



高超声速飞行器 建模与模型验证

宗 群 曾凡琳 张希彬 尤 明 著



科学出版社

国家科学技术学术著作出版基金资助出版

高超声速飞行器建模与模型验证

宗 群 曾凡琳 张希彬 尤 明 著

科学出版社

北 京

内 容 简 介

本书从高超声速飞行器的基本概念、研究历程、应用前景入手,深入研究了国际著名研究机构和实验室公开的典型模型,在此基础上分析了模型特性,给出了设计控制器的应用实例。采用 CFD 和机理方法建立了带有强非线性、强耦合及弹性特性的高超声速飞行器模型。给出了面向控制需求的数据拟合方法和线性/非线性模型降阶方法。建立了高超声速飞行器模型验证体系,给出了定性、定量多种角度的完整模型验证策略,从时域、频域、安全性三个角度给出全面客观的模型评价。

本书从建模基础开始阐述,涵盖模型简化验证等领域最新研究成果,适合自动化专业相关本科生及研究生阅读,同时可供对于高超声速技术感兴趣的高校师生、科研工作者和工程技术人员阅读参考。

图书在版编目(CIP)数据

高超声速飞行器建模与模型验证/宗群等著. —北京:科学出版社, 2015. 12

ISBN 978-7-03-046830-7

I. ①高… II. ①宗… III. ①高超音速飞行器-数学模型 IV. ①V47

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2015)第 312538 号

责任编辑:张海娜 纪四稳 / 责任校对:胡小洁

责任印制:张 倩 / 封面设计:迷底书装

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>

中国科学院印刷厂印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2016 年 2 月第 一 版 开本:720×1000 1/16

2016 年 2 月第一次印刷 印张:19 1/4

字数:385 000

定价:128.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

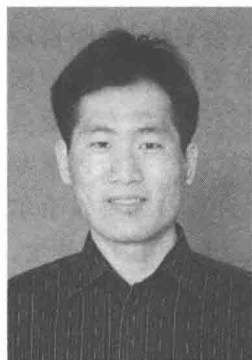
作者简介



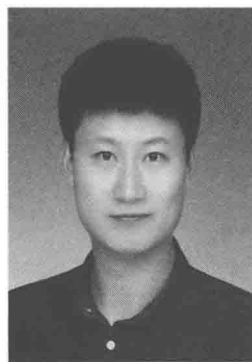
宗群, 1961 年生, 教授、博士生导师。现为天津大学电气与自动化工程学院控制理论与控制工程学科带头人; 天津大学电子信息工程学院副院长; 天津大学无人机联合研究中心主任; 教育部重大专项专家组副组长, 教育部科技委国防学部委员, 教育部新型飞行器联合研究中心副主任, 教育部新型飞行器制导与控制中心主任; IEEE Member; 中国自动化学会理事, 中国自动化学会控制理论专业委员会委员, 中国航空学会制导、导航与控制委员会委员, 中国自动化学会技术过程故障诊断与安全性专业委员会委员, 中国自动化学会过程控制专业委员会委员; 中国人工智能学会智能空天系统专业委员会委员; 天津自动化学会理事; 国家 863 项目评审专家; 国家自然科学基金评审专家; 天津市科技项目评审专家; 《控制理论与应用》编委、《信息与控制》编委、《哈尔滨工业大学学报》编委。近年来作为项目负责人先后主持完成 30 多项国家基金、教育部重大项目培育基金、天津市重点基金、天津市重点科技攻关等项目。在国内外学术刊物发表学术论文 150 多篇, 其中 SCI/EI 检索 100 多篇。获天津市科技进步奖二等奖、三等奖各 1 项, 获授权发明专利 16 项。研究方向主要为: 飞行器建模、控制与仿真, 飞行器轨迹优化与姿态协同控制、多智能体编队协同控制, 智能自主飞行控制。



曾凡琳,1985年生,讲师,工学博士。2008年毕业于天津大学电气与自动化工程学院自动化专业,获得工学学士学位,并直接攻读博士学位;2013年毕业于天津大学电气与自动化工程学院控制科学与工程专业,获得工学博士学位。现为天津职业技术师范大学自动化与电气工程学院自动化系教师,主要授课课程为过程控制与自动化仪表、人工智能与先进自动控制技术、模拟电子技术基础、电工电子实践等。曾参与国家自然科学基金、航空基金、教育部重大项目培育基金等项目的研究。近年来作为项目负责人先后主持5项科研课题,发表学术论文10余篇。主要从事模型验证、飞行器非线性控制等方面的研究。



张希彬,1981年生,讲师,工学博士。2003年毕业于陕西师范大学数学与信息科学学院数学与应用数学专业,获得理学学士学位;2006年毕业于西北工业大学理学院应用数学系运筹学与控制专业,获得理学硕士学位;2014年毕业于天津大学电气与自动化工程学院控制科学与工程专业,获得工学博士学位。2006年至今在天津科技大学理学院数学系工作。近年来参与了多项国家自然科学基金、数学天元基金、航空基金和教育部重大项目培育基金等项目的研究,发表相关学术论文10余篇。主要从事复杂系统建模、分析与控制,模型验证及信息融合等方面的研究。



尤明,1988年生,博士研究生。2012年毕业于天津大学电气与自动化工程学院自动化专业,获得工学学士学位,并直接攻读博士学位。博士期间针对高超声速飞行器开展相关研究工作,参与国家自然科学基金、教育部重大项目培育基金、天津市重点基金以及航天院所相关项目的研究。在国内外期刊上发表多篇学术论文。目前主要从事高超声速飞行器建模与非线性控制等方面的研究。

前 言

高超声速飞行被认为是航空航天发展史上继发明飞行技术、突破声障的超声速飞行后,具有划时代意义的技术。建立高超声速飞行器数学模型是研究相关技术的关键,数学模型的描述将会帮助研究人员分析高超声速飞行器的特性,为控制器设计提供依据,也是推动高超声速飞行核心技术发展的关键。很多关键问题都将在高超声速飞行器数学模型中体现,一个完整真实可靠的高超声速飞行器数学模型将会给导航制导控制系统提供研究基础,在计算机技术的支撑下更能辅助地面试验的进行,促进高超声速飞行器的开发进程。而数学模型中无法阐述清晰的问题,使得导航制导控制的设计人员无法掌握高超声速飞行特性及规律,造成飞行试验的风险、设计周期的延长,甚至是研发工作的失败。

高超声速飞行器实际飞行数据稀缺给建模工作带来困难,所以,如何找到搭建数学模型的途径,获得建立模型的方法,建立面向控制器设计的有效模型,是解决高超声速飞行器关键技术发展瓶颈的核心。在建模过程中也需要建模工作者结合实际经验,对模型不断完善,并深入研究与模型相关造成控制器失效的具体原因,排除控制器设计工作者在使用高超声速飞行器模型中遇到的难题。为了降低试验风险,提高试飞成功率,研究模型验证方法至关重要,以完善地面试验,提高模型使用可靠性。然而多次实际飞行试验也只能得到有限的飞行数据,无法获得完全可信的数学模型,因此需要研究全面的模型验证理论体系和以降低试验风险为目标的模型验证方法,模型验证方法将为模型评价提供依据,促进数学模型安全性的提高,并将大大降低高超声速飞行器研发的资金消耗。

本书作者近年来一直从事高超声速飞行器建模、控制与仿真等方面的研究和教学工作,取得了一些成果。在总结多年研究成果的基础上,通过对高超声速飞行器的工程问题和科学问题进行提炼总结,对高超声速飞行器典型模型及特性分析、模型建立过程、模型简化及模型验证领域相关理论与技术进行了全面的描述,为高超声速飞行器模型与控制器设计提供研究依据。通过探索建模、简化与验模的途径,引导读者开展模型建立和验证工作,客观全面地评价数学模型的有效性。作者编写这本书,仅供广大读者参考,希望引导更多的读者参与高超声速飞行器建模、简化与模型验证相关工作,推动高超声速飞行技术的快速发展。

— 本书的撰写特点如下。

(1) 从建模理论的基础入手,力求对高超声速飞行器建模领域相关研究基础进行较全面的介绍。包括坐标系与状态变量、质心运动及绕质心转动模型等高超

声速飞行器建模基础知识介绍;国外典型高超声速飞行器数学模型及特性分析的介绍;以控制器设计为目的的典型模型应用实例介绍。

(2) 详细描述高超声速飞行器建模方法,包括基于计算流体动力学(CFD)试验的建模方法和基于机理分析的建模方法。建立具有强非线性、强耦合的高超声速飞行器刚体模型,分析弹性形变、黏性效应影响,建立高超声速飞行器弹性模型。该模型具有重要的理论研究意义和工程研究价值。

(3) 叙述基于数据拟合和模型降阶的模型简化方法,建立高超声速飞行器定性、定量、安全性的模型验证理论体系,给出时域、频域、安全域的模型验证方法,综合考虑时域模型输出发展趋势、分布规律、距离空间以及频域内的一致性信息,使得定性、定量模型验证方法相辅相成,互相补充,并在安全性保证条件下得到模型验证结论。

(4) 论述的具体方法力求结合实际应用,配有丰富的仿真试验和结果分析,便于读者快速掌握书中给出的理论方法,为读者提供有益的借鉴,具有很好的参考价值。

从高超声速飞行器数学模型的真实完整性、简明实用性和可靠安全性的角度,本书通过 10 章的内容,全面描述建模、简化及模型验证的相关理论与技术。第 1 章为绪论,叙述高超声速飞行器的基本概念、研究历程、应用前景,给出本书的撰写特点和内容安排。第 2 章描述高超声速飞行器动力学模型、运动学模型、六自由度模型、纵向模型。第 3 章详细介绍国际著名研究机构和实验室公开的典型高超声速飞行器模型及特性,给出设计控制器的应用实例。第 4 章和第 5 章描述 CFD 建模方法和机理建模方法,建立带有强非线性、强耦合及弹性特性的高超声速飞行器模型。前 5 章重点描述的是建模方法和过程。第 6 章和第 7 章描述面向控制器设计需求的数据拟合方法和适合高超声速飞行器的线性及非线性模型降阶方法,这是模型简化的关键技术。第 8 章给出模型验证体系,描述定性验证方法。第 9 章描述基于时域、频域模型定量验证方法。第 10 章描述安全性分析的模型验证方法。第 8~10 章给出定性、定量和安全性分析的模型验证理论体系,描述时域、频域、安全域模型验证的方法。

本书的撰写得到了国家自然科学基金委项目“具有非最小相位特性的高超声速飞行器面向控制建模与控制策略研究”(61273092)、天津市科技计划项目“高超声速飞行器面向控制的建模与稳定跟踪控制”(11JCZDJC25100)、教育部科学技术研究重大项目“近空间飞行器跟踪控制方法研究”(311012)等的支持,在此一并表示衷心的感谢。另外,本书在编写过程中参考了大量文献资料,对相关文献的作者和版权单位也表示诚挚的谢意。

限于作者水平,书中难免存在疏漏之处,敬请读者批评指正。

目 录

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 高超声速飞行器基本概念	1
1.2 高超声速技术研究历程	2
1.3 高超声速飞行器特点和应用前景	8
1.4 高超声速飞行器模型研究问题	13
1.5 编写特点和内容安排	15
1.6 小结	17
参考文献	17
第 2 章 高超声速飞行器建模基础	19
2.1 坐标系与状态变量	19
2.1.1 坐标系	19
2.1.2 描述高超声速飞行器的状态变量	21
2.1.3 坐标系之间的变换关系	24
2.2 质心平动模型	28
2.2.1 质心平动运动学模型	28
2.2.2 质心平动动力学模型	29
2.3 绕质心转动模型	31
2.3.1 绕质心转动运动学模型	32
2.3.2 绕质心转动动力学模型	33
2.4 六自由度模型	34
2.5 刚体纵向模型	35
2.6 小结	37
参考文献	38
第 3 章 高超声速飞行器典型模型及特性分析	39
3.1 典型高超声速飞行器建模方法简介	39
3.2 Winged-cone 模型	41
3.2.1 模型描述	41
3.2.2 气动模型	44

3.2.3	模型分析	49
3.2.4	控制器设计实例	52
3.3	CSULA-GHV 模型	60
3.3.1	模型描述	60
3.3.2	气动模型	64
3.3.3	模型分析	66
3.3.4	控制器设计实例	75
3.4	First Principal 模型	78
3.4.1	模型描述	78
3.4.2	气动模型	88
3.4.3	模型分析	89
3.4.4	控制器设计实例	97
3.5	小结	102
	参考文献	103
第 4 章	基于 CFD 的高超声速飞行器气动建模	107
4.1	预备知识	107
4.2	高超声速飞行器 CFD 气动建模研究现状简介	108
4.3	高超声速飞行器 CFD 建模思路与步骤	109
4.4	高超声速飞行器 CFD 建模前处理	111
4.5	高超声速飞行器 CFD 建模求解计算	116
4.6	高超声速飞行器 CFD 建模后处理	120
4.7	小结	130
	参考文献	131
第 5 章	高超声速飞行器机理建模	133
5.1	高超声速飞行器刚体纵向建模	133
5.1.1	高超声速飞行器几何构型	133
5.1.2	高超声速飞行器刚体机理建模	135
5.2	高超声速飞行器弹性体纵向建模	145
5.2.1	高超声速飞行器几何构型	146
5.2.2	高超声速飞行器弹性体机理建模	147
5.3	高超声速飞行器弹性体模型分析	165
5.3.1	弹性模态分析	165
5.3.2	气动特性分析	169
5.3.3	动态特性分析	173

5.4 小结	175
参考文献	176
第6章 基于数据拟合理论的高超声速飞行器气动模型	179
6.1 数据拟合理论基础	179
6.1.1 相关概念和定理	180
6.1.2 函数逼近理论	181
6.1.3 最优化理论	182
6.1.4 高超声速飞行器气动模型数据拟合步骤	185
6.2 基于 CFD 的气动模型	189
6.3 基于机理分析的气动模型	193
6.3.1 高超声速飞行器纵向刚体模型	193
6.3.2 高超声速飞行器纵向弹性模型	196
6.4 小结	198
参考文献	198
第7章 高超声速飞行器模型降阶	200
7.1 模型降阶方法简介	200
7.2 模型降阶方法研究现状	204
7.2.1 线性模型降阶方法研究现状	204
7.2.2 非线性模型降阶方法研究现状	206
7.3 线性平衡降阶方法	208
7.3.1 实现步骤	208
7.3.2 仿真分析	209
7.4 非线性试验平衡降阶方法	214
7.4.1 实现步骤	215
7.4.2 仿真分析	218
7.5 小结	221
参考文献	222
第8章 高超声速飞行器模型验证体系与定性模型验证	225
8.1 模型验证体系结构	225
8.2 定性分析模型验证方法	231
8.2.1 定性模型验证方法研究现状	231
8.2.2 高超声速飞行器定性模型验证方法	232
8.2.3 定性模型验证方法仿真试验及分析	240
8.3 小结	243

参考文献	244
第 9 章 高超声速飞行器时域/频域定量模型验证	245
9.1 时域分析定量模型验证方法	245
9.1.1 时域分析定量模型验证方法研究现状	246
9.1.2 高超声速飞行器置信区间一致性检验	249
9.1.3 高超声速飞行器灰色关联一致性检验	252
9.1.4 高超声速飞行器距离一致性检验	254
9.2 基于频域分析的定量模型验证	258
9.2.1 频域分析定量模型验证方法研究现状	259
9.2.2 高超声速飞行器基于经典谱估计的模型验证	261
9.2.3 高超声速飞行器基于现代谱估计的模型验证	268
9.3 小结	273
参考文献	274
第 10 章 高超声速飞行器安全分析模型验证	277
10.1 安全分析模型验证方法研究现状	277
10.2 高超声速飞行器安全分析模型验证方法	280
10.3 仿真分析	285
10.4 小结	290
参考文献	290
索引	293

第1章 绪 论

高超声速飞行器是一种大空域、超高速、长距离、高精度的新型飞行器。其结构特性、动力学特性、飞行特性、环境特性比一般飞行器更为复杂,且存在较大的相互耦合;机身的材料、动力、防护特性,以及外部湍流、转捩等环节都将对飞行器的飞行性能和控制性能产生很大的影响。这些因素使得对飞行器建模和控制研究极具科学性和挑战性,是近期国际上先进国家研究的热点,也是面临许多未知的前沿科学问题。为了更加清晰地帮助读者了解和掌握高超声速飞行器的模型及特性,更加深入研究解决其所面临的科学问题,本章从高超声速飞行器的基本概念、研究历程、飞行特点、应用前景、存在的问题等入手进行描述。本章的主要内容安排如下:1.1节给出高超声速飞行器以及高超声速技术的基本概念;1.2节按时间顺序,给出美国、英国、法国、俄罗斯、印度、日本等国家的高超声速技术研究历程;1.3节从强非线性、强耦合、快时变以及不确定等四个方面阐述高超声速飞行器的特点,并从军事和民用两个角度描述其应用前景;1.4节在国际高超声速技术试验经验分析的基础上给出高超声速飞行器模型研究问题;1.5节给出本书的编写特点和内容安排;1.6节为本章小结。

1.1 高超声速飞行器基本概念

高超声速飞行器是指飞行速度超过五倍声速的飞机、导弹、炮弹等有翼或无翼飞行器。该类飞行器包括高超声速导弹、空天飞机、高超声速侦察机、高超声速运输机、可重复使用天地往返飞行器等。

高超声速技术是集航空、航天、材料、气动、控制、优化和计算机于一体的多学科交叉研究领域,高超声速飞行器涉及发动机、结构外形设计、材料研制、气动受力分析、控制算法开发、优化和计算机等众多技术^[1-5],是航空航天技术的战略制高点。这种飞行器在距离地面 20~100km 的空域执行特定任务^[6],它既有航空技术的优势,又有航天器不可比拟的优点,既能在大气层内以高超声速进行巡航飞行,又能穿越大气层做再入轨道运行,具有很高的军事和民用价值,是未来进入空间并控制空间、保证控制优势的关键支柱,同时也是对空间进行大规模开发的载体,是一种具有广阔开发前景的飞行器。高超声速飞行器的整体布局采用机身-发动机一体化的特殊设计结构,使得各个子系统之间具有强耦合性和强非线性;大

空域、长距离的复杂飞行环境,给系统带来更多的不确定影响。因而,高超声速飞行器与传统飞行器相比,是一个带有强非线性、强耦合、快时变、不确定等特性的复杂对象。

近半个世纪以来,由于巨大的军事价值和潜在的经济价值,高超声速飞行技术受到美国、澳大利亚、俄罗斯、德国、法国、印度、日本和英国等航空航天强国的广泛重视和深入研究^[7,8],积累了大量成功和失败的经验,人类对高超声速技术的认识不断深化。

1.2 高超声速技术研究历程

依托于自身强大的经济技术实力,美国是开展高超声速飞行技术最早的国家之一,从 20 世纪 60 年代开始,美国投入大量的财力物力开展高超声速飞行器技术的研究。基于早期一些对冲压式超燃发动机的试验,从 1961 年开始,霍普金斯大学应用物理实验室(JPU/APL)进行了以超燃冲压发动机为动力装置的导弹初步设计,开展了 SCRAM(a supersonic combustion ramjet missile)研究计划,在 1961~1978 年,该计划成功地完成了用于舰队防御、以超燃发动机为动力装置的导弹的研制工作,在 $5\sim 7.2Ma$ (Ma 代表马赫数)状态下进行的发动机自由射流试验清楚地证明了超燃冲压发动机的实用性。至 80 年代初,受限经费短缺及技术瓶颈,美国高超声速技术的发展走入低谷,尽管如此,美国国家航空航天局(NASA)仍然建立了一些高超声速飞行器的部件试验设备和设计模型,以支持高超声速技术发展,并进行了发动机的流路试验,为后续的研究奠定了基础。

1982 年,美国提出了“国家空天飞机”(NASP)计划,该计划的目的是研制出利用吸气式发动机或组合式发动机进入地球轨道的航天器,这种航天器称为空天飞机。NASP 计划由 NASA 和国防部联合实施,计划用 11 年时间,投资 50 多亿美元,最后研制成两架 X-30 样机。这是单级入轨的空天飞机的试验机。NASP 分三个阶段:第一阶段进行可行性研究,于 1985 年完成;第二阶段(1986~1990 年)攻克关键技术,包括超燃冲压发动机和热防护材料等;第三阶段于 1990 年开始,拟研制两架 X-30 试验机进行试飞,并根据试飞情况作出研制实用空天飞机的决定。NASP 的主要研究适合高超声速技术动力系统的研发,积累了近 3200 次地面试验及大量试验数据,为后续的高超声速计划打下了良好的基础。

1988 年,德国联邦研究所技术部启动了高超声速技术计划(hypersonic technology program),发展两级入轨空天飞机。

1990 年,美国空军(United States Air Force, USAF)制定了 HyTech 计划,主要研制目标为碳氢燃料双模态超燃冲压发动机应用于 $4\sim 8Ma$ 的高超声速导弹,并进一步研制 $8\sim 10Ma$ 的高超声速飞机。研究超燃冲压发动机的可操作性、性能

和结构耐用性,研究适合未来高超声速巡航导弹和高超声速远程打击飞机的超燃冲压发动机技术。

1991年,在俄罗斯最早进行的“冷”计划的支持下,俄罗斯首次实现了在高空飞行中的超声速燃烧。七年之内共进行了5次轴对称亚/超燃冲压发动机模型的验证飞行试验。这一系列试验研究也加速了高超声速技术的发展。同时开展的还有“彩虹”-D2、“鹰”和“针”等计划。项目的开发目标为研究更接近实际的飞行器布局,以及验证超声速燃烧的发动机性能。

1992年,法国国防部、研究与技术部、法国国家航空航天研究院(ONERA)启动了法国先进高超声速推进国家研究与技术发展计划(PREPHA)。在该计划中,采用试验与数值计算同时开展的思路,发展了计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)设计建模技术。随后进行的组合吸气式发动机计划(JAPHAR)启动,重点研究推进系统各部件的设计问题,强调了机身与推进系统高度一体化的设计思路,也重点体现了耦合问题。

1992年,日本航天活动委员会启动了“H-2轨道飞机”计划,以掌握不载人带翼飞行器的再入技术。1994~1996年,先后成功地进行了自动着陆飞行(ALFLEX)试验、高超声速飞行(OREX)试验、轨道再入飞行(OREX)试验等。

1994年,在NASP的基础上,NASA兰利及德莱顿研究中心联合提出了高超声速试验计划(Hyper-X),以顺应“更好、更快、更廉价”的航空航天战略。

1996年,NASA指出Hyper-X计划的研究核心是X-43系列验证机,包括X-43A、X-43B、X-43C和X-43D,预计X-43D时速可达 $15Ma$,成为“莱特兄弟首次飞行以来航空技术的最重大突破”。X-43A用于验证速度在 $7\sim 10Ma$ 时,超声速燃烧冲压发动机的短期飞行性能;X-43B采用涡轮发动机和吸气式超声速燃烧冲压发动机的组合动力;作为X-43A的延续,X-43C采用的发动机有两种工作模式,即普通发动机和超声速燃烧冲压发动机,用于验证以超声速燃烧冲压发动机为动力的飞行器从 $5Ma$ 加速到 $7Ma$ 时的自由飞行性能和超声速燃烧冲压负电荷的性能。该计划的研究主要目标是通过系列验证机的研制,研究并演示用于高超声速飞机和可重复使用天地往返系统的超燃冲压发动机技术。

1998年,美国ATK GASL公司在Hyper-X计划的推动下,制造了第一台超燃冲压发动机,并交付NASA,随后进行了大量测试,是后期高超声速飞行器验证机成功试飞的关键。

2001年6月,NASA对X-43A首次试飞,但由于火箭控制系统发生故障,X-43A在空中偏离预定航线,被地面人员引爆。

2001年,澳大利亚制定了HyShot计划,该计划是一个国际合作计划,参与的国家包括澳大利亚、英国、美国、法国、德国、韩国和日本。在澳大利亚昆士兰大学的领导下,该项目获得了大量的有价值的试验数据,在数据追踪、传输、处理等方

面获得了较为丰富的经验。

2002年,合并了USAF和国防部先进研究计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)的高超声速项目后,DARPA和USAF共同提出了“猎鹰”计划。该计划分两个部分:①研制一个可重复使用、迅速打击的高超声速武器系统(hypersonic weapon system, HWS),又称高超声速巡航飞行器(hypersonic cruise vehicle, HCV);②运载火箭的开发,可以使得高超声速飞行器加速到巡航飞行速度。美国对高超声速飞行器的飞行计划,经过调整后目前整个HTV(hypersonic technology vehicle)系列只剩下HTV-2在继续推进。高超声速飞行器“猎鹰”(Falcon HTV-2),形状像一个矛头,为无动力滑翔机。由牛头怪4型火箭助推,预计飞行过程为在助推器分离前,发射到空间边缘;然后再入地球大气层且以21000km/h的速度演示受控滑翔飞行;在太平洋上飞行30min,横跨4100mile,最后降落在太平洋中部夸贾林环礁的里根试验场,该飞行器预计飞行8000km。HTV-2的设计主要是为了验证在持续高超声速飞行条件下,高升阻比空气动力学特性和高温材料的性能。最终的目标是检验飞行器的绝热性、气体动力驾驶的稳定性以及验证在60min内到达全球任何地方的能力。HTV-2飞行器使用优化设计的乘波体外形提高升阻比,据称在高超声速下的升阻比高达3~4,这个速度下传统飞船如联盟神舟只有0.2~0.3,阿波罗飞船为0.368,为了提高升阻比特意使用三角翼的航天飞机也只有1,HTV-2飞行器在高超声速下的高升阻比是它实现远距离滑翔的最根本基础。在防热上HTV-2外部使用了低烧蚀性的碳-碳复合材料,配合一系列隔热措施确保内部的常温环境。由于高速飞行时间长而且飞行高度低,同时还要满足防热、气动和控制的一体化设计,HTV-2的防热和结构设计制造难度远远高于航天飞机以及普通宇宙飞船。

2003年,法国ONERA启动了LEA飞行试验计划,该计划确定了一种利用地面试验和数字仿真技术的高超声速飞行器研发方法,重点在于开发适用的数字仿真平台,并且关注了开发过程中的验证环节。该计划分为四个阶段,经过调整目前已经完成试验机的初步设计,并且应用所研发的技术和平台进行了初步的评估和推进系统的设计,正处于关键设计阶段,由于科研进度及经费的限制,将该项目的完成时间进行了推迟。

2004年3月,X-43A在美国西海岸第二次试飞成功,飞行速度高达8000km/h,创造了飞机时速的世界新纪录,此次试验不仅提供了宝贵的飞行数据,验证了机身/发动机的一体化设计结构是可以成功获得大于阻力的推力并实现高超声速飞行,同时进一步推进了高超声速飞行器数学模型建立、仿真平台搭建、控制算法的研究以及验证与评估技术的发展。

2005年,德国研制的高超声速导弹SHEFEX进行了第一次试飞,进行了20s的飞行,并获得了较为完整的气动力数据。该计划的主要目的是进行再入技术和

高超声速技术的研发。SHEFEX 项目通过试验飞行,收集实际飞行数据,并与前期的数值模拟和地面测试结果比较,用于调整和验证仿真工具以及地面测试结果的有效性。

2005 年,欧盟启动了长期先进推进概念和技术。该项目开展了持续高超声速飞行推进概念的研究,主要目的是降低远距离飞行时间,建立针对高超声速飞行下的高速气动高压燃烧以及流体现象的试验数据库,通过数据仿真工具建立并验证物理模型。

2006 年,NASA 开始了一个适度的 Hyper-X 后继计划,进行基础性的技术研究。美国在高超声速飞行器领域积累的丰富经验,直接推动了其高超声速技术的发展。作为 NASP 计划和 Hyper-X 计划的延续,美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory, AFRL)、NASA 和 DARPA 联合提出 X-51 计划,目的之一是验证美国空军的超燃冲压发动机能否产生足够的推力,获取地面和飞行试验数据;验证在实际飞行状态下的生存能力。该项目的主要目标为建立一个乘波体飞行试验平台,用以研究高超声速飞行技术。

2006 年年底,澳大利亚国防科学技术局(DSTO)和美国 AFRL 签署了一项金额为 5400 万美元的国际高超声速飞行研究与试验计划(HiFire),进行先进的高超声速乘波器和超燃冲压发动机的飞行试验。该计划与空军实验室的 X-51 计划基本保持同步,主要目的是使超燃冲压发动机技术趋于成熟,以便开发未来的高超声速导弹。

2008 年,印度布拉莫斯航空航天公司开展并持续推进布拉莫斯-2 高超声速弹道研制计划,该项目的研发获得了俄罗斯的大力支持,重点研制超燃冲压发动机技术。

2010 年 4 月,在“猎鹰”项目研究下,HTV-2A 屡经推迟后开始试飞,这是 HTV-2 项目的第一次试飞,HTV-2A 成功和助推的米诺陶 4 火箭分离,再入后 139s 失去联系,此时距离 HTV-2A 从范登堡空军基地发射仅约 9min,而任务全程时间约 30min,大部分验证项目都没有进行。美国 DARPA 认为分离再入后的 139s 飞行测试数据已经具有极大的价值,同时 HTV-2A 验证了大量陆基、海基、空基和天基测控站的数据收集网络,在 5.8km/s 高速下持续接收 GPS 信号,确认了与 HTV-2A 双向通信的可行性,同时证实了控制系统的效果。该项目的研究目标为研制新一代高速运输工具,以及开发具备全球轰炸能力的高超声速轰炸机。虽然取得了很多成果,但 HTV-2A 毕竟是失败了,事后 DARPA 管理人员接受采访时谈到等离子体对双向通信的影响不大,虽然没有直接证实飞行器失控坠毁是失去联系的原因,但黑障等选项肯定要排除了。他还提到米诺陶 4 火箭提供的速度太大,即使第三级火箭进行能量机动降低速度,HTV-2A 的速度仍然太快,为此再入到低于正常滑翔高度。对照时间表,HTV-2A 出事就是在这一阶段。

DARPA 公布了独立的工程审查委员会对 HTV-2A 的调查结果,指出首飞失控最可能的原因是偏航超出预期同时伴随翻滚,这些异常超出了姿态控制系统的调节能力,触发飞行器坠毁。

2010 年 5 月,X-51A 飞行试验机首次试飞成功,在以超燃冲压发动机为动力的飞行器中,是迄今为止飞行时间最长的一次试飞。然而,首次试飞并非按照设想顺利进行,在 X-51A 验证机加速过程中,加速度略低于设计值,而且发动机舱后部的温度明显高于设计值。靶场安全官员通过监测数据发现,X-51A 验证机开始减速,并且遥测信号丢失,于是下令终止试飞,飞行器启动了自毁程序。

2010 年 12 月 8~9 日,美国政府与工业界在华盛顿举办了一个专题研讨会,首次透露了正在考虑启动高超声速武器研制计划,同时涵盖了优先设计 X-51A 验证机、X-37B 轨道试验飞行器和 HTV-2 高超声速验证机,继续推动近期在高超声速领域开展的研究。时隔不到一个月,美国航空航天学会(AIAA)宇航科学会议于 2011 年 1 月 4~7 日在奥兰多举行。美国空军负责科学、技术和工程的副部长助理史蒂文·沃克(Steven Walker)在此次会议上进一步谈论了有关计划。

2011 年 6 月,X-51A 飞行器第二次试飞,但超燃冲压发动机的进气道未启动,操作人员终止飞行试验。

2011 年,美国先进高速武器进行了首次试飞试验,这是美国助推-滑翔高超声速飞行器的首次成果,也是继 X-51 成果试飞后的较大进展。该项目主要由美国陆军空间与导弹防御司令部负责,美空军航天与导弹系统中心负责开发指导系统,桑迪亚国家实验室负责研制助推系统和滑翔飞行器,美国陆军航空和导弹研究工程中心负责研制飞行热防护系统。

2011 年 8 月,DARPA 的 HTV-2B 高超声速飞行器使用轨道科学公司的米诺陶 4 固体运载火箭,自范登堡空军基地发射升空,这是 HTV-2 项目的第二次试飞,失败的第一次试飞任务 HTV-2A 也是使用米诺陶 4 火箭发射的。所谓祸不单行,HTV-2B 虽然发射正常也成功再入大气层,但再次发射约 9min 后失去联系。连遭失败给整个项目蒙上了一层阴影,尤其是 DARPA 并没有订购第三架 HTV-2 飞行器,因此有些分析认为这可能导致项目的终结。美国这种高超声速飞行器的飞行模式避开了大气层外中段拦截,也大大降低了陆基预警雷达的探测距离,还为进一步突防反导系统提高了机动能力。第 2 架 HTV-2 飞行器与第 1 架相比,飞行控制系统的鲁棒性更强。改进的控制系统主要体现在重心的改变,降低了侧面的方向性耦合问题。飞行器的改进使得控制系统能够在大气环境和太空进行偏航控制。

据美国《航宇日报》2011 年报道,受 X-51A 验证机首次飞行试验达到了 4.88Ma 的鼓舞,美国空军重新点燃了对可重复使用的高超声速试验平台的兴趣。最近他们又提出了“高速可重复使用飞行研究飞行器”概念,并表示这种飞行器将