



# 临近空间高超声速飞行器 控制系统基本原理

LINJIN KONGJIAN GAOCHAOSHENG SU FEIXINGQI  
KONGZHI XITONG JIBEN YUANLI

秦伟伟 刘刚 赵欣 王俊提 何兵◎ 编著



北京航空航天大学出版社  
BEIHANG UNIVERSITY PRESS



# 临近空间高超声速飞行器 控制系统基本原理

秦伟伟 刘 刚 赵 欣 王俊提 何 兵 编著

北京航空航天大学出版社

# 目 录

第 1 章 绪 论	1
1.1 临近空间高超声速飞行器	1
1.1.1 高超声速飞行器技术的起源	1
1.1.2 高超声速飞行器的特点与用途	3
1.1.3 临近空间高超声速飞行器分类	3
1.2 国内外发展概况	8
1.2.1 助推滑翔再入飞行器	8
1.2.2 可重复使用运载器	14
1.2.3 吸气式高超声速飞行器	18
1.3 我国高超声速飞行器发展概况	22
第 2 章 临近空间大气飞行环境	24
2.1 飞行空间	24
2.1.1 航空空间	24
2.1.2 航天空间	24
2.1.3 临近空间	25
2.1.4 轨道飞行与亚轨道飞行	25
2.1.5 飞行器	26
2.2 大气环境简介	26
2.2.1 大气层组成	26
2.2.2 大气层的结构	27
2.2.3 常用的大气模型	30
2.3 临近空间大气风场特性分析及模型	32
2.3.1 风的定义	32
2.3.2 大气风场的变化特性	33
2.3.3 大气风场模型的表现形式	36
2.3.4 临近空间风场复合模型	39
2.4 大气密度特性分析及模型	39
2.4.1 大气密度变化特性	39
2.4.2 密度扰动模型	43
2.5 空间环境的影响	44
2.5.1 臭 氧	45
2.5.2 辐射粒子	46

2.5.3	原子氧	46
2.5.4	水蒸气及其他空间环境因素	46
2.5.5	电离层的影响	47
2.6	临近空间的军事用途	48
2.6.1	临近空间飞行器的军事用途	48
2.6.2	临近空间的战略价值	52
<b>第3章</b>	<b>高超声速飞行器控制系统分析</b>	<b>54</b>
3.1	高超声速飞行器控制系统概述	54
3.1.1	飞行器控制系统基本功能	54
3.1.2	控制系统的基本组成	54
3.1.3	制导系统	55
3.1.4	姿态控制系统	55
3.1.5	飞行器对控制系统的基本要求	56
3.2	控制系统分析与设计中的常用坐标系	57
3.2.1	有关地球参数	57
3.2.2	常用坐标系	58
3.2.3	坐标系间的方向余弦矩阵	61
3.2.4	描述临近空间飞行器运动的几个角度	64
3.3	临近空间高超声速飞行器控制系统结构	65
3.3.1	飞行控制系统功用及组成	65
3.3.2	高超声速飞行器姿态控制系统方案	71
3.3.3	高超声速飞行器轨迹控制系统方案	75
<b>第4章</b>	<b>高超声速飞行器组合导航技术</b>	<b>77</b>
4.1	概 述	78
4.1.1	基本概念	78
4.1.2	惯性技术发展及应用	78
4.2	惯性导航系统	80
4.2.1	惯性导航的基本原理	80
4.2.2	惯性导航系统分类	81
4.2.3	组合导航系统	83
4.3	捷联惯性导航系统	88
4.3.1	捷联惯性导航系统的基本原理	88
4.3.2	捷联导航系统的组成	89
4.3.3	捷联导航系统姿态计算基本原理	90
4.4	激光捷联惯性测量组合原理及组成	92
4.4.1	组成及结构特征	92
4.4.2	功 用	94

第 7 章 临近空间飞行器弹星地通信基本原理	191
7.1 临近空间高超声速飞行器测控通信系统概述	191
7.1.1 临近空间高超声速飞行器特点分析	191
7.1.2 临近空间高超声速飞行器对测控通信的技术需求分析	192
7.1.3 临近空间高超声速飞行器测控通信策略分析	192
7.2 卫星链路基本概念	193
7.2.1 等效全向辐射功率	193
7.2.2 噪声温度 $T_e$	194
7.2.3 品质因素	194
7.2.4 系统热噪声	194
7.3 中继卫星与临近空间飞行器通信链路	195
7.3.1 我国中继卫星系统	195
7.3.2 星地通信链路介绍	196
7.3.3 弹星地双向通信链路构建	196
7.4 星弹链路损耗计算	197
7.4.1 自由空间传播损耗	197
7.4.2 星地链路附加损耗	198
7.4.3 链路通信余量的计算	201
第 8 章 高超声速飞行器鲁棒控制技术	202
8.1 高超声速飞行器控制概述	202
8.1.1 高超声速飞行器控制研究现状	202
8.1.2 高超声速巡航飞行器控制关键技术问题分析	203
8.2 面向控制的高超声速巡航飞行器数学建模	205
8.2.1 高超声速巡航飞行器飞行动态特性	205
8.2.2 高超声速巡航飞行器动力学模型	206
8.3 高超声速巡航飞行器鲁棒变增益控制设计	209
8.3.1 基于鲁棒变增益的控制系统分析与设计基础	209
8.3.2 基于 LPV 的高超声速飞行器鲁棒控制律设计	216
8.4 高超声速巡航飞行器鲁棒预测控制方法设计	225
8.4.1 模型预测控制基础	225
8.4.2 高超声速巡航飞行器约束特性分析	227
8.4.3 基于 LPV 的鲁棒模型预测控制律设计	227
参考文献	244

# 第1章 绪论

2004年11月16日,美国航空航天局临近空间高超声速无人驾驶飞机X-43A试飞成功,在大约30000 m的临近空间,以9.8马赫数的高超声速飞行了大约10 s。这短暂辉煌的10 s,不仅见证了一个新世界纪录的诞生,而且标志着人类飞行器制造和设计进入了一个新纪元,甚至有美国科学家称X-43A的试飞成功是“莱特兄弟首次飞行以来航空技术的最重大的突破”。临近空间高超声速飞行器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。本书所讨论的临近空间高超声速飞行器,泛指飞行马赫数大于5的高超声速飞行器,不仅包括以吸气式发动机为动力的巡航式高超声速飞行器,还包括无动力的助推滑翔式高超声速飞行器等。

## 1.1 临近空间高超声速飞行器

临近空间是指传统的航天与航空之间的空白区域,一般认为在20~100 km之间的空间领域,包括平流层的大部分区域、中间层和热层的部分区域。而临近空间高超声速飞行器是指主要在临近空间内飞行,并且完成特定任务的马赫数大于5的飞行器。临近空间飞行器比低轨卫星更接近地球,能提供比卫星更精确的情报信息。同时,它几乎不受气候的影响,具有很强的隐蔽性,与通常的航空器相比,降低了遭受地面炮火攻击的可能性,经济成本亦能承受。

### 1.1.1 高超声速飞行器技术的起源

1938年,奥地利科学家欧根·桑格尔(Eugen Sanger)首次提出临近空间助推高超声速飞行器研究方案,并于1944年发表了长篇研究报告《火箭助推远程轰炸机》,设计了第一种理想化的高超声速飞行器方案,即银鸟(silverbogel)助推环球轰炸机模型,如图1.1所示。

在这种想象式方案中,飞行器是一种机身底部平坦、半尖拱形的带翼飞行器。飞行器由一台具有100 t推力的火箭发动机助推加速进入飞行轨道。飞行器采取滑橇加速式水平飞行、跳跃式再入飞行轨道。这种飞行器装配了一款内部工作压力达到 $1.01325 \times 10^6$  Pa的火箭发动机。实际上能达到这么高内部工作压力的火箭发动机在当时是根本不可能实现的,直到20世纪70年代末期,美国航天飞机上使用的主发动机才达到如此高的工作压强。

银鸟是一个极具想象力、影响力的设计方案,深刻地影响了美、苏等国家的高超声速技术的发展。第二次世界大战后,欧根·桑格尔的《火箭助推远程轰炸机》被多国翻译,并引起了美国、苏联等超级大国的浓厚兴趣,争相对银鸟方案进行研究与分析,揭开了人类高超声速技术研究的序幕。

1945年,我国科学家钱学森先生在论文《论高超声速相似律》中,首次提出了“高超声速”(Hypersonic)的术语,意指飞行马赫数大于5。1949年,钱学森在美国加州理工学院喷气推进实验室设计的高超声速火箭飞机,也是采用一种助推滑翔弹道,与欧根·桑格尔飞行器不同的是再入滑翔弹道。钱学森火箭飞机采用几乎没有被动的平坦滑翔下降弹道,称为再入平坦滑

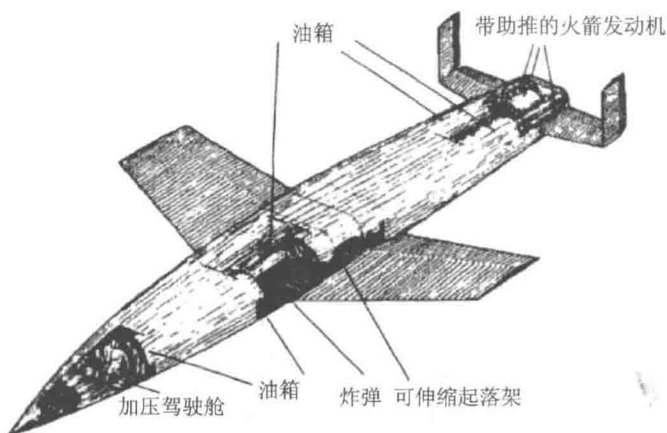
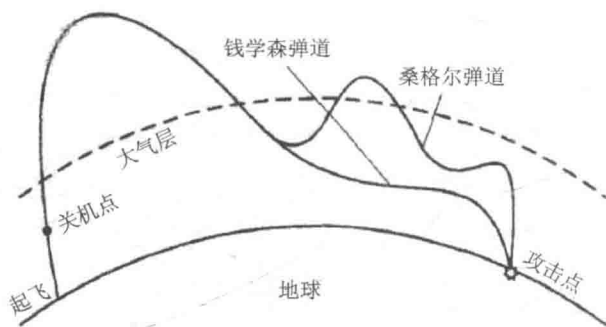


图 1.1 银鸟火箭助推环球轰炸机模型

翔弹道,如图 1.2 所示。他在 1962 年出版的《星际航行概述》中还具体提出了用一架装有喷气发动机的飞机作为第一级运载工具,火箭发动机作为第二级运载工具的航天运载器概念。



助推-滑翔弹道示意图

图 1.2 钱学森与“钱学森弹道”

根据经典高超声速高温气体动力学教科书和美国国家研究理事会(National Research Council)对美国空军高超声速规划的评估报告,通常定义气体流动速度马赫数大于 5,即为高超声速;以大于马赫数 5 速度飞行的飞行器称为高超声速飞行器。此时,飞行器周围流场呈现出高超声速气体动力学所具有的特性,即薄激波层、黏性干扰、熵层、高温效应和低密度效应。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 试验机飞行速度超过马赫数 6 等事件,标志着人类开始进入高超声速时代,如图 1.3 所示。



图 1.3 几类经典的高超声速飞行器

### 1.1.2 高超声速飞行器的特点与用途

临近空间高超声速飞行器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、大航程等特点,是应对未来近空间作战、突破导弹防御系统、实现全球快速精确打击的重要武器装备。与传统亚声速、跨声速和超声速武器相比,高超声速武器具有一些卓尔不群的特点。高超声速武器最本质的特点是飞行速度快,飞行速度快带来了作战空间大、突防能力强与杀伤威力大三个显著特点。

- ◆ 作战空间更大。以  $6Ma \sim 8Ma$  速度飞行的高超声速战机可在 2 h 内飞抵世界上的任一地区,高超声速导弹可在 8 min 内飞行 800 km 以上(这一飞行速度是现役“战斧”巡航导弹的近 10 倍)。
- ◆ 突防能力更强。高超声速武器的飞行速度可严重影响敌方预警能力的作用,大大减少敌方防空系统的反应时间,从而使其拦截成功率大幅下降,甚至使其来不及反应即已遭灭顶之灾。据测算,俄罗斯最先进的 SA-12 舰空导弹对  $6Ma$  高超声速反舰飞行器的拦截概率只有 0.01。
- ◆ 杀伤效果更好。据估算, $8Ma$  高超声速导弹战斗部对目标的撞击能量是  $1Ma$  跨声速飞行器的 64 倍,从而大大提高对目标的杀伤作用。

此外,高超声速武器还具有其他一些特点,如:高超声速飞机在对危机热点地区实施快速监视侦察后可立即返回,避免引发战争的危险;高超声速飞行器和炮弹的体积一般较小,携载平台(舰艇、飞机等)可大量装备;使用高超声速武器可使人员和装备的损失降至最低,甚至实现“零伤亡”;高超声速飞行器兼具弹道导弹和巡航导弹的优点,有可能对当前正在构建的弹道导弹防御系统形成挑战。

在民用方面,高超声速飞行器能够低成本地实现可重复的跨大气层飞行和天地往返,是航天运输系统的重要组成部分。

### 1.1.3 临近空间高超声速飞行器分类

#### 1. 按照飞行方式进行分类

本节将选取具有代表性的高超声速飞行器,将它们分为助推滑翔再入飞行器、可重复使用运载器以及吸气式高超声速飞行器 3 大类。

##### (1) 助推滑翔再入飞行器

助推滑翔高超声速飞行器是一种基于助推-滑翔弹道概念的高超声速飞行器(见图 1.4),是目前国内外研究的热点。这种飞行器在经过助推和初始弹道飞行阶段获得一定的速度和高度后,在大气层上层依靠高升阻比的气动外形作高超声速滑翔式飞行。助推高超声速飞行器前段采用弹道式弹道,后端采用滑翔式弹道并配以末制导系统,结合弹道导弹和飞航导弹各自的技术优势,可兴利除弊,增大飞行器的命中精度和攻击效果。这种飞行器能克服传统飞行器抛物线导弹机动性能差的缺点,在作高超声速飞行时,仍可以依靠自身高升阻比的优势实现大范围的横向和纵向机动。若作为导弹的机动弹头,则其除具备常规高超声速飞行器的各项优势外,还具有射程远、突防能力强等优点,特别适合作为我国远程精确打击武器的备选方案。在超燃冲压发动机技术成熟后,还可以发展高超声速滑翔式飞行器,使其速度更高,突防能力更强。由于其在增大射程、突破导弹防御系统、滑翔段具备机动能力等方面的优势,助推滑翔



式导弹被普遍认为在实现远程快速精确打击和力量投送方面具有广阔的应用前景。

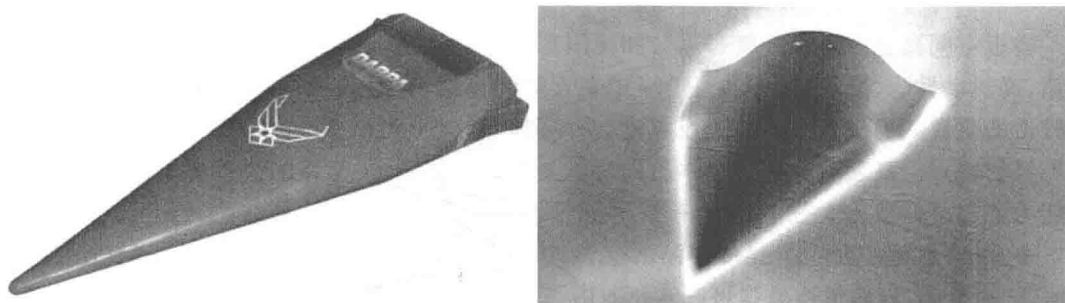


图 1.4 助推滑翔式高超声速飞行器 HTV(hypersonic technology vehicle)

### (2) 可重复使用运载器

可重复使用运载器(reusable launch vehicle,RLV)是指能够把成员与货物送入预定的空间轨道,在完成任务后,再入大气层返回,最后像普通飞机那样水平着陆的天地往返运载器(见图 1.5)。

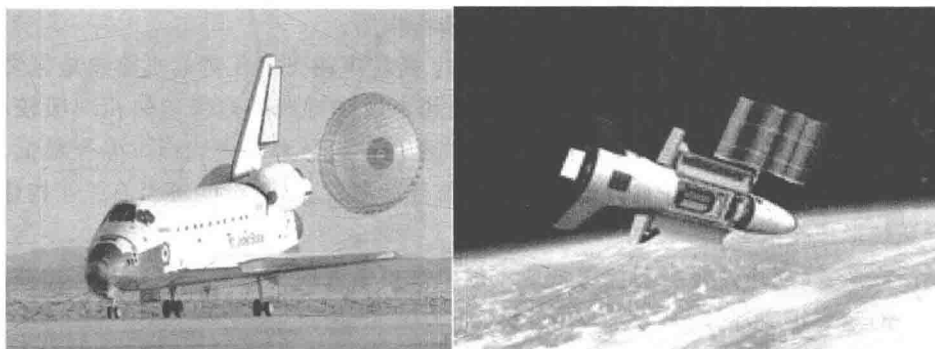


图 1.5 典型的可重复使用航天器(左为航天飞机、右为 X-37B 空天飞机)

RLV 除了它的所有结构和设备都能多次使用外,还有一个先决条件,即具有无损和定点返回能力。为了满足该条件,目前最通用的方法是:减少再入返回过程的过载、动压、热流率等载荷对飞行器结构以及机载设备的不良影响,并要求飞行器能够水平着陆。因此,RLV 必须具有足够大的升阻比,通过升力控制,可以保证再入过载、动压保持在较小的范围内,并且使得着陆段轨迹平缓到适合水平着陆的程度,飞行器的航程能力也随着升阻比的增大而明显扩大。另外,RLV 的升阻比一般都大于 1,大的升阻比气动特性使飞行器普遍具有较为复杂的面对称气动外形(如翼身组合体外形和升力体外形),复杂的气动外形加剧了飞行器热保护负担。

RLV 是航天再入返回技术与航空飞行器技术有机融合的产物,它的研制与热保护、新型材料、飞行器总体设计、超燃冲压发动机以及飞行控制等技术的发展密不可分。除航天飞机、X-37B 是较为成熟的实际运行飞行器外,RLV 大都为某几项关键技术的演示验证飞行器或者处于研制阶段的飞行器。

### (3) 吸气式高超声速飞行器

吸气式高超声速飞行器是指飞行马赫数达到 5、以吸气式发动机或其组合发动机为主要

动力的飞行器(见图 1.6)。它在民用以及军事领域得到了广泛应用,主要机型包括:高超声速有人/无人飞行器、空天飞机、可重复使用运载器以及高超声速巡航飞行器。超燃冲压发动机技术是吸气式高超声速飞行器研制的关键核心技术,它的应用扩展了飞行器的飞行包线,使得飞行器在大气层内能够以更快的速度飞行。从理论上分析,氢燃料超燃冲压发动机的极限马赫数为 12~16,碳氢燃料超燃冲压发动机的极限马赫数为 9~10。超燃冲压发动机技术与火箭发动机、涡轮喷气发动机技术相结合,可以构成多种形式的组合发动机(如火箭基组合循环 RBCC 发动机、涡轮组合循环 TBCC 发动机),使得采用超燃冲压发动机的飞行器能够完成从低速到高速的全包线飞行,从而更具有实际应用价值。虽然吸气式高超声速飞行器在未来军民应用领域具有广阔的前景,但是由于超燃冲压发动机研制技术难度大,特别是超声速燃烧、机体/推进一体化、热保护、吸热型碳氢燃料、高超声速地面模拟和飞行试验方面都面临着巨大的挑战,导致能够满足实际应用要求的吸气式高超声速飞行器到目前为止仍未投入使用。



图 1.6 典型的吸气式高超声速飞行器——X-51A

## 2. 按气动布局分类

从气动布局上来看,高超声速飞行器可以采用锥形体、升力体、翼面融合体以及乘波体等气动布局。

### (1) 锥形体

锥形体是轴对称的,即由一条母线围绕某轴回转而成的构形,如图 1.7 所示,其任意一个截面都是圆形的,外形特点是尖头部、大细长比、弹性大后掠角、小展弦比。锥形体布局为高超声速飞行器中比较常见的气动布局,优点是技术比较成熟,升阻比较大。

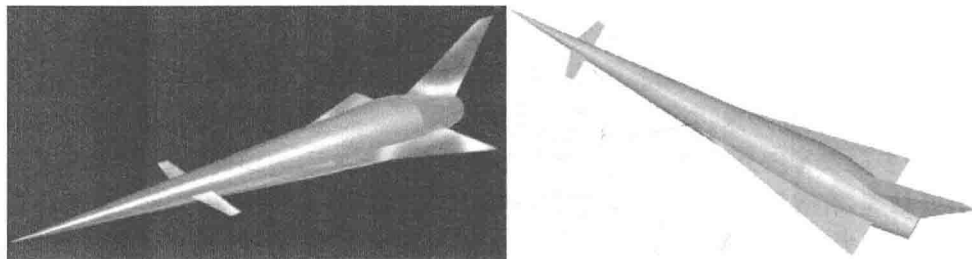


图 1.7 轴对称锥形体的几何外形(winged-cone)

### (2) 升力体

升力体是在没有机翼等结构的情况下仍然靠本身形成的升力稳定飞行的气动结构。升力体没有常规飞行器的机翼,而是用三维设计的翼身融合体来产生升力。这种气动布局消除了

机身等部件所产生的附加阻力和机翼与机身间的干扰,提高了升阻比,从而改善了系统的总体性能。升力体的构形如图 1.8 所示,该构形具有较强的升阻比和机动性能,是空间航天器气动构形的首选方案,主要用在航天飞机、可重复使用的运载机以及空天飞机等飞行器外形设计中。自 1975 年以来,有关升力体构形飞行器的试验已进行了 225 次,包括 NASA 研究的 X-33、X-34 系列都采用升力体气动布局。

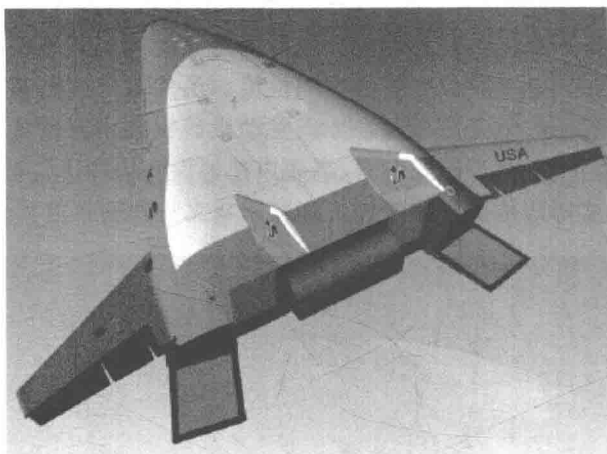


图 1.8 升力体的几何外形(X-33)

### (3) 翼面融合体

翼面融合体是由飞行器的机翼与机身两个部件融合而成的一体化布局,两者没有明显的界线。翼面融合体的优点是:结构质量小、内部容积大、气动阻力小,这些优点可使飞行器的飞行性能有较大改善。由于消除了机翼与机身交接处的直角,翼面融合体也有助于减少雷达反射截面积,改善隐身性能。图 1.9 为典型的翼面融合体飞行器。

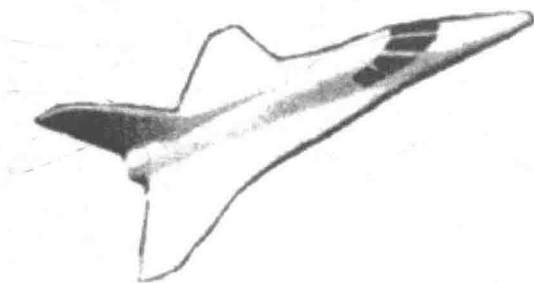


图 1.9 翼面融合体的几何外形

### (4) 乘波体构型

乘波体构型的概念首先是 Nonweiler 在 1959 年提出来的。乘波构型是一种在其所有的前缘都具有附体激波声速、高超声速飞行器构型。由于乘波体所产生的激波位于其升力面的下方,上下表面没有压力沟通,所以不存在飞行器下表面和上表面的流场干涉问题,上下表面可以分开处理,有效简化了飞行器的初步设计和计算过程。因此,在高超声速飞行范围内,乘波体已被公认为是最好的外形。目前来看,美国 X-43 计划是已经用于飞行验证的试验计划,以吸气式超燃冲压发动机为动力的乘波飞行器外形如图 1.10 所示。

## 3. 其他分类

按采用的动力装置不同,可将高超声速飞行器分为吸气式高超声速飞行器和火箭推进高超声速飞行器两类。早期的高超声速飞行器,如 X-15、X-20 都是以火箭发动机为动力的。吸气式高超声速飞行器是以超燃冲压发动机为动力,采用机体/发动机一体化结构。从目前的

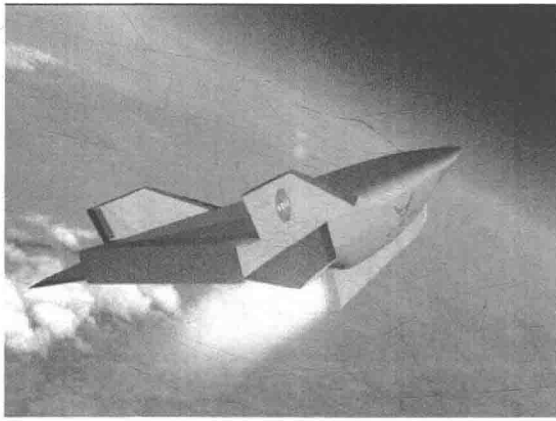


图 1.10 乘波体的几何外形(X-43A)

研究情况来看,吸气式高超声速飞行器已经被广泛接受,并已成为研究的重点,如 X-43A、X-51A、空天飞机都属于这一类型。

高超声速飞行器按照其功能和使命的不同,可以分为运载器和高超声速巡航飞行器等。运载器执行入轨任务,又可以称为空天飞机。而高超声速巡航飞行器特指大气层内飞行,执行巡航任务的一类飞行器,可作为高超声速飞机、战略攻击机或者高超声速巡航飞行器等。按照入轨方式的不同,高超声速飞行器的飞行方案大致可分为单级入轨和两级入轨。单级入轨的高超声速飞行器飞行跨越亚声速、近声速、超声速、高超声速,在不同的飞行阶段,推进系统所采用的发动机是不一样的。两级入轨的高超声速飞行器由于借助了火箭的推力作用,直接加速到高超声速,在高超声速条件下,采用超声速燃烧式冲压发动机作为推进系统。但是,对于两级入轨的高超声速飞行器而言,由于在低速阶段采用了火箭的助推作用,当高超声速飞行器达到高超声速时,还需考虑运载火箭和高超声速飞行器的分离问题,目前的分离方式有前推式、背负式等。

前推式分离是利用活塞将高超声速飞行器向前推,以达到两者分离的目的。图 1.11 为 X-43A 前推式分离过程,分离时间为  $0\sim 100$  ms,活塞推动高超声速飞行器向前运动,其作用点在重心之上,以提供适当低头力矩来平衡高超声速飞行器固有的抬头力矩,分离进行到约 100 ms,活塞推进达到极限长度 22.86 cm,这时俯仰和偏航角速率反馈控制开始启动,同时高超声速飞行器升降副翼向下偏转约  $10^\circ$ ,产生低头力矩,以迅速加大两者的分离距离,避免碰撞;此外高超声速飞行器的全动翼也向下偏转一定的角度,以保证其俯仰力矩重新达到平衡;在 250 ms 之内,由于两者之间距离很近,相互的干扰十分显著;250 ms 以后干扰逐渐减弱,到 350 ms 两者的相互干扰基本可以忽略;500 ms 高超声速飞行器的闭环控制全部启动,可以按照指定的迎角和滚转角指令飞行;2.5 s 分离过程结束。

背负式分离是利用自身重力的作用,使两者自然分离。图 1.12 为高超声速飞行器背负式分离过程。背负式和推进式的分离方式有所不同。背负式依靠自身重力作用,在背部形成自然分离,即将高超声速飞行器放置在运载火箭的背部,分离前两者沿抛物线运动,其载荷因子近似为零,分离过程中高超声速飞行器迎角不断增大,偏离原抛物线轨迹运动,而运载火箭则继续沿抛物线飞行,这样在短时间内两者间的距离将迅速拉大,达到自然分离的效果。目前,俄罗斯等国家正在对高超声速飞行器背负式分离过程进行探索和研究。

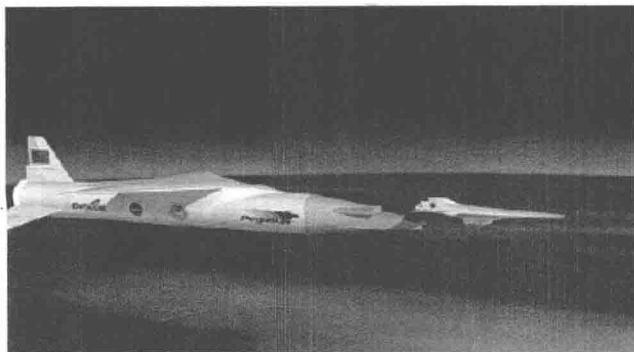


图 1.11 X-43A 的前推式分离过程

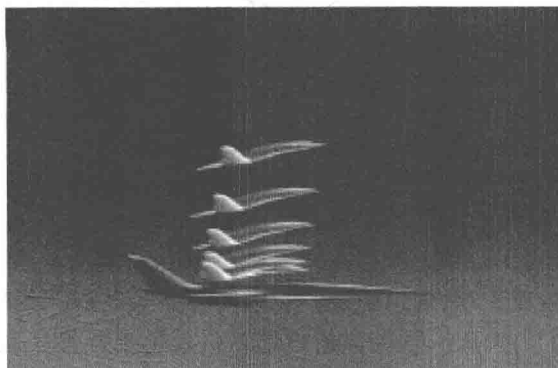


图 1.12 背负式分离过程

## 1.2 国内外发展概况

### 1.2.1 助推滑翔再入飞行器

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(CAV)相继问世,直至出现最新的助推滑翔再入飞行器。下面以美国一系列再入飞行器的发展为线索,介绍高超声速飞行器的发展方向。

#### 1. 再入飞行器

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是洲际弹道导弹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情况下,美国研制了使用铜作为防热层的再入飞行器MK2。为了将热流率控制在一个合理的

范围之内, 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和动压区之前将飞行速度降到合理的范围之内。第 1 代再入飞行器普遍具有比较小的弹道系数  $\beta$ ,  $\beta=W/(C_D A)$ , 其中  $W$  为飞行器质量,  $C_D$  为飞行器阻力系数,  $A$  为飞行器底部特征面积。

第 2 代再入飞行器。与第 1 代再入飞行器不同的地方在于, 第 2 代再入飞行器的热保护层普遍采用新的高温升华型烧蚀材料——聚四氟乙烯等, 通过改进热保护层材料, 再入飞行器质量至少可以减少 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 8000 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 11000 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放热保护技术能完成包括再入段在内的航迹飞行器全程正常工作。1959 年 4 月 9 日, Thor/Able 再入测试飞行器的头锥被成功回收。图 1.13 为某型再入飞行器。



图 1.13 再入飞行器

## 2. 机动再入飞行器

当再入飞行器的生存问题解决之后, 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面积主要由钝头锥造成, 为了减小散射面积, 再入飞行器可采用细长圆锥构型。这种气动布局具有更好的阻力, 使得飞行速度更高并且减小了落点散布。但与此同时, 细长锥构型也给热保护带来了不小的麻烦, 需要研发新的热保护技术。再入飞行器 MK12/MK12A 的热保护技术便应运而生(见图 1.14), 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。

除了热保护技术外, 再入飞行器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, 因此再入飞行器必须具备大角速率的转弯能力, 才能避免被导弹拦截。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导弹造成的核爆环境中的生存能力。

机动再入飞行器布局可以通过机动来躲避飞行器。与之前的再入飞行器相比, 它具有更高的打击精度和覆盖范围, 能够以要求的终端条件对地下深埋目标进行打击。在机动再入飞



图 1.14 MK12 再入飞行器

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),美空军的机动弹道再入飞行器计划(manoeuvring ballistic RV, MBRV)正是为了解决这个问题而提出的。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。图1.15为一类机动再入飞行器。

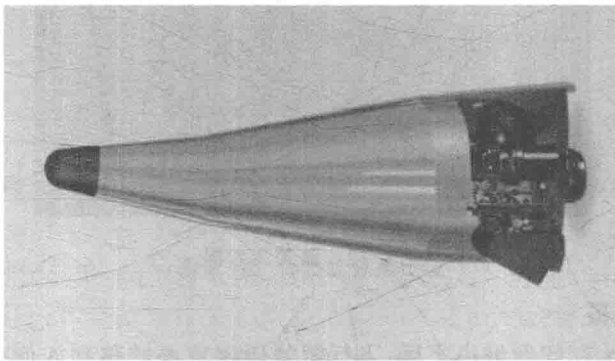


图 1.15 一类机动再入飞行器

### 3. 助推滑翔再入飞行器

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重要里程碑。这种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和更长时间的大气飞行,同时需要与以往再入飞行器不同的热保护系统。比如平截头体采用辐射平衡类型的热保护系统,端头采用发汗式冷却技术进行热保护。

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1.16

所示,该飞行器具有双锥布局,迎风面进行了平切并安装了一对体襟翼,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,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,图 1.16 所示的是洛克希德·马丁公司设计的 HP-MaRV 再入飞行器。在这种计划中,如跳跃轨迹、以最大升阻比进行长周期震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广泛深入的研究。

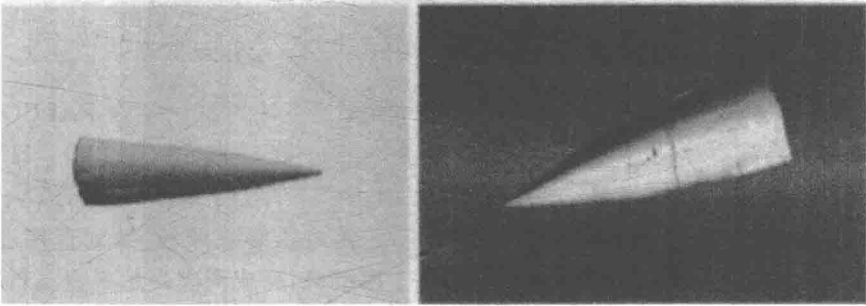


图 1.16 AMaRV 再入飞行器(左)与 HP-MaRV 再入飞行器(右)

高超声速武器概念。通用航空飞行器(CAV)的出现是机动再入弹头技术与军用航天飞机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、具有通用的气动热保护壳体、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,是气动热保护外壳的缩写。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 L1。CAV 按照升阻比的不同可以分为两大类:CAV-L 和 CAV-H,AMaRV 属于 CAV-L,该类飞行器的升阻比范围为 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域,但是高升阻比一般要求飞行器具有较小的前缘半径,这就给热保护系统性能提出了更高的要求。与可重复运载器的热保护方法不同,CAV 使用烧蚀材料作为热保护系统。在再入过程中,飞行器的外形会发生微小变化,但是不会影响飞行控制。为了提高自身的射程覆盖能力,CAV 使用最大升阻比对应的迎角,这也与 RLV 的大迎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,可以完全依赖空气动力来完成整个再入过程。图 1.17 是美国 CAN 计划中的几种飞行器。

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,以支持该战略的实施。美国先前的全球打击武器系统,如洲际导弹,普遍采用核战斗部弹头,如果再继续研制该类型武器,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研究方向。2004 年,美国国会将原先的 FALCON(force application and launch from conti-



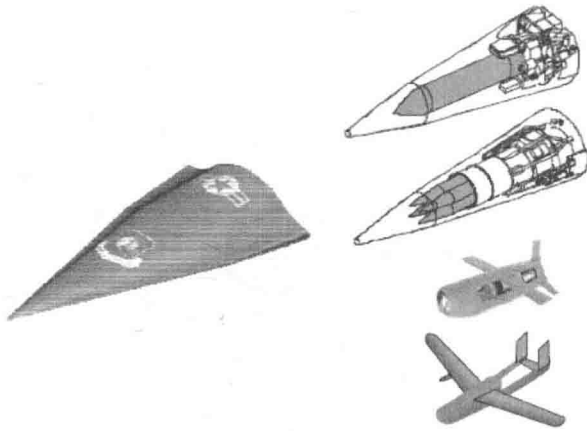


图 1.17 美国 CAV 计划中的几种飞行器

mental 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、HTV3-X 与 HCV,其中 HTV-1 与 HTV-2 为无动力再入飞行器(见图 1.18)。HTV-1 由于存在制造困难最终被取消,计划直接进入第 2 阶段,由洛克希德·马丁公司负责制造两架 HTV-2 原型机,完成两次高超声速飞行试验,以验证包含材料、热保护系统、气动力/气动热预测技术以及先进导航制导与控制技术在内的 4 项高超声速技术。

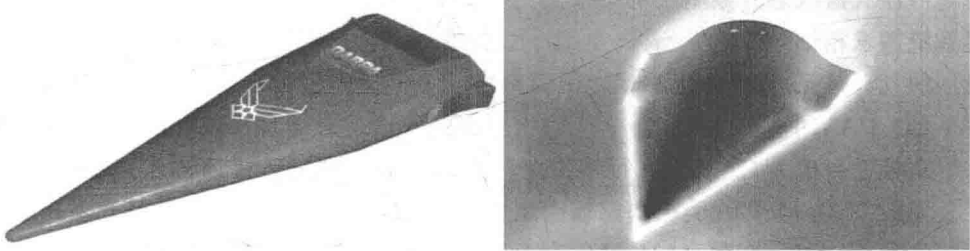


图 1.18 HTV-1、HTV-2 再入飞行器

HTV-2 为升力体布局高超声速飞行器,由洛克希德·马丁公司制造,在研发过程中大量采用了 E2 弹头的设计概念与技术。该飞行器采用空气舵与反作用控制系统(reaction control system, RCS)综合的控制模式,其中的气动舵面仅为一对体襟翼。飞行器热保护系统在 HTV-1 热保护系统基础上进行了改进,主要涉及热密封结构、多层绝热航空壳体 and 前缘被动烧蚀材料等技术。

HTV-2 分别在 2010 年与 2011 年进行了两次试验飞行,以检验牛头怪-4Lite 运载器性能、飞行器热保护系统性能、飞行器气动特性预测以及先进的导航制导与控制系统。两次试验虽然都没有取得完全成功,但部分工程使得项目组采集到大量高超声速实验数据,这些数据对于揭示高超声速现象,研究高超声速条件下飞行器动力学特征等具有重要价值。美国国防高级研究计划局(DARPA)分别给出了两次试验失败的原因。第 1 次飞行试验是在飞行规划的迎角下,但飞行控制系统达到了操纵极限而导致失败。针对第 1 次的问题,工程设计人员通过