

# 高超声速飞行器技术研究进展

王在铎<sup>1</sup>, 王惠<sup>2</sup>, 丁楠<sup>3</sup>, 张佳宁<sup>4</sup>, 呼宝鹏<sup>2</sup>

1. 海装驻北京地区第一军事代表室, 北京 100076

2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076

3. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076

4. 空军研究院, 北京 100076

**摘要** 高超声速技术作为新世纪航空航天的标志性技术, 已成为国内外军事、航天领域关注的重点技术。对高超声速飞行器进行了分类, 对国外主要军事大国高超声速飞行器的发展路线、总体方案、性能参数等进行了梳理, 围绕对高超声速飞行器发展产生重要影响的气动设计技术、高超声速推进技术、高超声速结构热防护技术、高超声速制导控制技术, 剖析了技术发展特点和技术发展方向。基于国外高超声速飞行器的型号发展和投入方向, 认为高超声速滑翔飞行器将成为高超声速领域优先发展领域。

**关键词** 高超声速飞行器; 滑翔飞行器; 巡航飞行器; 高超声速飞机; 空天往返飞行器

高超声速飞行器技术是指飞行速度 $\geq 5$ 倍音速、在大气层内或跨大气层长时间飞行的飞行器设计技术<sup>[1]</sup>, 传统弹道式导弹、宇宙飞船等常见的航天再入飞行器不属于高超声速飞行器的范畴。

高超声速飞行器技术是21世纪航空航天技术新的制高点, 它既可以用于火力打击武器, 也可用作航天运输系统。相对于传统导弹, 具备投掷效率高、突防能力强等特点。相对于传统运载火箭, 未来还具备重复使用、单级入轨等特征。

随着航空航天技术的快速发展, 抢占空间资源、低成本进入空间, 提升武器打击效能、有效突破敌方防御系统, 已成为军事、航天领域关注的焦点问题。高超声速技术作为新世纪航空航天的标志性技术, 能够支持导弹全球快速打击和航天器单级入轨

等未来战争形态和未来航天运输模式的实现, 是各军事航天强国争相发展的重要方向<sup>[2]</sup>。美国将发展高超声速技术列为最重要的国防任务之一, 高超声速飞行器工程化的时代即将到来。因此, 有必要对该项技术及其装备成果的发展现状、特点与发展趋势进行梳理, 以为相关领域的专业人员提供参考。

## 1 高超声速飞行器分类和基本概念

高超声速飞行器按照功能不同, 主要分为2类: 一次性使用飞行器和可重复使用飞行器(图1)。一次性使用飞行器可分为高超声速巡航飞行器和高超声速滑翔飞行器, 可重复使用飞行器又可分为高超声速飞机和空天往返飞行器。

收稿日期: 2020-08-27; 修回日期: 2021-05-23

作者简介: 王在铎, 高级工程师, 研究方向为飞行器设计, 电子信箱: 13810885649@126.com

引用格式: 王在铎, 王惠, 丁楠, 等. 高超声速飞行器技术研究进展[J]. 科技导报, 2021, 39(11): 59-67; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.

2021.11.007

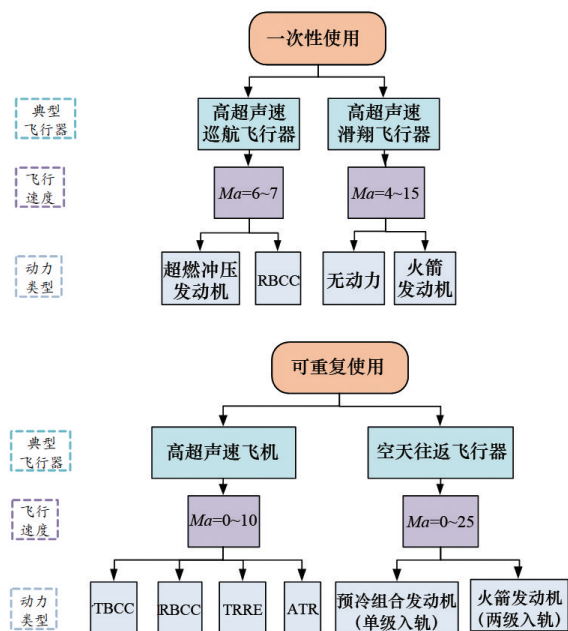


图1 高超声速飞行器分类和基本概念

高超声速巡航飞行器、高超声速滑翔飞行器这2种飞行器都属于高超声速武器范畴,具有速度快、精度高、不易被探测等特点,是远程精确打击的主要力量,主要用于快速打击时间敏感目标。巡航类高超声速飞行器是指以超燃冲压发动机为主动动力、高超声速飞行的巡航飞行器,其发展瓶颈在于超燃冲压发动机,主要发展脉络是以突破超燃冲压发动机关键技术为核心,通过飞行试验开展演示验证,进而才能考虑发展为相应的武器系统。滑翔类高超声速飞行器是指从大气层或临近空间机动再入、在大气层内无动力长时间高超声速机动滑翔飞行的飞行器,滑翔类飞行器避开高速动力瓶颈,重点突破气动外形、防隔热、制导控制等关键技术,形成灵活机动的打击武器。

高超声速飞机一般指能够在普通机场水平起降,飞行速度为 $0\sim 10 Ma$ ,飞行高度 $0\sim 40 km$ ,以火箭、涡轮、冲压等发动机有机组合为动力的一类可重复使用的高超声速飞行器。目前国内外高超声速飞机均处于方案论证阶段,高超声速飞机主要瓶颈是组合动力。传统涡轮发动机工作范围在飞行速度 $0\sim 3 Ma$ ,亚燃冲压发动机工作范围在飞行速度 $2\sim 5 Ma$ ,超燃冲压发动机工作范围在飞行速度 $5 Ma$ 以上。要实现水平起降、可重复使用、飞行高

度达到 $40 km$ 或者更高的目标,必须通过组合动力来实现<sup>[3]</sup>。高超声速飞机由于其宽速域、高空域、可重复使用的特点,具有非常大的军事价值和经济价值;在军事上,可发展为全球快速到达的临近空间高超声速侦察/打击平台,对国家安全产生巨大的战略影响;在航天运输上,可作为两级入轨第一级,实现地面自主起降、进出空间和可重复使用,最终达到廉价进出空间的目的。

空天往返飞行器即能够以高超声速穿梭于大气层和外太空的机动飞行器,根据结构形式,又可分为单级入轨(SSTO)和两级入轨(TSTO)空天飞机<sup>[4]</sup>。单级入轨空天飞机即把航空发动机和航天发动机均安装在1个飞行器内。两级入轨空天飞行器即把航空发动机和航天发动机分别安装在2个飞行器内,进行接力飞行后,各自返回地面。航天飞机属于两级入轨空天飞行器的第二级,实现了在轨飞行后的再入返回,属于可重复使用、具有一定再入大气滑翔机动能力的高超声速飞行器。按照起降方式的不同,又可分为水平起降空天飞机(HTHL)和垂直起飞水平降落空天飞机(VTVL)。空天飞机应用于航天运输,可实现地面自主起降、进出空间和可重复使用,大幅降低空天往返的成本。另外,空天飞机能在战争一爆发就“即时打击”,相比弹道导弹更加灵活<sup>[5]</sup>,必将成为争夺制天权与空间优势的战略武器平台。

## 2 发展历程及现状

### 2.1 高超声速滑翔飞行器

高超声速滑翔飞行器在早期高速再入机动飞行器的基础上发展而来。美、苏在20世纪50~60年代启动了早期战略机动弹头研究计划,典型项目包括美国的助推滑翔再入飞行器(BGRV)和苏联的“TU-130”助推滑翔飞行器<sup>[6]</sup>(图2)。20世纪70~90年代,美国启动多项研究计划,例如先进机动再入飞行器(AMaRV)和桑迪亚有翼再入飞行器(SWERVE)等,关键技术不断成熟。然而随着冷战的结束,美国最终没有部署战略机动弹头。俄罗斯在“针”计划下,提出了有动力的高超声速滑翔机动

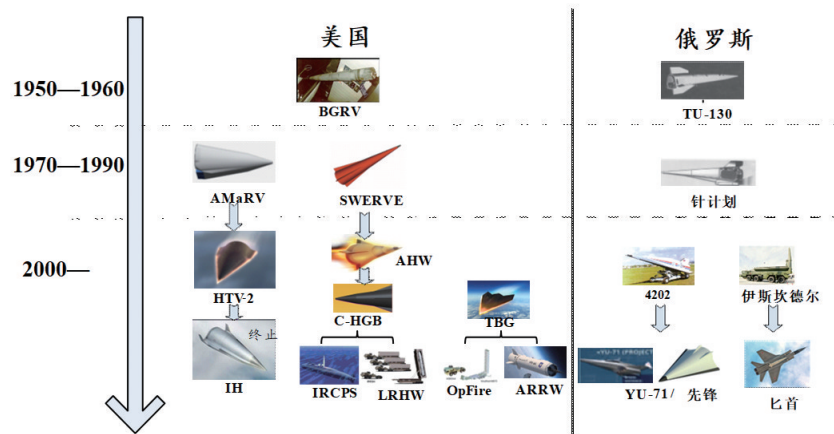


图2 高超声速滑翔飞行器发展历程

弹头方案<sup>[7]</sup>。

进入21世纪后,美国重点研制并试验了猎鹰HTV-2高超声速技术飞行器。猎鹰HTV-2在2次飞行失利后,美国高超声速滑翔飞行器的发展思路由突出战略打击向战略战术并重发展,着力打造“三位一体”的高超声速滑翔飞行器型谱,即海基、陆基、空基以通用型中远程滑翔飞行器先进高超声速武器(AHW)为原型,发展各自的高超声速滑翔武器,海基发展中程常规快速打击武器(IRCPS)、陆基发展远程高超声速武器(LRHW)和空基发展高超声速常规打击武器(HCSW),2020年,美空军取消空基HCSW项目。同时,着力发展战术助推滑翔项目(TbG),形成空射快速响应武器(ARRW)和陆基作战火力(OpFires)项目。

俄罗斯以突破美国导弹防御系统为目标,在

“4202”项目的支持下开展Yu-71滑翔飞行器演示验证,采用新型“先锋”滑翔弹头,并已装备部队<sup>[8]</sup>。另一方面,俄罗斯新型“匕首”战术高超声速武器已投入战斗值班。

### 2.2 高超声速巡航飞行器/高超声速飞机

高超声速巡航飞行器、高超声速飞机是随着超燃冲压发动机技术的成熟而逐步发展成型。1950—1970年超燃冲压发动机处于基础技术研究阶段,直到1980—1990年,单级入轨空天飞机研究的热潮兴起,极大地推动了超燃冲压发动机技术的发展。20世纪90年代中后期至今,为了逐步攻克关键技术、降低技术风险,采取了更为稳妥的发展策略,前期开展关键技术攻关和飞行演示验证,后期向实战应用方向转化(图3)。

高超声速巡航飞行器方面,美国通过开展Hy-

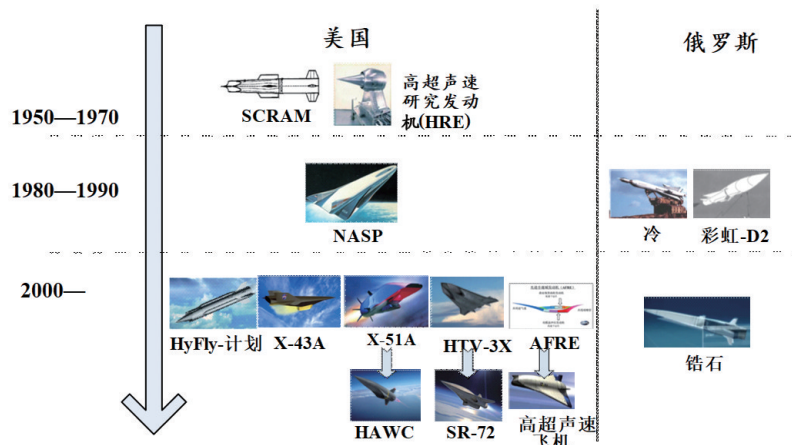


图3 高超声速巡航飞行器/高超声速飞机发展历程

Fly、X-43A、X-51A<sup>[9]</sup>计划,推动超燃冲压发动机技术向前发展,空军提出高超声速打击武器(HSSW)项目,在X-51A的基础上,形成高超声速吸气式武器方案(HAWC)。俄罗斯在“冷”计划下首次完成超燃冲压发动机的飞行演示验证试验,2016年成功开展“锆石”高超声速巡航飞行器的飞行试验,不断加快高超声速武器的装备部署。

在高超声速飞机方面,美国在“黑燕”(HTV-3X)项目支持下,形成了高超声速无人侦察器(SR-72),还提出了先进全速域发动机(AFRE)项目,研发组合循环发动机,为未来高超声速飞机发展储备技术。受美国影响,俄罗斯也开始计划研制下一代高

超音速飞机——米格41战机,根据俄罗斯的计划,这款米格41战机将会在米格31的基础上,进行全新的升级,除了武器和航电系统,最大的亮点在于将米格41的速度提升到4 Ma,有可能还会达到5 Ma。

### 2.3 空天往返飞行器

20世纪国外首先开始研究单级入轨(SSTO)方案,例如美国以吸气式发动机为动力的国家空天飞机计划(NASP)和以火箭发动机为动力的X-33,俄罗斯提出TU-2000方案,但由于研制费用高、技术难度太大、先后终止。尽管没有达到预期目标,但作为一个时代的标志,航天飞机极大地推动了先进航天运输技术的进步(图4)。

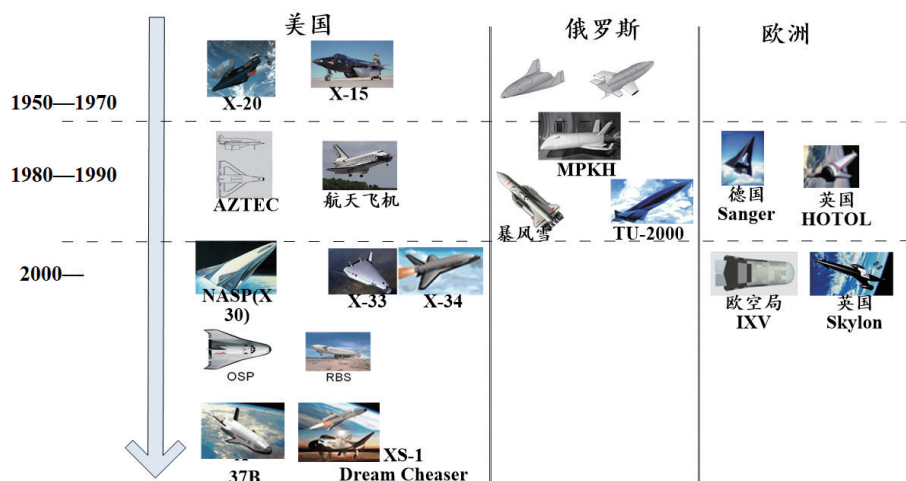


图4 空天往返飞行器发展历程

2000年之后,美国重点发展两级重复使用入轨方案,以火箭发动机为动力的X-37B多次开展在轨飞行试验,取得重大突破<sup>[10]</sup>;可重复使用助推系统(RBS项目)终止后,DARPA接手空军继续发展火箭动力的可重复使用第一级方案,提出“试验性太空飞机”(XS-1)项目。

欧空局通过过渡性试验飞行器(IXV)研究可重复使用再入返回技术。英国研制采用吸气组合动力的单级入轨飞行器“云霄塔”(Skylon)<sup>[11]</sup>,该飞行器已在组合动力发动机上取得了一定成果,很有可能成为第一个试飞的单级入轨飞行器<sup>[12]</sup>。

## 3 关键技术及特点

### 3.1 气动设计技术

高超声速飞行器主要工作段为稠密的大气层,此时,高动压和高雷诺数造成的巨大气动载荷、边界层转捩、严重的气动加热、临界的控制稳定性成为这类飞行器气动设计不可避免地会遇到的问题<sup>[13]</sup>。高超声速飞行器气动设计就是要针对不同任务使命、动力配置、飞行模式,在飞行器总体尺寸重量规模限制下,确定满足容积要求、防热要求及操稳要求的飞行器气动构型<sup>[14]</sup>,并通过优化设计提

高其气动效率,降低结构重量的过程。

在内外尺度限制和不同的功能需求条件下,飞行器的气动效率也有很大差别<sup>[5]</sup>。大钝度回转体类返回舱的最大升阻比仅到0.5以内,带翼航天器的最大升阻比为1.3~3.0,无翼升力体的最大升阻比为0.7~4.0,乘波类飞行器最大升阻比在3.0以上。

总体上,最大升阻比越大,对应的攻角就越小,相应的升力载荷系数也就越小,飞行器外形也会由轴对称向面对称扁平化发展,以乘波体构型为极限情况。为实现飞行器的可飞可控,依靠质心偏置获得自稳定配平已不现实,活动操稳控制面的展开不可避免地降低了配平升阻比。因此,在气动布局设计时,需要充分考虑气动、控制间的耦合,立足于稳定控制,实现气动与控制一体化设计<sup>[6]</sup>。

按照高超声速飞行模式,高超声速飞行器可分为半弹道式、升力式、乘波式构型,分别对应高超声速再入机动飞行器、高超声速滑翔飞行器/可重复使用再入返回飞行器、高超声速巡航类飞行器。综合分析来说,不同构型应用场景不同,优缺点也比较明显。半弹道式机动性好、结构简单,但升阻比较低,不利于长距离穿越大气飞行。升力式具有较高的升阻比,但外形复杂、加工制造困难,经济性差。乘波体在设计工况下升阻比高、利于与冲压发动机结合,但容积率较低,非设计工况下性能大幅下降。

### 3.2 高超声速推进技术

目前,高超声速推进技术研究的热点主要包括碳氢燃料吸气式超燃冲压技术和组合循环发动机技术。

在超燃冲压技术方面,美国从1995年开始实施HyTech高超声速技术计划研究亚燃/超燃冲压发动机在高超声速飞行器上的适用性。2003年,HyTech计划更名为高超声速超燃冲压发动机技术(HySET)计划,研究利用可变几何进气道实现超燃冲压发动机亚燃/超燃双模态工作的技术,并于2005年完成了地面试验验证。2013年,X-51A飞行器完成了以5.1 Ma的速度飞行约240 s的演示验证飞行试验,标志进入技术应用阶段。2016年,X-51A的后继研究项目——高超声速吸气式武器概念计划(HAWC)正式进入以模型试制阶段。超

燃冲压发动机从概念提出到至今已经过了数十年的发展,研究结果表明8 Ma以下的超燃冲压发动机在原理上是可行的。美国在已经实现了4~6 Ma的可靠点火、稳定燃烧释热以及亚燃和超燃模态的正常工作,双模态亚燃/超燃冲压技术已接近成熟,有望实现工程实际应用。未来,超燃冲压发动机在研制过程中面临的主要挑战包括整机进气道和尾喷管的进排气流道匹配设计、超声速流动燃烧组织技术、超燃冲压发动机热防护技术等<sup>[7]</sup>。

在组合循环发动机技术方面,美国进入21世纪后,开展了有关组合发动机进排气技术(2005年的“猎鹰”组合发动机测试计划FaCET)和高速涡轮性能(2003年的高超声速演示验证计划HiSTED)的基础技术研究,为之后的涡轮冲压组合发动机的发展奠定了基础。2016年,洛马公司称在HTV-3X的基础上研究出了SR-72无人侦察机涡轮基组合循环发动机可用化集成方案,并且找到了一种涡轮/冲压组合发动机模态转换方法。同年,美国提出了先进全速域发动机(AFRE)项目,已启动该项目的系统设计、部件研发以及地面演示验证,预计在2020财年结束前完成AFRE发动机整机地面自由射流试验。2017年9月,DARPA与英国反作用发动机有限公司(REI)共同开展“佩刀”(SABRE)发动机预冷器样机(称为HTX)的高温气流试验,用于考核预冷器在Ma5高温高速气流条件下的性能。由以上分析可知,到目前为止,涡轮基组合循环发动机突破了模态转换等关键技术,进入了全尺寸地面验证试验阶段。未来,应对高马赫工作条件下带来的高温问题,对发动机涡轮、轴承进行有效冷却,研制在高温环境下能够持久工作的轻型部件,是关键的技术挑战之一。

### 3.3 高超声速结构热防护技术

对于持续高超声速飞行的飞行器,其最大的挑战来自外部的热环境,严重的气动加热环境和质量、容积等条件约束,对飞行器的结构与热防护提出了严峻挑战。为了解决该问题,研究涉及的主要技术包括耐高温轻质材料技术和一体化结构热防护技术<sup>[8]</sup>。

耐高温轻质材料按照烧蚀性能又可分为烧蚀

材料和非烧蚀材料。烧蚀材料主要应用于高超声速飞行器头锥、前缘等高温区域,其发展主要集中在材料烧蚀性能的改进上。烧蚀材料也逐渐被低烧蚀或零烧蚀的材料替代。目前,超高温条件下的低烧蚀或零烧蚀的隔热材料主要有改性的陶瓷复合材料与碳/碳复合材料。改性的陶瓷复合材料与碳/碳复合材料具有高强度、比重轻、热膨胀系数小、抗腐蚀、抗热冲击、耐摩擦性能好、化学稳定性好等一系列优异性能。

非烧蚀材料主要应用于高超声速飞行器大面积热防护区域,主要采用以非烧蚀结构材料为基础的辐射隔热技术,其主要防护材料为陶瓷纤维刚性隔热瓦和隔热毡<sup>[19]</sup>。刚性陶瓷隔热瓦材料经过几十年的发展已陆续制备出全石英隔热瓦材料、耐高温纤维增强复合材料、多元隔热瓦材料和隔热瓦材料等多种材料体系。X-37B采用了新型韧化单体纤维增强抗氧化复合材料,将抗氧化烧蚀外层与高韧性隔热基体集成在一起,克服了单纯抗氧化外层的脆性,提高了热防护部件的抗热震性能,保障了热防护系统的安全性和优良的隔热性能,实现了隔热、隔热一体化设计。

一体化结构热防护技术,是将材料隔热功能与承载荷集成在一起的一体化设计技术,其特点是结构简单,能够有效减轻飞行器的质量。为此,NASA提出要发展一种可实现隔热与承载双重功能的一体化热防护系统方案<sup>[20]</sup>。一体化热防护系统将热防护作为机身承载结构的一部分,在完成隔热功能的基础上,同时分担机身结构载荷。2010年进行飞行试验的HTV-2,其机身大面积热防护系统结构采用了先进的碳/碳复合材料一体化集成方案,实现了飞行器隔热与承载的双重功能。

从以上热防护系统的发展可以看出,高超声速热防护系统已经从传统的烧蚀热防护向非烧蚀热防护方向发展,从传统的隔热、隔热分开设计向隔热隔热一体化的轻质方向发展,从单纯的隔热材料研制发展到材料与承载结构相结合的一体化热防护系统方向发展。

### 3.4 高超声速制导控制技术

高超声速飞行器制导控制的技术难点主要体

现在快时变、强耦合、强非线性系统控制,高超声速精确制导等方面<sup>[21]</sup>。

高超声速飞行器时变快、强耦合、强非线性的复杂控制特性,使得准确建立被控对象的模型难度很大<sup>[22]</sup>,主要表现为气动发动机耦合的强非线性特点、不同运动模式的交联耦合影响等,须综合考虑气动与控制的耦合稳定性以及发动机与控制的耦合控制设计,对解耦方法和时变非线性系统控制技术进行深入研究<sup>[23]</sup>。

精确制导方面,存在3项关键技术。首先在控制执行机构方面,作为飞行器高度稳定飞行的唯一控制力来源,精确的制导控制对执行机构控制精度和响应速度提出了很高的要求<sup>[24]</sup>。在中制导导航技术方面,为了顺利过渡到末制导工作阶段,要求中制导具有较高的精度,单一制导模式很难满足精度要求,通常需要采取复合制导方式,此外高热环境对卫星接收机天线和雷达天线等的高温工作适应性也提出了很高要求。在末制导技术方面,由于高超声速飞行器具有异型外形、有效容积有限、高动态和高热飞行等特点,给雷达成像导引头和光电成像导引头的成像产生畸变,对目标自动识别带来很大难度。

## 4 发展趋势

1) 高超声速滑翔飞行器成为高超声速领域优先发展重点。

高超声速滑翔飞行器能够在大气层内做远距机动滑翔,可实现对现有导弹防御系统的绕飞,大幅增强飞行轨迹的不可预测性,对突防带来一定好处。在军事激烈竞争的大环境下,各国不约而同地将高超声速滑翔飞行器作为优先发展对象,高超声速滑翔飞行器正在从试验验证向武器型号转化。

2018年3月1日,普京在联邦会议国情咨文中首次展示“匕首”空射高超声速导弹和“先锋”高超声速滑翔弹头,引起全世界的广泛关注。“匕首”和“先锋”作为俄高超声速武器的代表方案能有效突破美国的导弹防御系统,有效提升俄战略威慑和战术打击能力。当前,这两型武器均已投入部署和战

斗值班,对于美国无论是从技术上还是心理上已形成很大的冲击。俄罗斯已经于2019年在战略导弹上装备高超声速滑翔弹<sup>[25]</sup>。可以说,在这场高超声速技术的军备竞赛中,俄罗斯已经赢得战略先机。

面对高超声速滑翔武器带来的直接威胁,美国国会、国防部、三军、导弹防御局、DARPA等机构高度关注、大力推动美国高超声速进攻和防御能力的发展。美国国防部提出到2022年作战形成高超声速武器的初始作战能力。从项目发展进度看,只有陆射型能够满足节点要求;潜射型滑翔武器要解决缩比型滑翔飞行器的研制、新型助推器的研制和潜艇的装配问题,美国海军计划2025年部署该武器。

2) 高超声速武器通用化、实战化应用成为美军装备研究的重要考虑。

梳理典型项目可以看出,美国根据不同的作战需求,策划并发展多平台、通用化的高超声速武器型谱。美国聚焦于应对所谓“反介入/区域拒止”的挑战,重点关注从防区外对时敏目标的打击能力。对此,美国海军基于水面舰艇和潜艇发展海基中、近程助推滑翔导弹,空军则利用空中平台大范围性的机动性,研发近程的高超声速滑翔和巡航导弹。

美国军方倡导共享高超声速飞行器研究的技术成果,以AHW和TBG项目为基础,海、陆、空三军结合各自的作战需求、平台特点、定制开发新型助推器,加速推进助推滑翔武器的工程研制和初始作战能力的形成,全力打造“三位一体”的高超声速助推滑翔导弹型谱。

3) 高超声速组合循环推进技术将决定未来发展研制进程。

目前,DARPA的AFRE项目和英国SABRE发动机项目是国际最受瞩目的两项发动机关键技术研究项目,它们直接决定未来高超声速飞行器的研制进程。

AFRE项目于2017财年启动,验证涡轮基组合循环(TBCC)推进系统从涡轮发动机向双模态冲压发动机的转换。这种推进系统的各种大尺寸部件将独立研发和验证,最后进行TBCC推进系统模态转换的全尺寸自由射流地面试验。2018年10月,DARPA的AFRE项目经理披露了高超声速飞机

TBCC发动机地面试验项目的最新进展,已完成双模态冲压发动机低马赫数模态转换试验。2020年,该项目完成全尺寸涡轮机和喷管的注水地面试验,全尺寸燃烧室(DMRJ)组装和地面试验演示验证,全尺寸进气道组装、试验设备安装,燃烧室、涡轮发动机和喷管的试验后检查和翻新,并启动集成TBCC的系统组装、安装和检验测试。2021年,该项目申请预算为1370万美元<sup>[26]</sup>,继续完成集成TBCC系统自由射流试验。该项目的完成将有助于实现用于远程打击、高速情报侦察监视和两级入轨的高超声速系统。

在与英国航天局、欧空局的合作下,2019年,英国反应发动机公司(REL)的“佩刀”发动机验证机推进系统核心部件成功通过设计评审,将利用“佩刀”发动机技术开发可在4h内完成伦敦至悉尼航行的“太空飞机”,该飞机预计在2030年进行初次飞行。2019年10月,英国反作用发动机公司的“佩刀”发动机完成在相当于 $Ma\ 5$ 的气流温度条件下对其创新型预冷器进行了试验,成功地在不到1/20s的时间内把超过1000℃的气流温度降下来,这是“佩刀”发动机研制工作中的重大里程碑,加快了空天飞行器动力系统的成熟。

4) 高超声速飞行试验平台成为关键技术验证的重要手段。

2016年4月,美国空军研究实验室(AFRL)发布了“经济可承受的常规高超声速试验”(HyRAX)项目招标预告,提出研制一款可重复使用的高超声速试飞平台,美国空军要求该试飞平台可在高超声速环境下进行常规的、经济可承受的、航时较长的飞行试验。另一项美国高超声速飞行试验平台Talon-A目前也处于研发阶段,属于廉价的高超声速试飞平台,可开展多频次、长航时的高超声速飞行试验,承担了美军侦查、地球轨道长期飞行、可回收、可携带武器攻击敌方卫星等多个试验项目,正在进行原理样机构型和计算仿真实验,预计在2022年初步实现运行能力。

通过发展高超声速飞行试验平台,可为多种高超声速飞行器技术提供飞行试验环境,全面促进高超声速气动、自主控制、高温材料、推进动力、结构

构型等技术的成熟,带动边界层测量等高超声速测量方法的发展。

目前,各国高超声速飞行器技术仍处于密集的工程验证阶段,需要开展大量的技术攻关工作和试验研究工作以推动技术的成熟,因此,高超声速飞行试验平台将成为未来一段时间内,高超声速技术验证的重要手段。

## 5 结论

高超声速飞行器兼有航天器和航空器的优点,集成了人类诸多航空航天领域的新技术,是未来飞行器的重要发展方向,具有极高的战略意义和应用价值。本文系统地介绍了高超声速飞行器的分类和基本概念,针对不同类型的高超声速飞行器,分析了其发展历程和研究现状,辨识了发展过程中,气动设计、动力设计、结构热防护设计、制导控制设计等方面存在的关键技术。对未来的发展趋势进行了大胆预测,认为高超声速滑翔飞行器将成为高超声速领域优先发展的领域,同时在发展过程中,通用化、实战化应用将成为装备研究的重要考虑。此外,高超声速组合循环推进技术的深入研究、各类飞行试验平台的投入使用将加快未来高超声速飞行器的研制进程。

### 参考文献(References)

- [1] 冯志高, 关成启, 张红文. 高超声速飞行器概论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [2] 李小将, 李志德, 杨健. 临近空间装备体系概念及关键问题研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2007, 18(4): 72-77.
- [3] Gamble E, Haid D, Alessandro S D. Thermal management and fuel system model for TBCC dynamic simulation[C]. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010: 6642.
- [4] 鲁宇. 重复使用运载火箭技术进展与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(5): 1-7.
- [5] 李建林, 徐立功. 临近空间高超声速飞行器发展研究[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2012.
- [6] 范月华, 高振勋, 蒋崇文. 美俄高超声速飞行器发展近况[J]. 飞航导弹, 2018(11): 25-30.
- [7] 宋巍, 梁轶. 2018年国外高超声速技术发展综述[J]. 飞航导弹, 2019(5): 7-12.
- [8] 王康, 高桂清, 杨明映. 俄罗斯先锋高超声速巡航导弹主要特点及启示[J]. 飞航导弹, 2018(9): 27-30.
- [9] Richardson D. Causes sought for X-51A failure[J]. Jane's Missiles & Rockets, 2012(1): 14-17.
- [10] 许红英, 侯丹, 陈杰. 美空军发射X-37飞行器简析[J]. 中国航天, 2010(6): 21-25.
- [11] Varvill R, Bond A. The SKYLON spaceplane-progress to realisation[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2008, 61(10): 22-32.
- [12] Bond A, Varvill R. SKYLON: A realistic single stage spaceplane[J]. Spaceflight, 2003, 45(158): 158-161.
- [13] 彭治雨, 石义雷, 龚红明. 高超声速气动热预测技术及发展趋势[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 325-345.
- [14] 闵昌万. 高超声速飞行器横侧向气动布局准则研究[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(3): 1-10.
- [15] 余平, 段毅, 尘军. 高超声速飞行的若干气动问题[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 7-23.
- [16] 罗金玲, 徐敏, 刘杰. 一体化外形的高超声速飞行器升阻特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1478-1481.
- [17] 袁春飞, 仇小杰. 超燃冲压发动机研究现状及控制系统关键技术[J]. 航空发动机, 2016(4): 1-7.
- [18] 王璐, 王友利. 高超声速飞行器热防护技术研究进展和趋势分析[J]. 宇航材料工艺, 2016(1): 1-6.
- [19] Matthew M, Eric M, Parker R, et al. Effect of surface catalysis on measured heat transfer in expansion tunnel facility[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(2): 470-474.
- [20] Venkatapathy E, Laub B, Hartman G J, et al. Thermal protection system development, testing, and qualification for atmospheric probes and sample return missions examples for Saturn, Titan and Stardust-type sample return [J]. Advances in Space Research, 2009, 44(1): 138-150.
- [21] 张合新, 宫梓丰, 蔡光斌. 复杂约束条件下高超声速飞行器再入轨迹优化[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(1): 1-6.
- [22] 郭正雄, 张珩, 肖歆昕. 环境因素对远程近空间高超声速飞行的影响[J]. 飞行力学, 2013, 31(1): 84-87.
- [23] 樊晨霄, 王永海, 刘涛. 临近空间高超声速飞行器协同制导控制总体技术研究[J]. 战术导弹技术, 2018(4): 52-58.

- [24] 余朝军, 江驹, 肖东. 一种高超声速飞行器鲁棒自适应控制方法[J]. 宇航学报, 2017, 38(10): 1088-1096.
- [25] 胡冬冬, 叶蕾. 对当前美国空军高超声速领域发展态势和方向的研判[J]. 现代军事, 2017(9): 10-14.
- [26] Air Force. Research, development, test & evaluation, air force justification book volume[R]. Washington DC: Department of Defense Fiscal, 2020.

## Research on the development of hypersonic vehicle technology

WANG Zaiduo<sup>1</sup>, WANG Hui<sup>2</sup>, DING Nan<sup>3</sup>, ZHANG Jianing<sup>4</sup>, HU Baopeng<sup>2</sup>

1. The First Military Representative Office of the Naval Equipment Department in Beijing Area, Beijing 100076, China,
2. Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China
3. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China
4. Air Force Research Institute, Beijing 100076, China

**Abstract** Hypersonic vehicle technology, as a symbol of aerospace technology in the new century, has become a focus of attention in military and aerospace fields at home and abroad. This paper introduces the classification of hypersonic vehicles, analyzes the development route, overall plan and performance parameters of the mainstream hypersonic aircraft, and summarizes its technological characteristics. The characteristics and direction of technology development are analyzed in terms of aerodynamic design technology, hypersonic propulsion technology, hypersonic structure thermal protection technology and hypersonic guidance and control technology, which have important influences on the development of hypersonic vehicles. In addition, based on the model development and investment direction of foreign hypersonic vehicles, the development trend of hypersonic vehicle in the future is predicted, so as to provide guidance and reference for the related development research.

**Keywords** hypersonic vehicle; gliding vehicle; cruising vehicle; hypersonic aircraft; space shuttle ●



(责任编辑 王志敏)