



陕西省出版资金精品项目



国家自然科学基金项目



西北工业大学现代国防科技学术文库

吸气式高超声速 飞行器控制技术

闫杰 于云峰 凡永华 等◎编著



西北工业大学出版社



陕西出版资金精品项目



国家自然科学基金项目



西北工业大学现代国防科技学术文库

吸气式高超声速 飞行器控制技术

闫杰 于云峰 凡永华 等 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书是关于吸气式高超声速飞行器控制理论研究和工程技术的一本著作,是作者研究团队多年来从事高超声速飞行器控制技术研究的总结和提炼。书中详细介绍了高超声速飞行控制相对于传统航空、航天控制的特殊问题及高超声速飞行控制技术所面临的挑战;高超声速飞行器特殊的工作环境;高超声速飞行器气动构型及其设计特点,高超声速飞行器动力学模型,高超声速飞行器飞行控制系统结构;高超声速飞行器的分离段控制技术,巡航段精细姿态控制技术;高超声速飞行器导航及航迹控制技术;高超声速飞行器控制系统仿真试验技术。

本书可作为飞行器设计、导航制导与控制等专业高年级本科生和研究生教材,也可供从事高超声速飞行器研究的工程技术人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

吸气式高超声速飞行器控制技术/闫杰,于云峰,凡永华编著. —西安:西北工业大学出版社,2014.12

ISBN 978-7-5612-3866-0

I. ①吸… II. ①闫… ②于… ③凡… III. ①高超声速飞行器—飞行控制 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2014)第 313276 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:兴平市博闻印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:28.25

字 数:544 千字

版 次:2015 年 1 月第 1 版 2015 年 1 月第 1 次印刷

定 价:88.00 元

序

高超声速飞行是指在临近空间以超过声速 5 倍(5 马赫)速度长时间巡航飞行的一种能力。虽然人类现在已经能够以第三宇宙速度飞向太阳系以外的遥远星系,但在地球范围内,高超声速飞行是实现两点间到达的最快捷、经济,以及军事应用价值最高的飞行方式。

1938 年,奥地利科学家欧根·桑格尔(Eugen Sänger)首次提出了临近空间助推滑翔飞行器研究方案,并在 1944 年发表了长篇报告《火箭助推远程轰炸机》,设计了第一种理想的高超声速飞行器方案,即银鸟(silvervogel)助推环球轰炸机模型。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,后来该词得到了广泛认可。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 试验飞行器飞行速度超越 6 马赫等系列事件,标志着人类进入了高超声速的时代。

高超声速飞行器主要有两类,即以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器和无动力的滑翔式高超声速飞行器。

以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器的典型代表是 2004 年飞行试验成功的 X-43A,核心系统超燃冲压发动机工作 10s,标志着人类开发临近空间高超声速飞行技术进入了一个快速发展的阶段。据《2012—2013 年度航空科学技术学科发展报告》,中国进行了超燃冲压发动机动力系统验证机的自主飞行试验,获得圆满成功。2013 年 X-51A 高超声速飞行试验的成功,超燃冲压发动机工作 240s,标志着临近空间高超声速飞行器动力系统超燃冲压发动机关键技术已经基本解决,相关的动力系统与机体的一体化设计、高精度控制和防热等关键技术也基本突破,将迎来技术应用的产品开发阶段。采用组合循环发动机为动力的高超声速飞行器的典型代表是洛克希德·马丁臭鼬工厂的 SR-72 黑鸟。SR-72 的前身是 SR-71,SR-71 采用普通的涡喷发动机,可以在临近空间以 3 马赫巡航飞行。SR-72 的特点是可以水平起降、6 马赫巡航,多次重复使用。其关键技术就是涡轮基组合循环发动机(TBCC)、高精度的飞行控制和防热。SR-72 预计在 2018 年进行飞行试验。

无动力的滑翔式高超声速飞行器的典型代表是 HTV-2,HTV-2 飞行器由洛克希德·马丁公司的臭鼬工厂研制,由国防部先进研究计划局(Defense

Advanced Research Projects Agency, DARPA) 推进, 着眼于在临近空间验证高超声速飞行的相关技术。HTV-2 分别于 2010 年 4 月 22 日和 2011 年 8 月 11 日进行了两次试验。虽然两次试验未完全成功, 但再入后的飞行测试数据也具有价值, 验证了与地面 HTV-2 双向通信的可行性, 同时证实了控制系统的效果。我国在 2013 年成功进行了滑翔式高超声速飞行器的飞行试验, 验证了飞行器的气动、控制与防热等关键技术, 标志着我国的滑翔式高超声速飞行器技术处于国际领先地位。

在上述两类高超声速飞行器技术研究的叙述中, 无一例外地提到了飞行控制技术。众所周知, 飞行控制领域已经建立起完善、系统的基础理论知识和工程应用技术, 飞行控制是航空、航天技术领域最重要的支撑性学科之一。在临近空间的高超声速飞行中, 飞行环境与传统的航空、航天环境有何异同? 飞行控制技术面临哪些不同于传统的航空、航天控制技术的新问题? 这些技术问题的基础科学点在哪里? 解决方案如何? 本书试图从工程应用和基础理论两个方面对上述问题给出全面的答复。

笔者所属的科研团队从高超声速飞行控制的实际工程问题入手, 凝练出高超声速飞行控制的基础科学问题, 提出高超声速飞行控制的具体方案, 解决了高超声速飞行控制的关键技术问题, 实现了高超声速动力系统验证机自由飞行的高质量控制。

本书是笔者对其所属科研团队在高超声速飞行控制领域历年基础和工程研究的一个总结。其中第 1 章由闫杰、张通、张明环执笔, 第 2 章由常晓飞执笔, 第 3 章由于云峰、尉建利执笔, 第 4 章由凡永华、孟中杰执笔, 第 5 章由于云峰、凡永华执笔, 第 6 章由闫斌斌、王鑫、凡永华执笔, 第 7 章由闫杰、凡永华、孟中杰、尉建利、杨尧执笔, 第 8 章由岳亚洲、陈凯、闫斌斌执笔, 第 9 章由董敏周、陈凯执笔, 第 10 章由凡永华、闫斌斌、孟中杰、尉建利、杨尧执笔, 全书由闫杰统筹定稿。

希望本书能给有兴趣参与高超声速飞行控制问题研究的读者提供一个全面的参考, 使之可以清楚地了解高超声速飞行器特殊的工作环境, 高超声速飞行控制与传统航空、航天控制的不同或特殊问题, 高超声速飞行控制技术所面临的挑战, 高超声速飞行控制领域的基础科学问题, 高超声速飞行控制系统的设计方法, 高超声速飞行控制系统实现中的关键技术, 高超声速飞行控制系统实际工作中需要考虑的具体问题, 目前国内外高超声速飞行控制技术所达到的水平及具体指标。

高超声速飞行控制是一个新兴的控制学科研究领域, 随着人类探索临近空间飞行能力的不断提高, 这一领域将催生新的理论、方法和技术, 目前的研究只是一

个开始,精彩的创新将不断涌现。

本书的部分研究成果受到国家自然科学基金重点项目(编号:90816027,91216104),面上项目(编号:61473228),青年项目(编号:61104195)资助,在此表示感谢。

囿于水平,本书的观点难免有不妥之处,诚望读者不吝赐教,使之完善提高。

编著者

2014年9月

目 录

第 1 章 吸气式高超声速飞行器及其控制技术综述	1
1.1 吸气式高超声速飞行器	1
1.2 吸气式高超声速飞行控制综述	18
第 2 章 高超声速飞行器大气环境及其数学模型	27
2.1 大气环境简介	27
2.2 临近空间大气风场特性分析及模型	36
2.3 大气密度特性分析及模型	54
2.4 空间环境因素的影响	69
2.5 本章小节	73
第 3 章 高超声速飞行器气动构形及其设计特点	74
3.1 高超声速飞行器气动布局	74
3.2 典型高超声速飞行器设计特点及其气动特性	85
3.3 超燃冲压发动机及其与机体一体化设计	102
3.4 本章小结	110
第 4 章 高超声速飞行器动力学模型	111
4.1 常用坐标系定义及其转换	111
4.2 高超声速飞行器推力/机体一体化数学模型	116
4.3 高超声速飞行器弹性动力学模型	126
4.4 影响控制精度的干扰因素建模	138
4.5 本章小结	140
第 5 章 高超声速飞行器飞行控制系统结构	141
5.1 高超声速飞行器飞行控制系统功用及组成	141
5.2 高超声速飞行器姿态控制系统方案	149
5.3 高超声速飞行器轨迹控制方案	153
5.4 本章小结	155
第 6 章 高超声速飞行器的分离段控制	156
6.1 高超声速飞行器分离过程要考虑的问题	156
6.2 高超声速飞行器分离过渡过程的数学模型	157

6.3	大动压下的助推分离控制	168
6.4	高动压下的整流罩分离控制	174
6.5	本章小结	184
第7章	高超声速飞行器巡航段精细姿态控制	185
7.1	高超声速飞行器姿态控制系统设计	185
7.2	考虑弹性振动的高超声速飞行器精细姿态控制	209
7.3	复合舵面设计	225
7.4	舵机特性对姿态控制精度的影响及其抑制策略	236
7.5	考虑角速度约束的高超声速姿态控制器设计	258
7.6	本章小结	264
第8章	高超声速飞行器导航及航迹控制	265
8.1	高超声速飞行器导航	265
8.2	高超声速飞行器航迹控制	314
8.3	本章小结	363
第9章	高超声速飞行器控制系统仿真试验技术	364
9.1	半实物仿真系统建设目标	364
9.2	半实物仿真系统的设计原则	365
9.3	半实物仿真系统功能及组成	366
9.4	半实物仿真试验模式	383
9.5	舵机单项试验技术	388
9.6	捷联惯导单项试验技术	394
9.7	半实物仿真结果的评估验证	407
9.8	本章小结	412
第10章	高超声速飞行控制技术展望	413
10.1	高超声速飞行器静不稳定控制技术	413
10.2	高超声速飞行器发动机推力控制技术	415
10.3	高超声速飞行控制中的非线性问题	416
10.4	高超声速飞行器轨迹/姿态一体化控制技术	421
10.5	考虑状态和输入约束的高超声速飞行器控制问题	424
10.6	高超声速飞行器气动热对飞行控制的影响	427
参考文献	432

第 1 章 吸气式高超声速飞行器及其控制技术综述

1.1 吸气式高超声速飞行器

1.1.1 吸气式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 Sänger)首次提出临近空间助推滑翔飞行器研究方案,并在 1944 年发表了长篇报告《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(见图 1-1)。在这种想象式的方案中,飞行器是一个机身底部平坦、半尖拱形的带翼飞行器。飞行器由一台具有 100t 推力的火箭发动机进行助推加速,进入飞行轨道,飞行器采取滑橇加速式水平起飞、跳跃式再入飞行轨道。这种飞机装配的火箭发动机的内部工作压力达到 $1.013\ 25 \times 10^5\text{ Pa}$,实际上这么高的内部工作压力的火箭发动机在当时是根本不可能实现的。随着技术的发展,一直到 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。

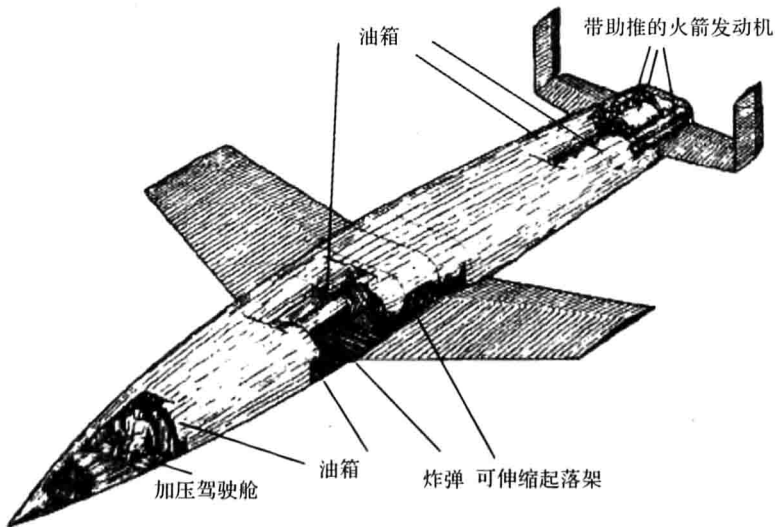


图 1-1 银鸟火箭助推环球轰炸机模型

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》这篇报告被多国翻译,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,从而揭开了人类高超声速技术发展的序幕。

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,后来该词得到了广泛认可。到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轨迹,与欧根·桑格尔飞行器不同的是再入滑翔段,钱学森火箭飞机采用几乎没有波动的平坦滑翔下降轨迹,称为再入平坦滑翔弹道。他在1962年出版的《星际航行概论》一书中,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。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,高超声速一般定义为: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速度飞行的飞行器被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特有的特征,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试验机飞行速度超越马赫数6等系列事件,标志着人类开始进入了高超声速的时代。

1.1.2 吸气式高超声速飞行器的发展历程

20世纪40年代中后期,美国开始了X系列飞行器研究计划,取得了一连串令人振奋的实际飞行试验成就:

1947年10月14日XS-1飞机(见图1-2)首次实现了超声速飞行;

1953年有人驾驶飞机达到了2倍声速,即马赫数为2;

1956年X-2飞机(见图1-3)达到了有人驾驶飞行马赫数为3。

图1-4所示是美国X系列飞行器发展历程。

美国的高超声速飞行器技术研究大概经历了4个历史发展阶段。

20世纪50~60年代,作为高超声速飞行器技术的第一个发展阶段,开展了各种机理、基础层面的高超声速飞行器技术探索,获得了大量基础研究成果,为后续研究打下了深厚的技术基础。



图 1-2 XS-1 飞机



图 1-3 X-2 飞机

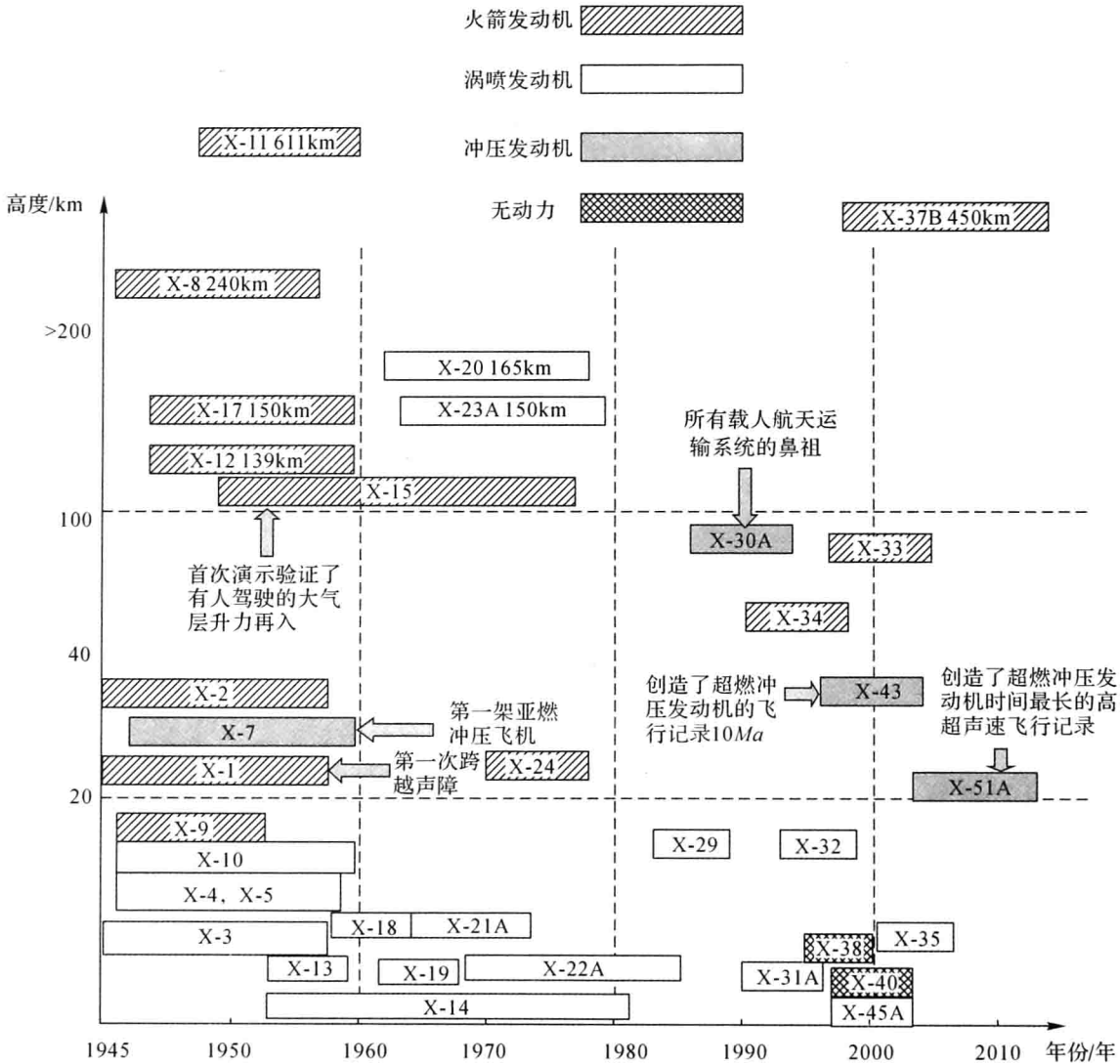


图 1-4 美国 X 系列发展历程

20 世纪 70~80 年代中期,是高超声速飞行器技术第二个发展阶段,重点研究机动滑翔再入飞行器,积极发展临近空间助推滑翔技术,而吸气式高超声速飞行器技术探索处于低潮。

20 世纪 80 年代后期到 90 年代中期,作为高超声速技术第三个历史发展阶段,重点发展具有跨大气层飞行器进入轨道的吸气式高超声速飞行器。

20 世纪 90 年代中后期至今是高超声速飞行器技术发展的第四个阶段,各种机理的跨大气层高超声速飞行器技术计划全面复苏。空间轨道机动飞行器、助推滑翔再入飞行器与吸气式高超声速飞行器均有发展项目。

各种机理的高超声速飞行器经过不断发展,演化为三大类:空间轨道机动飞行器、助推滑翔再入飞行器、吸气式高超声速飞行器。

1. 空间轨道机动飞行器技术发展进程

高超声速技术的早期探索开始于 X-15 与 X-20 等美国早期载人高超声速飞机,其特点是火箭助推,且兼具进入近地轨道和再入大气层滑翔的能力。20 世纪 60~70 年代经过发展 M2F1/F2/F3,HL-10,X-24A/B,ASSET,PRIME(X-23)等研究项目,重点针对载人跨大气层空天飞行的再入飞行器在高超声速环境下的气动布局、气动特性以及气动控制等技术进行探索,经历了 DC-XA,X-33,X-34,X-37,X-40A 等一系列火箭推进无人空间轨道机动飞行器后,最终试验成功首架具有浓厚军事应用背景的无人空间轨道机动飞行器 X-37 的改型 X-37B,展示了火箭推进的空间轨道机动飞行器技术正在走向成熟。

1955 年,由 NASA 牵头,美国空军、海军和北美航空公司联合研制 X-15 飞机(见图 1-5),这是由火箭推进、空中发射的高超声速飞行器。首次无动力滑翔于 1959 年 6 月实施,1968 年进行最后一次飞行试验,共进行了 199 次飞行试验,创造了马赫数为 6.72 和 108km 的速度与升限当时世界纪录。



图 1-5 X-15 飞机

X-20 是由美国空军、NASA 和波音公司共同研制的有人驾驶机动飞行研究机,是第一个对高超声速飞行领域进行深入探索的升力体再入飞行器,首架飞行器接近完工时,由于军事应用目标不明确,于 1963 年下马。

1964 年美国空军启动了为获得机动再入飞行器数据和烧蚀保护层技术的技术验证机 X-23,该机由马丁·玛丽埃塔公司承制,是第一架再入期间具备机动能力的再入飞行器,1966 年到 1967 年间共完成三次试验飞行。

1996 年,洛克希德·马丁公司为 NASA 研制未来重复使用运载器(RLV)的先进技术验证机 X-33 和 X-34 小型重复使用运载器。

2010 年 4 月 22 日可重复使用的空间飞行器技术验证机 X-37B(见图 1-6)在美国卡纳维拉尔角发射场升空,在轨飞行 224 天,进行了 4 次轨道机动,2010 年 12 月 3 日返回范登堡空军基地,这是太空飞机首次自主重返大气层。2011 年 3 月 5 日进行第二次发射,2012 年 6 月 16 日返回。2012 年 12 月 11 日,第三次发射,2014 年 10 月 17 日返回,共 674 天。

X-15 应该是临近空间高超声速飞行器,但 X-37B 已经不是典型的临近空间高超声速飞行器。

2. 助推滑翔再入飞行器技术演化脉络

助推滑翔再入飞行器是 X-15,X-20 等高超声速飞机的另一个技术演化方向,继承了空间轨道机动飞行器的气动设计与气动控制、热防护、机动控制技术等

重要的技术基础,对至关重要的气动设计、制导与控制等关键技术继续进行探索。美国发展了多个项目并进行了大量的试验与验证,如 BOMI, Alpha Draco, BGRV, HGV, CAV, HTV-2 等,经过逾半个世纪的探索,为助推滑翔再入飞行器技术验证机 HTV-2 打下了深厚的技术基础,通过 HTV-2 两次飞行试验,全面检验了助推滑翔再入飞行器的气动设计、热防护、制导控制、通信测控等关键技术。

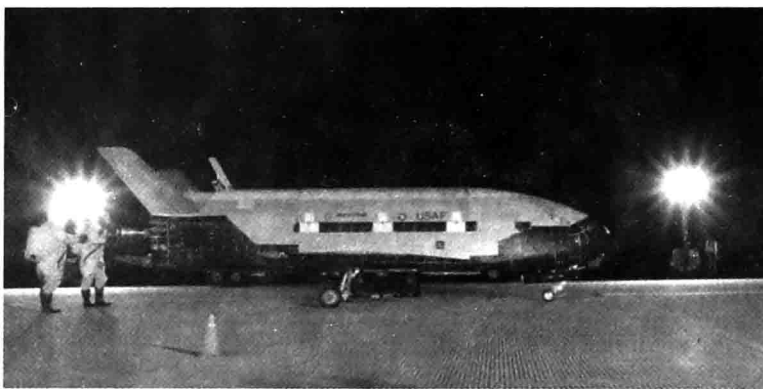


图 1-6 X-37B 飞行器

1968 年,具有细长锥体外形的助推滑翔再入飞行器 BGRV (Boost - Glide Reentry Vehicle) 在美国西部试验靶场首次试验,成功地验证了其机动再入。

2010 年 4 月 22 日,在美国范登堡空军基地 HTV-2 进行首次发射试验,2011 年 8 月 11 日进行 HTV-2 第二次发射试验,两次试验均以失败告终,未能达到预期目标,但获得了大量数据,取得了重要成果。其中,第一次试验中收集了独特的飞行数据,包括 139s 的马赫数为 17~20 的气动数据和以 5 794m/s 的速度飞行可以维持 GPS 信号。第二次试飞验证了马赫数 20 条件下的稳定气动控制,时间约为 3min。

3. 吸气式高超声速飞行器技术发展历程

吸气式高超声速飞行器技术发展开始于 1955 年,早期主要进行超燃冲压发动机技术探索,开展大量的吸气式高超声速飞行器技术研究。主要有美国的超燃冲压发动机探索项目,如 ERJ, GASL SJ, SCRAM, RE 等;超燃冲压组合循环动力项目,如美国的 Marquardt SJ 与 Aerospaceplane 等。

在 20 世纪 80 年代初中期,美国空军提出了跨大气层飞行器 X-30,这是以吸气式超燃冲压推进系统为动力的单级入轨的飞行器。十年间美国投入了大量人财物,但最终因目标定位太高而取消,但推动了高超声速技术与研究向前发展。

美国后来实施的 NASP 是超燃冲压发动机与火箭组合循环推进技术的重要发展计划,使吸气式高超声速飞行器技术发展进入了新一轮发展高潮。该计划是在超燃冲压发动机技术、飞行器机体/发动机一体化、试验方法与设施、计算流体

力学(CFD)等技术与研究方法取得重要进展的基础上开展研究的。尽管存在大量的技术难题,未能完成试验飞行器的建造,但该项目取得了多项成果,使吸气式高超声速技术探索上了一个新台阶。

在1991年11月28日,俄罗斯在哈萨克斯坦的萨雷沙甘靶场进行“冷”试飞器飞行试验并获成功,这是世界上首次飞行试验中实现超燃冲压发动机的超声速稳定燃烧,并达到飞行速度马赫数为5.6。

进入21世纪以来,吸气式高超声速飞行器经过半个世纪的发展,其技术发展方向演化为高超声速巡航导弹与组合循环动力空天飞机两大类。高超声速巡航导弹具有双燃烧室(DCR)与双模态(DMSJ)两种类型超燃冲压发动机推进方式;组合循环动力包括涡轮基组合循环发动机(TBCC)与火箭基组合循环发动机(RBCC)两种类型,组合循环动力技术难度较大,进展缓慢。

2005年11月,美国的高超声速试验飞行器X-43A(见图1-7)脱离“飞马”火箭,超燃发动机点火,工作大约10s,飞行器燃料耗尽,并继续滑行6min经过1368km的距离坠入太平洋,这是个历史性的时刻,X-43A创造了接近马赫数为10的进气飞行速度,是世界第一个以超燃冲压为动力的飞机,是世界最快的喷气动力飞机,是吸气式高超声速飞行器技术走向实际应用中的最为重要的一步。



图1-7 X-43A飞行器

2010年5月26日,美国的X-51A(见图1-8)在加州南部的太平洋海域进行首次飞行试验,试验中,固体火箭助推其将验证机加速至马赫数为4.85,完成分离后,超燃冲压发动机点火,正常工作143s,最大巡航速度达到马赫数为4.87。试验中,巡航级出现异常,在飞行总时间达到210s时,遥测数据丢失,飞行器自毁。尽管没有完全达到预期目标,但是在世界上首次验证了碳氢燃料主动冷却的超燃冲压发动机,而且创造了超燃冲压发动机工作时间的纪录。2013年5月1日X-51A进行了第四次试验,飞行速度达到马赫数为5.1,超燃冲压发动机工作240s,标志着临近空间高超声速飞行器动力系统超燃冲压发动机关键技术已经基本解决,相关的动力系统与机体的一体化设计、高精度控制和防热等关键技术也基本突破,将迎来技术应用的发展阶段。

本书着重论述吸气式高超声速飞行器的飞行控制理论及技术问题。



图 1-8 X-51A 飞行器

1.1.3 当前吸气式高超声速飞行器研究的关键技术

吸气式高超声速飞行器的关键技术主要包括以下几个方面。

1. 超燃冲压发动机技术

超燃冲压发动机是实现高超声速飞行的核心关键技术之一。超燃冲压发动机是指燃料在超声速气流中进行燃烧的冲压发动机。超燃冲压发动机由进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管组成。发动机的迎面来流(空气流)首先进入进气道,进气道将来流的部分速度能转变为压力能,完成压缩过程,直至到一定速度进入燃烧室,与喷入的燃料迅速混合,在等压条件下进行燃烧。燃烧后的高温高压燃气经扩张喷管加速后喷出,产生推力。超燃冲压发动机技术涉及空气动力学、计算流体力学、燃烧学、传热学、材料学等多学科前沿问题,并相互交叉,是超声速燃烧、吸热型碳氢燃料、结构热防护、发动机/飞行器一体化、地面模拟试验验证和飞行演示等众多高新技术的集成。其主要的技术难点:发动机与飞行器一体化设计技术、超燃冲压发动机总体技术、进气道技术、燃烧组织技术、燃油供应与控制技术、燃料技术、发动机热防护设计和耐热材料等。

2. 热防护与材料

现有飞行器热防护系统大都是针对战略弹头的,特点包括外形简单、时间短、加热率高。采用的主要办法是烧蚀热防护。高超声速飞行器热防护问题具有不同的特点:复杂的升力体外形,中低热流和长时间加热。为了获得良好的气动特性,一般需采用保持飞行器外形不变的非烧蚀热防护技术,还要解决长时间持续飞行的内部隔热问题。已经建立的宏观热防护理论已不能满足要求,要发展新的热流预示方法;非烧蚀热防护技术;防热结构的一体化设计技术;新型防/隔热材料构件的成形技术。完善结构在力/热综合作用下的动态响应特性和破坏机制,各种防热、隔热原理,包括:被动式(热沉、隔热、表面辐射)、半被动式(热管传导+

辐射)和主动式(发汗、冷却膜、冷气流对流),新型防/隔热材料的关键性能参数及材料设计方法。

发动机的热防护方面,采用主动与被动冷却相结合的方法,其中燃烧室部分必须采用主动冷却方法。虽然目前已经对多种热防护系统的设计方案进行了广泛的试验研究,但是尚未找到完全满足多种运行要求的解决方法。急需解决的问题包括:采用主动冷却的燃烧室壁板材料以及超低温推进剂储箱材料的成形技术,更长时间稳定服役的被动或者主动式冷却的热防护系统设计及制备方法。

3. 高超声速空气动力技术

当飞行器以高超声速飞行时,会产生很强的激波,随着马赫数的增加,激波离机体越来越近,这时激波与边界层之间相互干扰更加显著,激波层会产生极高的温度,使附近的气体分解和电离,同时附面层发生化学反应,形成相当复杂的混合气体,使得高超声速飞行器流场及气动特性的研究成为非常复杂的问题。高温真实气体效应是高超声速飞行器研制中必须考虑的一个重要问题,对于高温气体非平衡流动问题,国内外已进行了大量的研究。对高温气流中化学反应速率的知识不足,特别是在振动自由度激发、分子离解、表面化学反应等各种因素耦合在一起的情况下,更是知之甚少。目前存在的主要问题:高温气体热力学特性,化学反应速率常数,化学反应模型的选取。这些问题的不确定性将导致头部激波脱体距离、物面边界层速度剖面、密度剖面和物面热流等重要参数分析上的偏差。美国人在总结 X-43A 经验时,指出需要重点研究下列问题对高超声速飞行的影响:边界层从层流向湍流发展的转换问题;湍流边界层和剪切层的流动问题,激波与边界层之间的相互干扰问题;燃料喷注入气流、燃料与空气的混合、燃料与空气之间的化学反应问题;机身与推进系统一体化设计问题。

4. 高超声速飞行控制技术

临近空间大气稀薄,而且随高度变化的大气参数范围很广,导致临近空间飞行器,尤其是对大气参数非常敏感的高超声速飞行器的控制系统面临很多技术难题。

首先,高超声速飞行器以超燃冲压发动机为动力装置,并采用发动机/机体一体化结构。超燃冲压发动机的推力、工作稳定性和性能与来流特性密切相关,且对来流特性的变化非常敏感,而来流特性取决于飞行高度、飞行速度和飞行器姿态等飞行状态。控制系统的任务是控制飞行器的飞行状态,使其满足超燃冲压发动机的工作条件,且尽可能使发动机工作在其设计点附近,以发挥发动机的最佳性能;而发动机的推力/速度特性又影响到飞行器的飞行状态,从而形成了控制与发动机的耦合。因此,在进行飞行控制律设计时,需要引入超燃冲压发动机/气动力耦合的数学模型,进行飞行控制/发动机综合设计。

其次,高超声速飞行器前体和后体机体弯曲变形的存在,也会影响流经超燃

冲压发动机进气道和喷管的气流,进而影响高超声速飞行器的空气动力学特性和超燃冲压发动机的推力。这些都表明了高超声速飞行器的机体/推进系统/结构动态之间存在耦合关系。为了确保高超声速飞行器稳定飞行,并拥有良好的控制性能,进行飞行控制系统设计时必须考虑解耦。

最后,由于超燃冲压发动机满足一定的速度和高度条件才可以点燃,高超声速飞行器一般使用助推器将其加速到预定的工作状态点,然后与助推器进行分离。高超声速飞行器和助推器分离时处在高动压情形下,同时由于飞行器采用非对称气动外形,气动力相互干扰,因而使飞行器处在相对运动的复杂形体相互干扰形成的非定常流场中。助推器相对于飞行器的运动必然产生干扰气动载荷,整个分离是一个非线性时变过程。级间分离时,为了使两级快速分离,需要有很大的分离推力施加于飞行器上,分离冲击干扰较大,同时分离推力很有可能是经过飞行器质心的(如 X-43A),所以分离推力容易造成飞行器姿态变化;另一方面爆炸螺栓的起爆时间不同步,也会造成飞行器姿态的剧烈变化。由于超燃冲压发动机的点火窗口较小,稍瞬即逝,控制系统必须在抑制分离扰动的同时,在极短的时间内使飞行器满足发动机点火的条件。

5. 机体/发动机一体化设计技术

在高超声速条件下,飞行器遇到的波阻与摩阻较大,吸气式发动机产生的推力相对较小,只有将发动机与机体高度耦合设计才能产生较大的正推力,即将前体作为进气道的一部分,将后体作为尾喷管的一部分,气流经过前体的预压缩后,再经过进气道的压缩,在燃烧室内与燃料混合发生化学反应,产生高温高压气体,经过尾喷管和飞行器后体膨胀做功。高超声速飞行器机体/发动机一体化构型设计需要解决两个主要问题。首先,高超声速飞行条件下波阻大、黏性效应强,在很大程度上限制了飞行器气动外形升阻比的提高,并且由于发动机的比冲随着马赫数的增加而下降,因此对飞行器气动布局设计提出了降低阻力的要求,使飞行器在巡航状态下能够实现推阻平衡。其次,在实际飞行过程中还需要研究工作状态转变过程中的飞行可控性能。由于吸气式飞行器只能在高马赫数下工作,因此需要依靠助推火箭将飞行器从低速加速到工作马赫数。在助推火箭工作过程中,往往需要将进气道入口关闭,以防止发动机内部零件在助推火箭长时间飞行过程中承受较大的热载荷。在达到工作马赫数后,助推火箭与飞行器分离,飞行器进气道开启,发动机内部流场开始建立,等流场稳定之后,发动机喷燃料、点火,飞行器开始自主飞行。从助推火箭分离到发动机点火的短时间内,飞行器经历3种工作状态:发动机关闭、发动机通流和发动机点火。在3种工作状态转变过程中,飞行器所受的合力与合力矩变化较大,并且由于在高超声速条件下气动控制面效率较低,需要飞行器具有较好的飞行稳定性。