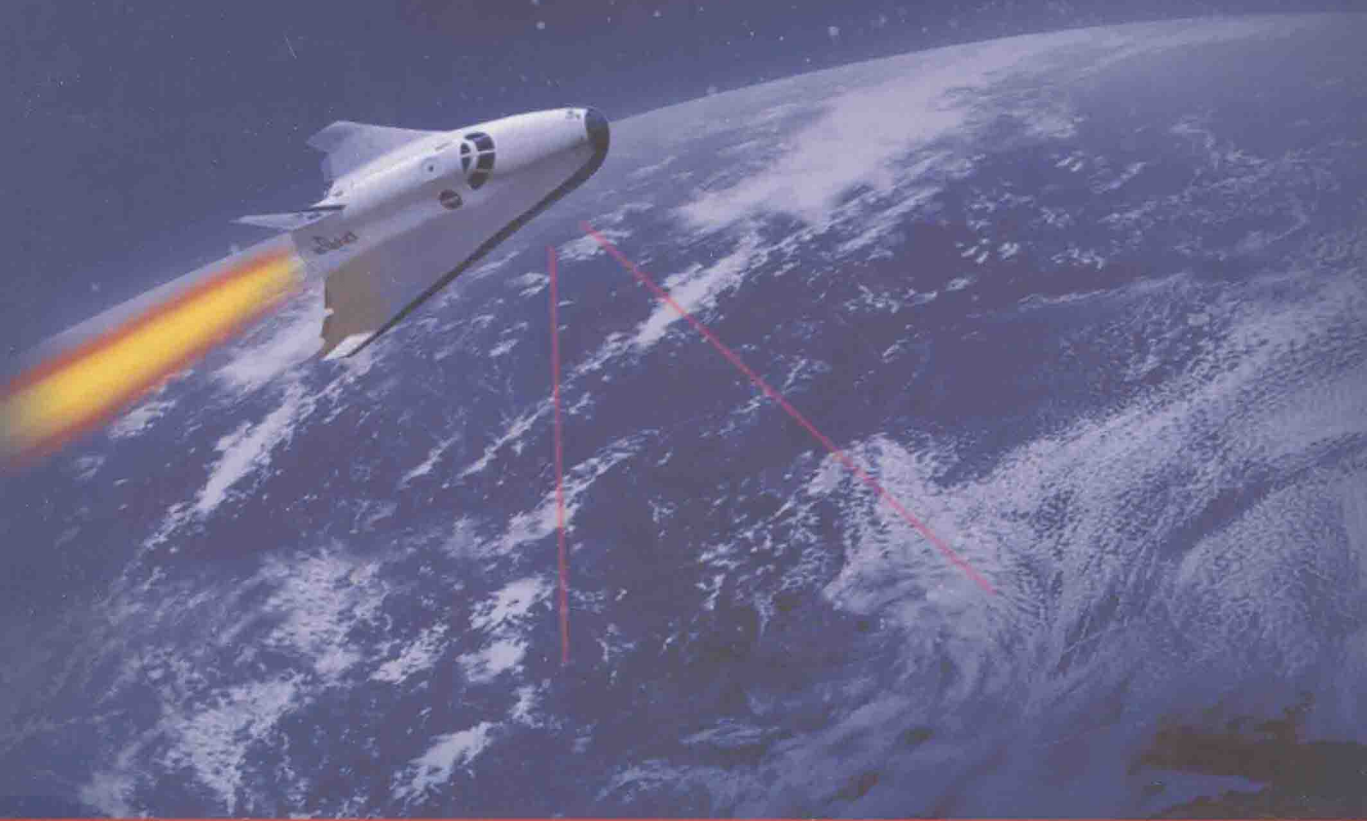




航天科技图书出版基金资助出版

高超声速飞行器 制导与控制技术(上)

李惠峰 编著



中国宇航出版社

航天科技图书出版基金资助出版

高超声速飞行器制导与控制技术 (上)

李惠峰 编著



中国宇航出版社

·北京·

版权所有 侵权必究

图书在版编目 (CIP) 数据

高超声速飞行器制导与控制技术/李惠峰编著. -- 北京: 中国宇航出版社, 2012. 10
ISBN 978-7-5159-0308-8

I. ①高… II. ①李… III. ①高超声速飞行器-飞行控制系统-研究 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2012) 第 239214 号

责任编辑 马航 阎列 责任校对 祝延萍 封面设计 文道思

出版发行 **中国宇航出版社**

社址 北京市阜成路 8 号 邮编 100830
(010)68768548

网址 www.caphbook.com

经销 新华书店

发行部 (010)68871900 (010)88530478(传真)
(010)68768541 (010)68767294(传真)

零售店 读者服务部 北京宇航文苑
(010)68871105 (010)62529336

承印 北京画中画印刷有限公司

版次 2012 年 10 月第 1 版 2012 年 10 月第 1 次印刷

规格 787 × 1092 开本 1/16

印张 41.5 字数 1060 千字

书号 ISBN 978-7-5159-0308-8

定价 288.00 元(上下册)

本书如有印装质量问题, 可与发行部联系调换

航天科技图书出版基金简介

航天科技图书出版基金是由中国航天科技集团公司于2007年设立的，旨在鼓励航天科技人员著书立说，不断积累和传承航天科技知识，为航天事业提供知识储备和技术支持，繁荣航天科技图书出版工作，促进航天事业又好又快地发展。基金资助项目由航天科技图书出版基金评审委员会审定，由中国宇航出版社出版。

申请出版基金资助的项目包括航天基础理论著作，航天工程技术著作，航天科技工具书，航天型号管理经验与管理思想集萃，世界航天各学科前沿技术发展译著以及有代表性的科研生产、经营管理译著，向社会公众普及航天知识、宣传航天文化的优秀读物等。出版基金每年评审1~2次，资助10~20项。

欢迎广大作者积极申请航天科技图书出版基金。可以登录中国宇航出版社网站，点击“出版基金”专栏查询详情并下载基金申请表；也可以通过电话、信函索取申报指南和基金申请表。

网址：<http://www.caphbook.com>

电话：(010) 68767205, 68768904

序

自二十世纪初莱特兄弟实现人类首次空中飞行以来，人们对于飞行速度的追求就没有停止过，从低速到高速，从亚声速到超声速，乃至高超声速，为此开展了一系列的验证试验计划，也取得了十分显著的成果。高超声速飞行器由于其飞行速度在5马赫以上，具有快速响应、机动能力强等特点，可在短时间内对远程目标实施精确打击，已经成为未来军事斗争新的“制高点”，它的出现将改变未来战争的作战模式，对国家安全产生战略性影响。

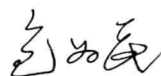
高超声速技术涉及到许多领域和学科，是诸多先进技术的集合。建模、制导与控制是高超声速飞行器研制需突破的关键技术之一。控制建模涉及到多个学科和专业，与气动、动力、结构、环境等密切相关，需要进行系统性的研究和探索；飞行器的惯性耦合、气动耦合、运动学耦合、控制耦合等特征对高超声速飞行器的姿态控制提出了挑战；高超飞行环境的复杂性和不确定性、强控制量约束、力和热引起的非线性路径约束等，要求制导具有较强的鲁棒性和自适应能力。高超声速飞行器的制导与控制面临着巨大的挑战，迫切需要进行系统性地研究和探索。

本书总结了作者和国内外在该领域的研究成果，并加以归纳、系统化，是一本带有总结性的、细而全的书籍。该书从飞行器运动学和动力学方程、高超声速飞行器控制建模（包括几何外形建模、动力模型、飞行环境模型等）、轨迹设计与优化、制导控制设计与评估等方面进行了论述，并针对其中重要的内容还给出了应用实例。

在姿态控制方面，对高超声速飞行器的姿控模型以及相应的典型控制理论和方法进行了论述。姿控模型涉及到多个专业，该书论述不只是限于姿控模型本身，对反映姿控模型由来的气动外形设计、动力设计、飞行环境等也进行分析，内容较为详实和完整，并以美国X系列飞行器为例，结合典型的控制方法，进行了具体的控制设计和分析。

在制导技术方面，对国内外高超声速飞行器特别是以航天飞机为代表的再入飞行器的制导技术进行了论述。阻力加速度跟踪制导理论完善，工程中已有应用；预测校正制导比较新颖，理论上能够实现在线制导，对不确定性具有较好适应能力，工程中可以借鉴。该书从理论优化和工程设计两个方面，对高超声速飞行器轨迹优化和制导律的设计进行了积极的探索。

该书内容全面，具有参考价值，为从事高超声速飞行器总体设计、制导与控制系统设计等科研人员和工程技术人员提供参考。



2012年6月28日

前 言

高超声速飞行器普遍兼有航天器与航空器的优点，融合了人类诸多航空航天的前沿技术，是未来飞行器的一个重要发展方向。本书讨论的高超声速飞行器泛指飞行速度大于5马赫的飞行器，包括再入飞行器、载人飞船、可重复使用运载器以及吸气式高超声速飞行器等。

本书内容初步涵盖了高超声速飞行器概念与设计全周期的制导与控制技术，它既可以应用于飞行器的概念设计/初步设计，也可以应用于飞行器的详细设计。包括飞行器运动模型、飞行器模型的生成方法、飞行器飞行环境模型——大气模型与地球模型、飞行器轨迹设计与优化、制导律设计、控制律设计以及制导与控制方法的评估。

本书不仅包含了作者十多年来在飞行器制导与控制技术领域的部分研究成果，同时，对国内外同行的重要研究成果，尽可能全面地进行了梳理。例如书中提供了基于不同坐标系所建立的飞行器数学模型及简化模型；还详细地介绍了用于轨迹设计与制导方法设计的飞行器模型和用于控制方法研究的飞行器模型；列举了目前主流的轨迹优化方法、制导律设计方法、控制方法，并对这些方法进行了较为详细的介绍，同时对其中重要的方法，还给出了应用实例。本书还深入剖析了美国国家航空航天局（NASA）X-33和CEV两类飞行器的制导与控制方法的评估过程。因此，本书对于高超声速飞行器的制导与控制技术研究，是一本带有总结性的、细而全的手册式书籍。我们希望通过这本书，给业界人士提供一个较好的交流平台，相信会对初步涉及该领域的科研人员有较好的帮助。书中使用了大量符号，实验室的研究成果部分采用了统一的符号；翻译整理的内容尊重原文的符号系统，以便于读者对照参阅。因此，书中未提供全书统一的符号表，而是分散在各章中单独定义。

除作者外，李昭莹和张蕊讲师，张冉、肖进、林平、廖宇新、史丽楠和余光学等博士研究生参与了本书的资料搜集、讨论及文字工作。葛亚杰、王之和张立家硕士研究生完成了大量图表的绘制与公式的修订工作。

本书在编写过程中得到了黄瑞松院士和包为民院士的大力支持与帮助，吴宏鑫院士、黄琳院士、陈宗基教授和任章教授也在百忙之中审阅了此书。冯志高、李俊、陈新民、闵昌万、潘红九、黄万伟、黄兴李、王毓栋等航天部门的专家朋友为本书提出了很多宝贵意见。另外，本书的出版得到了航天科技图书出版基金的资助，在此一并表示感谢。本书在编写过程中参考了《最优控制理论与系统》、《应用非线性控制》和《飞船导弹制导控制系

统随机鲁棒分析与设计》等书中部分内容，对这些作者表示衷心的感谢。对书中引用的参考文献作者表示感谢。此外，本书介绍的部分研究工作得到了国家自然科学基金项目《近空间高速飞行器自适应多模型姿态控制研究》（批准号：61174221）和空间物理重点实验室项目的资助。

希望本书能成为从事这一领域的工程师、研究人员和研究生的参考书，并对我国的高超声速飞行器的研究工作起到推动作用。由于作者水平有限、书中的缺点和不足之处在所难免，欢迎读者批评指正。请将宝贵意见发送至作者邮箱 Lihweifeng@buaa.edu.cn，以期再版时加以改进，在此提前向大家表示感谢。

李惠峰

2012年4月29日于北京

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 高超声速飞行器	1
1.1.1 再入飞行器	1
1.1.2 载人飞船	7
1.1.3 可重复使用运载器及相关技术验证机	11
1.1.4 吸气式高超声速飞行器	22
1.2 高超声速飞行器概念/初步设计中的制导与控制技术	26
1.2.1 制导与控制技术在高超声速飞行器概念/初步设计阶段的主要任务	27
1.2.2 GNC 在高超声速飞行器概念/初步设计阶段的设计流程	27
1.2.3 控制集成设计环境	29
1.3 高超声速飞行器制导与控制技术面临的挑战	30
1.4 本书的编写特点和内容安排	33
1.4.1 本书的编写特点	33
1.4.2 本书的内容安排	34
参考文献	36
第 2 章 高超声速飞行器运动方程	38
2.1 预备知识	38
2.1.1 矢量与分量列阵	38
2.1.2 坐标变换	39
2.2 坐标系及运动变量定义	44
2.2.1 坐标系定义	44
2.2.2 坐标系的转换	47
2.2.3 欧拉角的定义	51
2.2.4 苏式坐标系与欧美坐标系	52
2.3 高超声速飞行器刚体六自由度运动方程组的建立	53
2.3.1 高超声速飞行器质心运动动力学方程的一般形式	54
2.3.2 飞行器旋转运动的动力学方程	68
2.3.3 高超声速飞行器的运动学方程	70
2.3.4 其他补充方程	73

2.4	运动方程组的简化	76
2.4.1	基于制导系统设计的模型简化	77
2.4.2	基于控制系统设计的模型简化	82
2.5	弹性体高超声速飞行器运动方程组的建立	84
2.5.1	非惯性耦合弹性体运动方程	84
2.5.2	惯性耦合弹性体运动方程	92
2.5.3	纵向平面耦合动力学方程推导	100
参考文献		102
第3章 高超声速飞行器建模		103
3.1	高超声速飞行器建模技术综述	103
3.1.1	飞行器参数化几何外形建模方法	103
3.1.2	高超声速气动力工程预测方法	104
3.1.3	高超声速气动热工程预测方法	105
3.1.4	超燃冲压发动机建模方法	106
3.2	飞行器参数化几何外形建模	106
3.2.1	相关坐标系	107
3.2.2	机体几何外形建模	107
3.2.3	发动机罩设计	109
3.2.4	机翼及气动控制舵面设计	109
3.2.5	参数化几何外形建模结果	112
3.2.6	飞行器网格生成	117
3.2.7	与基于CAD方法的比较	118
3.3	高超声速气动力的工程预测	120
3.3.1	计算面元及撞击角	120
3.3.2	压力系数计算	123
3.3.3	高超声速无粘流气动力计算	130
3.3.4	摩擦阻力计算	132
3.3.5	基于CFD的气动模型修正	135
3.4	高超声速气动热的工程预测	140
3.4.1	高温空气物性	141
3.4.2	边界层外缘气流参数计算	143
3.4.3	参考温度法	145
3.4.4	气动加热与热辐射	147
3.4.5	热流密度计算	149
3.5	超燃冲压发动机建模	151
3.5.1	冲压发动机概述	151

3.5.2 冲压发动机原理及性能指标	152
3.5.3 超燃冲压发动机推力产生机理	157
3.5.4 超燃冲压发动机各段流场的理论计算方法	163
3.6 计算实例	174
3.6.1 翼身组合体	174
3.6.2 乘波体	181
参考文献	190
第4章 大气与地球模型	196
4.1 大气模型	196
4.1.1 大气模型发展简介	196
4.1.2 常用大气模型介绍	199
4.1.3 典型大气模型	208
4.1.4 密度扰动模型	220
4.1.5 风场扰动模型	226
4.2 地球模型	234
4.2.1 地球引力	234
4.2.2 圆球形模型	236
4.2.3 旋转对称模型	236
4.2.4 Clairaut 椭球模型	237
参考文献	241
第5章 高超声速飞行器轨迹优化	242
5.1 高超声速飞行器轨迹优化概述	242
5.2 高超声速飞行器制导模型	246
5.2.1 通用航空器	246
5.2.2 机动再入飞行器	250
5.2.3 X-33 升力体飞行器	252
5.2.4 航天飞机	254
5.2.5 阿波罗	257
5.2.6 乘员探索飞行器	258
5.2.7 通用乘波体飞行器	259
5.2.8 运载器	261
5.3 轨迹优化的数值方法	265
5.3.1 间接法	265
5.3.2 直接法	268
5.3.3 其他方法	281
5.4 数值优化方法	283

5.4.1	非线性规划问题求解方法	283
5.4.2	智能优化方法	289
5.5	高超声速飞行器轨迹优化实例	297
5.5.1	基于间接法的 AHV 上升段轨迹优化	297
5.5.2	基于伪谱法的再入最大航程轨迹优化	306
参考文献		312
第 6 章 高超声速飞行器制导律设计		319
6.1	高超声速飞行器制导方法概述	319
6.1.1	制导律发展综述	319
6.1.2	制导律设计的关键点	324
6.1.3	制导律实际运行经验	329
6.2	基于阻力加速度的标称轨迹制导	333
6.2.1	航天飞机制导	333
6.2.2	衍生的阻力加速度制导	347
6.2.3	基于反馈线性化的标称轨迹跟踪律	355
6.3	预测校正制导	364
6.3.1	预测校正制导基本原理	364
6.3.2	轨迹预测模型	365
6.3.3	校正策略	373
6.3.4	侧向制导律	375
6.4	混合制导	381
6.4.1	阿波罗飞船再入制导	381
6.4.2	PredGuid 再入制导律	392
6.4.3	NPC 再入制导律	398
参考文献		404
第 7 章 高超声速飞行器控制律设计		409
7.1	高超声速飞行器控制律研究综述	409
7.1.1	高超声速飞行器控制模型	409
7.1.2	吸气式高超声速飞行器巡航控制	410
7.1.3	无动力高超声速飞行器再入控制	412
7.2	高超声速飞行器控制模型	414
7.2.1	锥体加速器模型	414
7.2.2	机身/推进/结构耦合乘波体模型	423
7.3	典型控制方法	429
7.3.1	LQR 控制	429
7.3.2	滑模控制	435

7.3.3 自适应控制	441
7.3.4 反馈线性化控制	450
7.3.5 神经网络控制	456
7.3.6 鲁棒控制	460
7.3.7 轨迹线性化控制	462
7.4 吸气式高超声速飞行器巡航段控制实例	465
7.4.1 X-43A 巡航控制	465
7.4.2 锥体加速器巡航控制	468
7.4.3 考虑弹性的乘波体巡航控制	483
7.5 高超声速飞行器再入段控制实例	518
7.5.1 HORUS 再入控制	518
7.5.2 X-33 再入控制	536
7.5.3 X-38 再入控制	553
参考文献	581
第 8 章 高超声速飞行器制导与控制系统评估	588
8.1 美国国家航空航天局制导律评估项目分析	588
8.1.1 AG&C 制导律评估项目	588
8.1.2 CEV 制导律评估工作项目	600
8.2 高超声速飞行器飞行任务设计	611
8.2.1 飞行器任务设计需求	612
8.2.2 高超声速飞行器运行边界	613
8.2.3 再入飞行攻角设计	620
8.3 蒙特卡洛评估方法在制导与控制系统评估中的应用	621
8.3.1 蒙特卡洛评估方法	622
8.3.2 辨识重要不确定参数	624
8.4 航空航天飞行器仿真评估工程软件	627
8.4.1 美国国家航空航天局相关软件平台分析	628
8.4.2 软件需求分析	635
8.4.3 ASSES 软件关键技术	637
8.4.4 ASSES 软件介绍	642
参考文献	647

第 1 章 绪 论

飞行器的制导与控制是一门现代科学技术，其任务是，在给定具体飞行器后，按飞行器总体设计的性能要求，充分考虑各专业间的相互约束条件，设计相应的控制器，以控制该飞行器满足设计要求。高超声速飞行器普遍兼有航天器与航空器的优点，融合了人类诸多航空航天的前沿技术，是未来飞行器的一个重要发展方向。本书所讨论的高超声速飞行器泛指飞行马赫数大于 5 的飞行器，这不仅包括以吸气式发动机为动力的飞行器，还包括无动力或采用其他推进方式的再入飞行器、载人飞船和可重复使用运载器等。

研制高超声速飞行器给制导与控制技术提出了新的挑战，需要设计人员在全面掌握飞行器特点（如飞行器总体设计、飞行包线以及控制模式等）的基础上，应用先进的控制理论，设计出性能优越的制导与控制系统，以满足实际工程的需求。

本章内容安排如下：1.1 节从飞行器总体设计角度介绍 4 类有代表性的高超声速飞行器，对制导与控制技术的应用对象建立初步认识；1.2 节阐述制导与控制技术在高超声速飞行器概念/初步设计中的作用；1.3 节指出高超声速飞行器制导与控制技术面临的挑战；1.4 节介绍本书的编写特点和内容安排。

1.1 高超声速飞行器

高超声速飞行器一般是指飞行马赫数大于 5 的飞行器，它对国防和民用都具有非常重要的意义。在军事上，它具有高超声速、高机动性、大航程的特点，是应对未来近太空作战、突破导弹防御系统、实现快速全球精确打击的重要武器装备；在民用方面，它能够低成本地实现可重复的跨大气层飞行和天地往返，是航天运输系统的一个重要组成部分。20 世纪 50~60 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，标志着人类开始进入高超声速的时代^[1]。自此以后，美国、苏联/俄罗斯、英国以及日本等国家开展了一系列与高超声速飞行器研制相关的计划，设计并制造了种类繁多的高超声速飞行器。本节将选取其中有代表性的飞行器，将它们分为再入飞行器、载人飞船、可重复使用运载器以及吸气式高超声速飞行器 4 大类，介绍它们的发展历程和总体设计思路。

1.1.1 再入飞行器^[1-3]

再入飞行器主要是指弹道导弹的有效载荷——弹头。再入飞行器的发展始于对高超声速再入气动防热问题的研究，在解决了这个制约飞行器生存的问题之后，随之产生了需要从威力、命中精度和突防能力等方面提高有效载荷打击能力的问题，进而出现了机动再入

飞行器。随着高超声速技术的不断进步,具有更强机动能力的通用航空飞行器(Common Aero Vehicle, CAV)相继问世。本节以美国一系列再入飞行器的发展为线索,介绍该类型高超声速飞行器的特点、总体设计、相关制导与控制技术以及飞行器发展方向。

(1) 第1代再入飞行器

20世纪50年代早期,由于对高超声速空气动力学缺乏足够的研究,有效载荷的大气层再入技术仍是洲际弹道导弹(Inter-Continental Ballistic Missile, ICBM)研制中最困难的问题之一,而气动加热问题又是有效载荷再入过程中最严峻的问题。1954年,在高超声速技术各个方面研究都非常不完善的条件下,美国研制了使用铜作为防热层(热沉式防热)的再入飞行器MK2。为了将热流率控制在一个合理的范围内, MK2的头锥半径非常大,这种布局设计可以提高再入时的阻力加速度,以使飞行器在进入高热流与动压区之前将飞行速度降到合理范围内。第1代再入飞行器普遍具有比较小的弹道系数 β , $\beta=W/(C_D A)$,其中 W 为飞行器质量, C_D 为飞行器的阻力系数, A 为飞行器底部特征面积。

(2) 第2代再入飞行器

第2代再入飞行器的热防护层普遍采用新的高温升华型烧蚀材料——聚四氟乙烯(Teflon[®])等,通过热防护层材料的改进,再入飞行器质量至少可以减小1/3。1958年,美国在Able-0计划下,第1个使用烧蚀型防热技术的再入飞行器飞行了8 000 km,试验取得成功,该再入飞行器由Avco公司制造。随后,美国空军第2个Thor/Able再入测试飞行器安装了GE制造的烧蚀型头锥,完成了11 000 km的飞行测试工作。尽管该头锥没有成功回收,但两次飞行试验证明了烧蚀型热防护技术能够完成包括再入段在内的弹道导弹全程正常工作。1959年4月9号, Thor/Able再入测试飞行器的头锥被成功回收(图1-1)。从图1-1中可以看出,经过长时间的气动烧蚀,整个再入飞行器仍具有较好的结构完整性,说明烧蚀型热防护层能够有效地保护有效载荷,使其安全再入大气层。

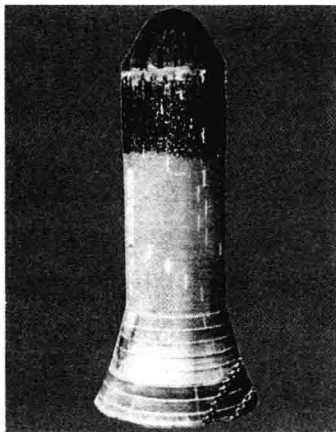


图1-1 美国空军第1个回收的再入飞行器

(3) 第3代再入飞行器

当再入飞行器的生存问题解决后,飞行器的研制重心转移到如何提高再入飞行器的突

防能力。为了提高突防能力，首先应该减小飞行器的目标特性，使得敌方对再入飞行器没有足够的反应时间。再入飞行器再入过程中的雷达散射截面积，主要由钝头锥造成，为了减小散射面积，再入飞行器采用细长圆锥构型。这种气动布局具有更小的阻力，使得飞行速度更高并且减小了落点散布。但与此同时，细长锥构型也给热防护带来了不小的麻烦，需要研发新的热防护技术。再入飞行器 MK12/MK12A 的热防护技术便应运而生，它的端头由三维的 C/C 改进尖头组成，该设计可以显著提高弹头环境适应性及其打击精度（图 1-2）。

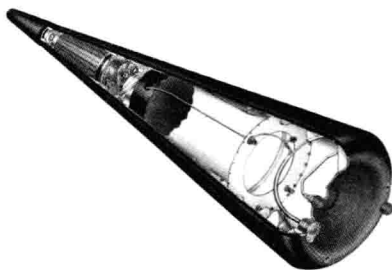


图 1-2 MK12 再入飞行器结构示意图

第 3 代再入飞行器除热防护技术外，与机动再入相关的技术也经历了从无到有，从低级到高级的发展过程，它与反弹道导弹拦截器之间的矛与盾的斗争成为其技术进步的内在动力。因为拦截器具有一定的机动能力，因此，机动再入飞行器必须具备大角速率的转弯能力，才能避免被拦截器拦截。转弯能力普遍采用侧向过载与法向过载来衡量，一般来讲，机动再入飞行器需要产生 10~20 倍的重力加速度，才能成功躲避如美制斯普林特导弹（U. S. SPRINT）的拦截。机动过程中产生的过载对再入飞行器的结构、控制系统以及内部载荷都会产生影响，因而，需要采用新的方法设计飞行器。与此同时，还要提高再入飞行器在拦截器造成的核爆环境中的生存能力。如图 1-3 所示，图中左边子图为没有机动能力的再入飞行器的末端飞行弹道，图中右边子图为具有末端机动能力的飞行器弹道，这种机动弹道明显增强了再入飞行器的打击能力。

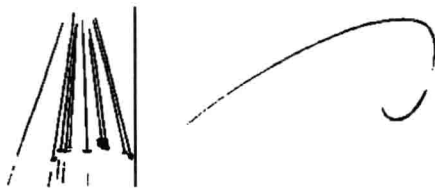


图 1-3 再入飞行器末端无机动与有机动弹道

机动再入飞行器不仅可以通过机动来躲避拦截器，与第 2 代再入飞行器相比，它具有更高的打击精度与覆盖区，能够以要求的终端条件（如指定角度、指定速度）对地下深埋目标进行打击。在机动再入飞行器总体设计中，首先面临的技术问题是选择何种执行机构（气动舵面、反作用喷管），美国空军的机动弹道再入飞行器计划（Maneuvering Ballistic

RV, MBRV) 正是为了解决这个问题而提出的。在 20 世纪 60 年代后期, 美国空军制造了 4 个机动弹道再入飞行器, 在范登堡空军基地, 利用大力神火箭作为运载器进行了一系列飞行试验, 验证了气动控制的可行性以及在实际设计中简化的方法。

助推/滑翔再入飞行器 (Boost-Glide RV, BGRV) 的试验飞行是机动再入飞行器发展史上的里程碑, 这类再入飞行器具有细长双锥体的高升阻比气动布局 ($L/D \approx 3.5$), 采用稳定裙控制装置, 通过高空水平滑翔来获得较大的覆盖能力、更长时间的大气飞行需要与以往再入飞行器不同的热防护系统。比如平截头体上采用辐射平衡类型的热防护系统, 端头采用发汗式冷却技术进行热防护。

经过一段时间的研究发现, 对于通过倾斜转弯 (Bank To Turn, BTT) 方式进行制导控制的再入飞行器, 体襟翼 (body flap) 能够提供足够的姿态稳定与机动能力。为了验证这种体翼式布局的有效性, 在气动控制试验 (Aerodynamic Control Experiment, ACE) 计划下进行了一系列飞行试验。考虑到夸贾林靶场的良好试验设备条件, 这些试验的落区均选在了该靶场附近。通过对试验获得的气动数据进行对比分析, 证明这类气动布局可以获得很高的机动过载。1976 年, 基于之前的体襟翼设计思路以及相应的技术积累, 先进机动再入飞行器 (Advanced MaRV, AMaRV) 的原型飞行器开始研制, 并在 1981 年成功完成了 3 次试验飞行。如图 1-4 所示, 该飞行器具有双锥布局, 迎风面进行了平切并安装一对体襟翼, 通过体襟翼完成 BTT 控制。试验结果证明了该飞行器布局设计思路的可行性, 并且很多性能指标大大超出预期。

冷战结束后, 再入飞行器的研制转为设计更为通用的再入飞行器, 提出了使用弹道导弹运送侵彻炸弹的任务需求, 要求飞行器具有一定的轨迹控制能力, 以满足侵彻炸弹对末端精度与条件的严格约束。除此之外, 更加关注弹道导弹对全球的覆盖, 这就需要升阻比更高的机动再入飞行器, 为此, 美国实施了高性能机动再入飞行器 (High Performance MaRV, HP-MaRV) 的研制计划, 许多先进的气动布局被提出, 且很多布局设计都进行了风洞试验, 如图 1-5 所示, 为洛克希德·马丁公司设计的先进布局再入飞行器。在这个计划中, 如跳跃轨迹、以最大升阻比进行长周期振荡滑翔轨迹以及常值高度滑翔轨迹等先进的再入轨迹设计思路得到了深入研究。



图 1-4 AMaRV 再入飞行器

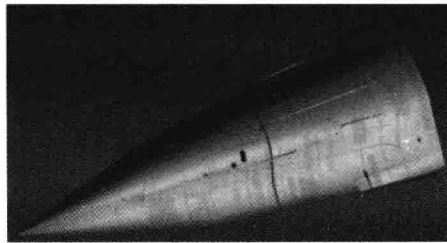


图 1-5 洛克希德·马丁公司的 HP-MaRV 再入飞行器

(4) 通用航空飞行器

通用航空飞行器这种高超声速武器概念的出现是机动弹头技术发展与军用航天飞机 (Military Spaceplane, MSP) 系统需求相结合的结果, 其基本设计思想是: 飞行器配置通

用的导航制导与控制系统、具有通用的气动热防护壳体、能够运送多种弹药以及整体侵彻弹头，并且可以用作情报、监视与侦察平台。CAV 中的 Aero 实际上应该为 aerothermodynamic shell，是气动热防护外壳的缩写。早期较适合成为 CAV 的飞行器主要包括波音的 AMaRV 机动再入飞行器、洛克希德·马丁公司的 HP-MaRV、美国国家航空航天局的 SHARP (Slender Hypersonic Aerothermodynamic Research Probe, SHARP) L1 (图 1-6)。CAV 按照升阻比的不同可以分为两大类：CAV-L 与 CAV-H，AMaRV 属于 CAV-L，该类型飞行器的升阻比范围在 2~2.5，HP-MaRV 与 SHARP 同属于 CAV-H，该类型升阻比一般在 3.5~5 之间。高升阻比能够显著增大再入飞行器的覆盖区，但是，高升阻比一般要求飞行器具有较小的前缘半径，这就给热防护系统性能提出了更高的要求。CAV 在设计上特别强调成本控制，尽量减小 CAV 单价，这就要求其各系统的设计力求简单。

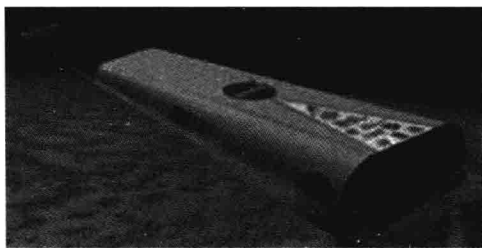


图 1-6 美国国家航空航天局 Ames/Sandia SHARP L1 在轨设想图

与可重复运载器 (Reusable Launch Vehicle, RLV) 的热防护方法不同，CAV 使用烧蚀材料作为热防护系统。在再入过程中，飞行器的外形会发生微小变化，但不会影响飞行控制。为了提高自身的射程覆盖能力，CAV 使用最大升阻比对应的攻角，这也与 RLV 的大攻角再入策略有很大不同。CAV 的气动外形经过严格优化，在 CAV 的任务包线内，可以完全依赖气动控制完成整个再入过程。

(5) 常规快速全球打击武器

随着美国全球打击战略的提出，美国国防部以及国会开始资助相关武器型号的研制计划，以支持该全球战略的实施。美国先前的全球打击武器系统，如洲际弹道，普遍采用核战斗部弹头，如果再继续大力研制该类型武器，显然不适合当今的国际政治形势，因此，研制装备常规战斗部的新型全球打击武器，成为近年来美军在机动再入飞行器方面的重点



图 1-7 HTV-1 再入飞行器

发展方向。面对来自各方面的压力，2004 年，美国国会将原先的 FALCON (Force Application and Launch from Continental United States) 计划中带有攻击型的部分取消，并将计划名称改为 Falcon，其中的 CAV 重新命名为高超声速技术飞行器 (Hypersonic Technology Vehicle, HTV)。HTV 飞行器共分为 4 个阶段：HTV-1、HTV-2、HTV-