐标系的转动角速度
ω_T	飞行器相对于惯性系的转动角速度
M	作用在飞行器上的气动力矩
q	动压
S_t	飞行器参考面积
l_t	飞行器参考长度
m	飞行器的质量
x, y, z	地面系下的位置坐标
r_1	地心距
h	飞行器距离地面高度
ϕ	地心纬度
ω_e	地球自转角速度
D, L, N	速度系下的阻力、升力和侧力
C_D, C_L, C_N	阻力系数、升力系数和侧力系数

M_{xb}, M_{yb}, M_{zb}	滚动力矩、偏航力矩和俯仰力矩
m_x, m_y, m_z	滚动力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数
$\delta_e, \delta_a, \delta_r$	左升降舵偏角、右升降舵偏角、方向舵偏角
$\delta_\varphi, \delta_\psi, \delta_\gamma$	俯仰舵偏角、偏航舵偏角、滚动舵偏角
η	燃油当量比

目　录

前言
主要符号说明
第 1 章　绪论 …… 1
1.1　高超声速飞行器概述 …… 1
1.1.1　发展历程 …… 1
1.1.2　国内外研究现状 …… 2
1.2　高超声速飞行器控制概述 …… 10
1.2.1　面临的难点问题 …… 10
1.2.2　控制方法概述 …… 11
1.3　预测控制方法 …… 16
1.4　本书章节安排 …… 19
第 2 章　理论基础 …… 21
2.1　控制系统描述 …… 21
2.1.1　微分方程描述 …… 21
2.1.2　状态空间描述 …… 23
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　Lyapunov 意义下的稳定性定义 …… 30
2.2.3　Lyapunov 方法 …… 32
2.2.4　线性系统的稳定性 …… 33
2.3　非线性最优预测控制方法基础 …… 37
2.3.1　预测控制方法基本原理 …… 37
2.3.2　微分几何基础 …… 39
2.4　本章小结 …… 41
第 3 章　面向控制的飞行器刚体建模 …… 42
3.1　坐标系统 …… 42
3.1.1　常用坐标系 …… 42
3.1.2　坐标系之间的转换关系 …… 44

3.2　飞行器六自由度运动模型 …… 48
3.2.1　动力学模型 …… 48
3.2.2　运动学模型 …… 56
3.2.3　六自由度模型 …… 56
3.3　面向控制的飞行器刚体模型 …… 59
3.4　本章小结 …… 61
第 4 章　飞行器动力学特性分析 …… 62
4.1　气动数据模型 …… 62
4.2　升阻比和推力特性分析 …… 64
4.3　静稳定性分析 …… 66
4.3.1　纵向静稳定性分析 …… 66
4.3.2　侧向静稳定性分析 …… 67
4.4　本章小结 …… 69
第 5 章　基于非线性最优预测控制方法的控制系统设计 …… 70
5.1　非线性最优预测控制方法原理 …… 70
5.1.1　解析形式的非线性最优预测控制律 …… 70
5.1.2　非线性预测控制律的反馈校正 …… 72
5.1.3　非线性预测控制方法的稳定性证明 …… 73
5.1.4　控制系统结构剖析 …… 74
5.2　定点仿真算例 …… 75
5.2.1　面向控制的模型处理 …… 75
5.2.2　非线性最优预测控制律计算 …… 76
5.2.3　控制系统仿真分析 …… 78
5.3　本章小结 …… 92
第 6 章　高超声速飞行器沿弹道控制系统设计 …… 93
6.1　分层预测控制方法原理 …… 93
6.1.1　姿态运动模型分层处理 …… 93
6.1.2　姿态控制器分层设计 …… 93
6.2　分层预测控制律设计步骤 …… 94
6.2.1　面向控制的模型处理 …… 94
6.2.2　内层非线性预测控制器设计 …… 94
6.2.3　外层非线性预测控制器设计 …… 95
6.2.4　指令反演算法 …… 95
6.3　沿弹道飞行控制系统设计 …… 95
6.3.1　轨迹跟踪制导律设计 …… 95

6.3.2　控制系统结构剖析 …… 97
6.4　沿弹道飞行控制系统仿真 …… 98
6.4.1　爬升段控制系统仿真 …… 99
6.4.2　巡航段控制系统仿真 …… 103
6.4.3　俯冲段控制系统仿真 …… 118
6.5　本章小结 …… 122
第 7 章　高超声速飞行器全弹道控制系统仿真 …… 123
7.1　测试弹道 …… 123
7.1.1　标称弹道 …… 123
7.1.2　拉偏弹道 …… 127
7.2　标称弹道控制系统仿真 …… 128
7.3　拉偏弹道控制系统仿真 …… 131
7.3.1　拉偏情形一 …… 131
7.3.2　拉偏情形二 …… 135
7.4　本章小结 …… 138
第 8 章　总结与展望 …… 139
8.1　总结 …… 139
8.2　展望 …… 141
参考文献 …… 142
附录 …… 150
致谢 …… 158

第1章 绪 论

本书的高超声速飞行器主要指高超声速巡航飞行器，该类飞行器通常以吸气式超燃冲压发动机或组合发动机为动力装置，能够以5马赫以上的速度在近空间巡航飞行，具有响应速度快、机动性能好、突防能力强等突出优点，多年来一直是国际科技前沿研究热点。但由于该类飞行器的运动具有快时变、强耦合、强非线性和强不确定性的特点，使其发展面临诸多技术难题，如气动/结构一体化设计技术、超燃冲压发动机技术、耐高温防隔热材料技术、先进制导控制技术等。近年来，随着技术的不断进步，高超声速飞行器的发展已进入飞行演示验证阶段，典型代表主要有美国的X-43A、X-51A和俄罗斯的“冷”“针”等高超声速试验飞行器[1]。

1.1 高超声速飞行器概述

1.1.1 发展历程

一般认为，高超声速飞行器的最早研究始于20世纪30年代Sänger构想的助推滑翔式飞行器，Sänger将这种飞行器命名为“银鸟”(Silverbird)[2-7]，如图1.1所示。受德国军事需求的牵引，由Sänger牵头开展了高超声速飞行器技术的长期研究，并于1944年发表了名为“A Rocket Drive for Long Range Bombers”的长篇报告，系统阐述了这种远程高超声速飞行器的飞行原理、推进系统、几何外形、任务剖面、导航方案、发射方式和作战模式等。此外，我国著名空气动力学专家钱学森也是高超声速飞行器概念研究先驱之一。1945年，钱学森在《论高超声速相似律》一文中，首次使用“Hypersonic”来表示5马赫以上的飞行速度，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称为“钱学森弹道”。

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

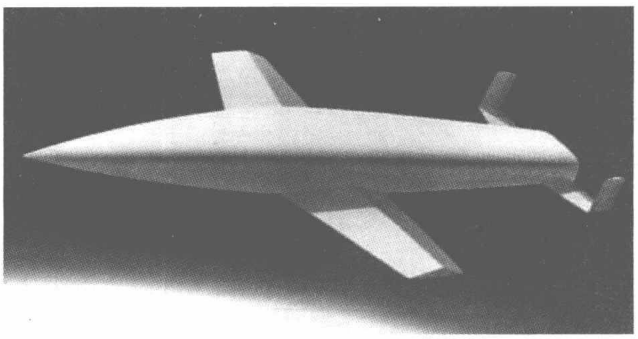


图 1.1　“银鸟”飞行器

技术研究工作。苏联在 20 世纪四五十年代对“银鸟”飞行器进行了大量的风洞试验，积累了丰富的试验数据，并且在 60 年代中期由 Mikyan 设计局设计了自己的滑翔飞行器米格-105[8]。虽然米格-105 最终只研究出原型机，但为苏联/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，苏联/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 Sänger 的“银鸟”飞行器为基础，从 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[1]。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。

1.1.2　国内外研究现状

1. 国外研究现状

1) 美国

X-30[9]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(DAPPA)与美国国家航空航天局(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，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 5 马赫的速度巡航飞行 12000km 以上，完成横跨太平洋的飞行仅需 2h，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 1.2　“Dyna-Soar”航天飞机

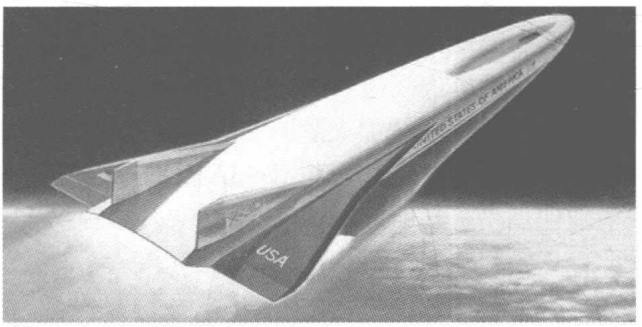


图 1.3　X-30 飞行器想象图

NASP 计划被取消后，美国 NASA 提出高超声速试验(Hyper-X)计划，其中 X-43A[10, 11]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。

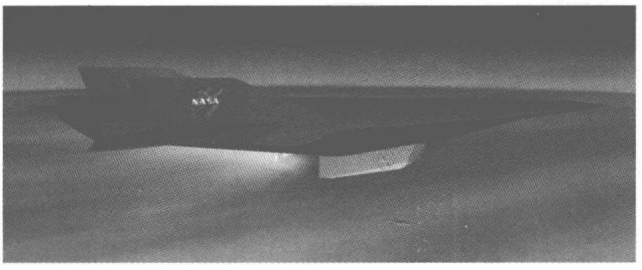


图 1.4　X-43A 飞行器想象图

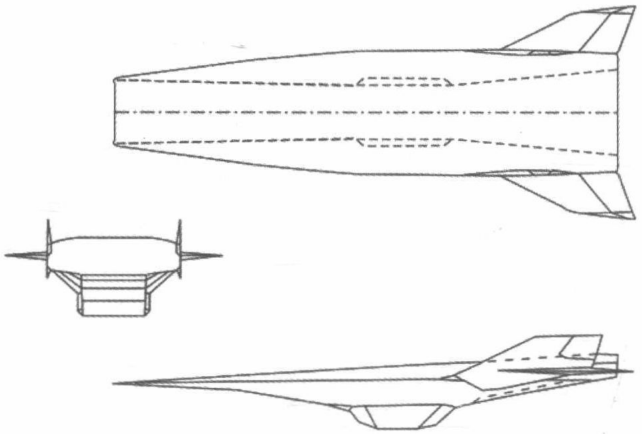


图 1.5　X-43A 飞行器三视图

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 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。

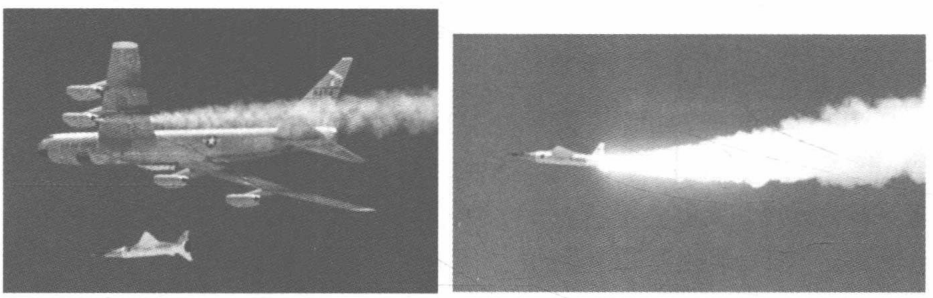


图 1.6　携带 X-43A 的助推火箭与载机 B-52 脱离并点火

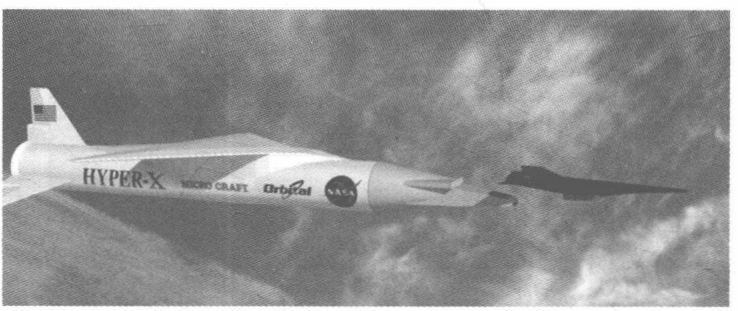


图 1.7　X-43A 与助推火箭分离想象图

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 7 马赫。在第三次飞行试验中，X-43A 实现了 9.8 马赫的高超声速飞行，创造了吸气式发动机飞行器在大气层内的速度纪录。

X-51A 是另一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，机身腹部等特殊部位表面覆盖隔热瓦，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 轰炸机将 X-51A 和助推火箭带飞到 15.2km 高空并投放，助推火箭随即点火并将其加速到 4.5 马赫，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 5 马赫以上，并保持巡航飞行。

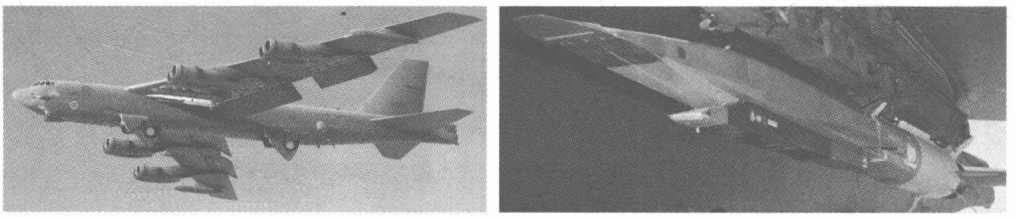


图 1.8 挂载于 B-52 轰炸机上的 X-51A 飞行器

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 5 马赫的速度飞行了大约 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。在技术人员的控制下飞行器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 5 马赫以上，并持续飞行 200s 以上，创造了持续吸气式高超声速飞行的新纪录。

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。20 世纪 90 年代开始先后开展了“冷”计划和“针”计划，发展了多种高超声速试验飞行器。“冷”计划试飞器为轴对称外形(图 1.9)，总质量 595kg，长 4.3m，最大直径 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[12, 13]：

(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) 获得了飞行马赫数为 3.5～6.45 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。

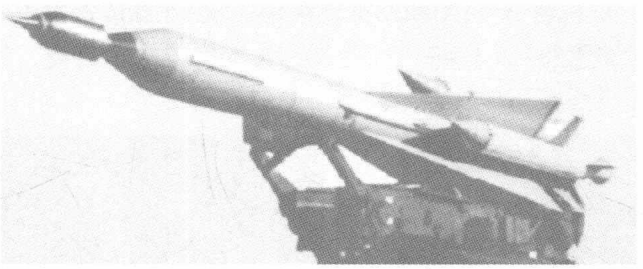


图 1.9　“冷”高超声速试飞器与 SM-5 导弹

“针”试飞器是俄罗斯另一重要的高超声速试验飞行器。该试飞器采用升力体布局(图 1.10)，全长 7.9m，翼展 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[13]，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。

3) 法国

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(PREPHA)计划。PREPHA 计划历时 6 年，最后研制了 Chamois 超燃冲压发动机，并在 6 马赫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 7.5 马赫的地面试验。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。前者是法国国家航空宇航公司与俄罗

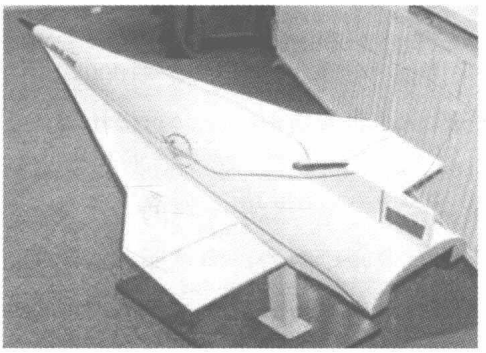


图 1.10　“针”高超声速试飞器模型

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)和一台速度可达 12 马赫的煤油/液氢双燃料超燃冲压发动机。后者是法国国防采购局资助的计划，由法国航空航天研究院(ONERA)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，日本航空宇宙技术研究所建成了一座超燃冲压发动机试验台，可进行马赫数 4～8、流量 40kg/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一个高超声速飞行器技术项目是 H-II 轨道飞机(HOPE)，如图 1.11 所示。H-II 轨道飞机是 20 世纪 80 年代曾研究过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 3000m)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 在梵文之意为“复活”，印度

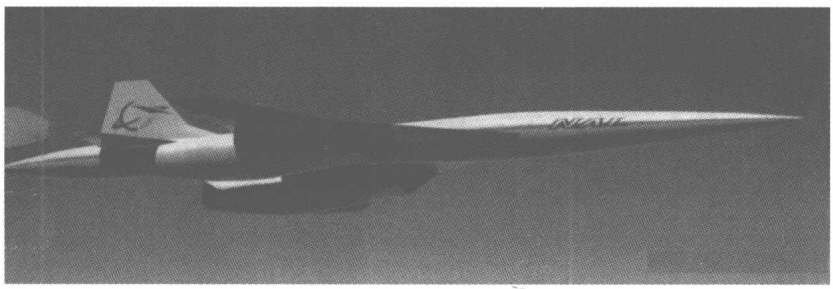


图 1.11　日本空天飞机设想图