

美国典型高超飞行器项目研发及启示

张蒙正, 邹 宇

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 简要回顾了美国典型高超声速飞行器项目及其动力系统发展的历程, 分析了其发展的态势、经验和教训。美国始终将高超声速技术作为航空航天事业发展的重要领域, 高超声速飞行器和动力技术方案与国家战略及应用背景密切相关。为了降低技术风险, 采取了多方案并行的研发模式。高超声速技术的研发应充分重视顶层设计, 注重技术的继承性, 发挥不同单位的技术优势, 加强基础研究、关键技术攻关和实验设施建设。

关键词: 高超声速飞行器; 超燃冲压发动机; 火箭基组合循环发动机

中图分类号: V43 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 02-0001-09

Development of American typical hypersonic flight vehicles and its enlightenment

ZHANG Meng-zheng, ZOU Yu

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development course of American typical hypersonic flight vehicles and their propulsion systems is reviewed. The development trend, experiences and lessons from those typical programs are analyzed. The hypersonic technology is considered as the important development direction of aviation and spaceflight of America. The flight vehicles and propulsion technology have the close relationship with the idiographic application and nation strategic requirement. The development mode coinstantaneous with multi-scheme were adopted to reduce technical risk. The research of hypersonic technology must follow the need of nation strategic development, and focus on the top planning and the technical inheriting. The development of propulsion technology should put great emphasis on the fundamental research, experimental equipment, key technology study and the application of preponderant technique.

Keywords: hypersonic flight vehicle; scramjet; RBCC

收稿日期: 2011-10-13; 修回日期: 2011-12-06

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机

0 引言

近期,美国 X-51A、HTV-2 及先进高超声速武器 (Advanced Hypersonic Weapon, AHW) 陆续进行飞行试验,引发了研究者对高超声速飞行器应用、前景和相关技术发展的极大关注。本文对美国典型高超声速飞行器及其动力技术的发展历程、现状、发展态势及从中可能得到的教益进行分析,供相关人员参考。

1 典型高超飞行器及动力技术发展历程简要回顾

20 世纪 60 年代以来,美国十分注重高超声速技术的研发,连续启动多项高超声速飞行器的立项与研发。近年来, X-43A、Hyfly、X-51A、HTV-2 和 AHW 等一系列高超声速飞行器陆续开展飞行试验,分别、陆续和不同程度验证高超声速气体动力学、飞行器设计、制导与控制、热防护、材料及动力系统等关键技术,并获得部分成功,高超声速飞行器及其动力技术的应用前景逐渐清晰,关键技术逐步突破,工程应用日趋接近。

1.1 以超燃冲压发动机为动力的项目

1.1.1 NASP 和 Hyper-X

NASP 计划源于美国国防高级研究计划局 (DARPA) 1982-1985 年期间开展的 Copper Canyon (铜谷) 项目,主要内容之一就是验证以超燃冲压发动机为主体的吸气式组合循环动力系统。1989-1990 年,普惠公司和洛克达因公司分别试验了全尺寸和 1/4 尺寸的 NASP 计划中的超燃冲压发动机^[1-2],地面模拟速度分别达到 Ma 6.0 和 Ma 7.0。1994 年 11 月,因技术和资金等原因,尤其是超燃冲压发动机技术迟迟得不到突破,NASP 计划被迫取消。后续的 Hyper-X 计划主要研究并演示用于高超声速飞机和可重复使用天地往返运输系统的超燃冲压发动机及一体化设计技术^[3]。X-43A (图 1) 是其最早的演示飞行器,动力系统为氢燃料超燃冲压发动机。2004 年 3 月 24 日和 12 月 16 日, X-43A 的两次飞行试验均

获成功,飞行马赫数分别达到 Ma 7.0 和 Ma 9.8,成为世界上速度最快的吸气式飞行器。

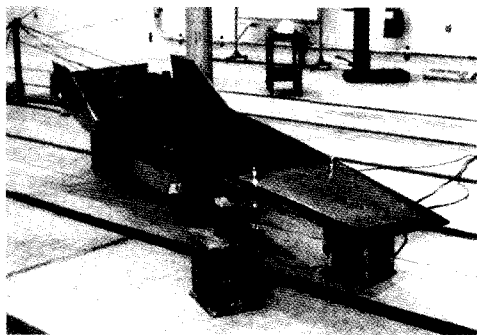


图 1 X-43A 飞行器

Fig. 1 X-43A hypersonic flight vehicle

1.1.2 X-51A 验证机与 Robust Scramjet 计划

X-51A (图 2) 验证机可以看作 NASP 计划和高超声速技术 (HyTech) 计划的延续,源于空军研究实验室 (AFRL) 在 2003 年开展的“吸热式碳氢燃料冲压发动机飞行验证机” (EFSEFD) 计划,此计划后改称为“超燃冲压发动机验证机-乘波机” (SED-WR)^[4]。X-51A 验证机机体采用乘波体构型,使用 JP-7 为燃料的 SJX61 系列超燃冲压发动机,其中 SJX61-2 (简称 X-2) 采用全权限数字式发动机控制系统和闭环热管理系统。

X-51A 验证机首飞于 2010 年 5 月 26 日,采用的 SJY61-4 超燃冲压发动机启动用乙烯,再转换到 JP-7。飞行中,因发动机密封失效,工作 140 s (预期 300 s),飞行试验部分成功。2011 年 6 月 13 日,第二次飞行试验因发动机而失败。

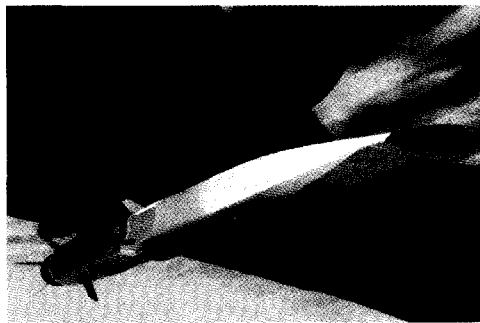


图 2 X-51A 飞行器

Fig. 2 X-51A hypersonic flight vehicle

此外, 2003 年, 波音在 AFRL 资助下, 启动了“稳健的超燃冲压发动机”(Robust Scramjet)计划, 目的之一是为 X-51B 研制一种热力喉道冲压(TTRJ)发动机。ATK 公司为其研制的 ATRJ-51-4 发动机采用了一种结构简单的亚声速燃烧室, 不仅避免了超燃冲压发动机较为复杂的燃油控制系统, 且无需对燃油进行热平衡, 实现高超声速飞行。X-51B 验证机飞行速度相比 X-51A 较慢, 为 Ma 4~5.5, 但飞行高度更高, 且持续时间更长, 同时, 其采用的 JP-10 密度比 JP-7 高, 飞行距离更远。

1.1.3 Hyfly 计划

Hyfly 计划的目标是验证以双燃烧室冲压发动机(DCR)为动力的高超声速导弹技术^[6-7]。DCR 发动机设计点, 约有 25% 的空气流量通过旋流和导流通道流入亚声速燃烧室, 而其中约 1/4 的空气通过旋流通道强迫旋转后进一步减速, 与雾化的燃料形成适合于点火的最佳油气比混合气, 其余 3/4 的空气则从导流通道进入与碳氢燃料混合成富油混合气, 点燃并保持稳定燃烧, 未完全燃烧的混合气经收敛通道膨胀到超声速状态, 进入超声速燃烧室。与此同时, 大约 75% 的空气流过收敛通道, 加速到超声速后, 进入到超声速燃烧室内与超声速的富油混合气均匀掺混, 实现完全燃烧。这样, DCR 发动机就可实现较大范围稳定燃烧, 获得 Ma 3~6 范围的高性能。2007 年 9 月 25 日, Hyfly 首飞, 因发动机燃油控制系统软件发生故障, 导致飞行失败; 2008 年 1 月 16 日, Hyfly 第二次飞行, 因高压、高温燃料系统泄漏再次失败; 2010 年 7 月 29 日, Hyfly 第三次飞行试验, 飞行控制软件问题致使飞行又一次失败。

Hyfly 三次飞行试验失败, 原因均在发动机辅件系统, 与 DCR 发动机燃烧组织技术并无关联。未来, 美国海军有可能自筹资金, 继续开展 Hyfly 导弹的试验研究工作。

1.2 以组合发动机为动力的项目

在高超声速飞行器技术发展的同时, 美国一直在进行组合发动机, 特别是火箭冲压组合发动机的研究工作。NASP 计划之后, 其组合发动机研究大体可分为以下几个阶段。

1.2.1 ISTP 计划

1999 年 NASA 提出综合航天运输计划(Integrated Space Transportation Plan, ISTP), 其中设想的第三代可重复使用运载器 Spaceliner 100^[8]以火箭发动机基组合循环(RBCC)为主。此阶段, Aerojet 公司的 Strutjet(支板引射)火箭基组合循环发动机和 Rocketdyne 公司的 A5 发动机最受关注。

1) Strutjet 发动机^[9-11]

Strutjet 发动机采用矩形流道, 从前到后依次分为进气道、燃烧室和喷管三部分, 突出特点是进气道/二次燃烧室/喷管一体化、模块化设计思路, 采用矩形流道以减少飞行器阻力。三种循环方式在同一流道中接替工作, 平稳转换。针对军事用途, 采用凝胶红发烟硝酸/甲基胍推进剂组合; 针对未来运载器, 采用 LOX/LH₂ 组合, 推进剂供应均用泵压式系统。Aerojet 公司制定了一个完整的试验计划, 对整个飞行轨迹内的工作模式进行了上千次试验, 获得了大量的试验数据和研究成果, 验证了支板喷射发动机的可行性。

2) A5 发动机^[12]

A5 发动机(图 3)采用 LOX/LH₂ 推进剂, 发动机的海平面推力为 111.16 kN, 海平面比冲约为 3 500 s; 火箭发动机海平面推力 2 669 N, 海平面比冲大于 400 s。发动机采用全固定式流道, 一次火箭位于隔离段出口上下两侧, 使用流向涡混合技术加强燃料与空气的混合, 主动冷却燃烧室。

截至 2000 年, A5 的模型发动机已进行了 82 次试验, 累计工作时间超过 3 600 s, 并于 2000 年在 GASL 成功进行了模拟实际飞行状态下的引射到亚燃模态过渡试验。



图 3 Rocketdyne 公司的 A5 组合循环发动机

Fig. 3 A5 RBCC engine of Rocketdyne

2002年,新版ISTP将原计划的二代和三代RLV计划合为“航天发射倡议”(Space Launch Initiative, SLI),其第三阶段计划(下一代发射技术(NGLT))计划中,进行火箭冲压组合循环和涡轮组合循环动力系统研究。NGLT发射系统技术领域主要分为飞行器系统研究和飞行演示器两个方面。前者包括基础飞行器系统,如机体结构、材料和热保护系统;后者继承了前期Hyper-X计划的主要研究成果,包括X-43A、B、C、D和大尺寸可重复使用演示器(LSRD)5个飞行演示器。其中X-43A两次飞行均获得成功。X-43B(即可重复使用组合循环飞行演示器、RCCFD)目的是演示亚燃到超燃的推进模式,探索工作包线,验证系统的可行性。ISTAR(Integrated System Test of an Air-breathing Rocket)是X-43B的动力系统,它以Strutjet发动机为基础,用JP-7/H₂O₂作为推进剂,在Ma 0.7~7.0范围内演示引射增益火箭、冲压发动机和超燃冲压发动机工作模式,冲压发动机接力点为Ma 2.5, Ma5时转为超燃。X-43C用于演示验证碳氢燃料冷却双模超燃冲压发动机为动力的飞行器在Ma 5.0~7.0范围稳定和机动飞行时的性能,发动机从亚燃到超燃组合模式转换、吸气式高超声速飞行器在有动力和无动力飞行时的飞行特性等。X-43D是全尺寸演示器形成前用于降低风险的演示器,采用可工作在Ma15的氢燃料超燃冲压发动机。大尺寸可重复使用演示器(LSRD)则是一台完全集成推进和飞行器技术的可重复使用演示器。2004年3月,由于NASA工作重点转向“星座”计划,试验被取消。

1.2.2 CCEC 计划

CCEC(Combined Cycle Engine Components)是美空军开展的组合循环发动机组件计划,目的在于对RBCC和TBCC用于两级入轨飞行器效果进行评估。CCEC计划对采用RBCC+Rocket、垂直起飞/水平降落的两级入轨军用空天飞机(Sentinel)(图4a)和采用TBCC+Rocket、水平起飞/水平降落的两级入轨空天飞机(Quicksat)(图4b)方案进行了比较全面的评估。

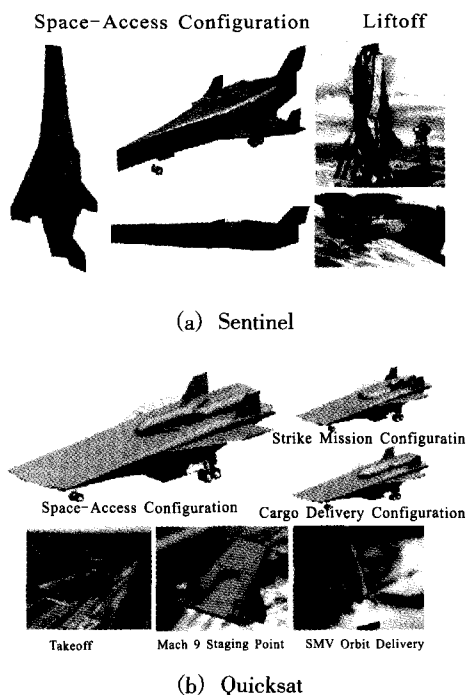


图4 CCEC计划中的 Sentinel 和 Quicksat 飞行器

Fig. 4 Sentinel and Quicksat flight vehicles in CCEC Plan

评估结果表明:垂直起飞需要大推力的动力装置,在Ma 2.0以前,RBCC动力系统不能提供足够的推力,比冲性能也达不到要求。水平起飞要求的推力小,但加速时间长,消耗燃料多。返场距离大,需要携带的返场燃料多,经济性较差。针对水平起飞飞行器的研究表明,在有效载荷均为9 072 kg、运送到185.2 km圆轨道的情况下,以RBCC为一级动力装置的水平起飞两级入轨飞行器(TSTO)起飞重量最大,是采用TBCC或涡喷发动机的HTHL飞行器起飞重量的5~6倍,这一结论为DARPA和空军共同开展的FALCON计划远期目标中的高超声速武器系统(HSW)采用TBCC作为一级动力提供了理论依据。

1.2.3 FALCON 计划

FALCON(Force Application and Launch from the Continental,猎鹰)计划(图5)旨在验证空间快速发射、全球范围内的快速运输和打击,目标是高超声速武器系统(Hypersonic Weapon System, HWS),由美国DARPA和空军共同招标

开展。2005 年,“猎鹰”联合项目办公室对计划内容和进度进行了调整,取消与武器相关的飞行试验,将高超音速武器系统 HWS 更改为高超音速技术飞行器 HTV (Hypersonic Technology Vehicle);原 908 kg 的小型载荷-通用气动飞行器 (Common Aerothermodynamic Shell Vehicle, CAV) 更名为高超声速技术验证样机 1 号 (Hypersonic Technology Testbed Vehicle 1, HTV-1);增强型 CAV (E-CAV) 更名为 HTV-2;高超声速巡航飞行器 (Hypersonic Cruise Vehicle HCV) 验证机更名为 HTV-3。



图 5 “FALCON”计划的高超声速飞行器

Fig. 5 Hypersonic flight vehicles in FALCON Plan

HTV-1 和 HTV-2 均为无动力飞行器。2010 年 4 月 22 日, HTV-2 首次升空,在大气层外与火箭分离,其速度超过了 Ma 20,但火箭起飞后 9 分钟, HTV-2 的遥测数据中断,随后飞行器与地面失去联系。2011 年 8 月, HTV-2 再次发射,当进入滑翔阶段之后,与监测站失去了联系。2010 年 12 月,洛克希德马丁公司已经完成 HTV-3X 演示飞行器的方案设计,据报道,该公司正在进行联合循环推进系统的缩比试验。

1.2.4 FAST 计划

继 CCEC 计划之后,美空军在完全可重复使用进入太空技术 (Fully Reusable Access to Space Technologies, FAST) 的计划下分别对以 Turbo, Rocket, TBCC, RBCC 为动力装置的两级入轨 (TSTO) 飞行器 (图 6) 在体积和空载质量等方面进行分析,结果表明:对常规的运载类任务和轨道交会对接任务,以 Rocket+RBCC 为动力的

垂直起飞水平着陆 (VTHL) TSTO 飞行器为最优方案。就水平起飞水平着陆 (HTHL) 飞行器而言, Turbo+RBCC 或 TBCC+RBCC 较优。美国防部 2008 年度发布的高超声速飞行器发展路线图就明确提出了以可重复使用涡喷发动机或 TBCC 发动机为第一级动力、可重复使用 RBCC 发动机为第二级动力的 TSTO 飞行器发展计划,使美国空间进入能力由一次性垂直“按计划发射”转换到像飞机一样的“按要求发射”。2008 年,美国空军委托 Astrox 公司对二级入轨 (TSTO) 飞行器的构型进行了比较。其研究表明,在 8 种 TSTO 飞行器中,一级为可重复使用 LOX/煤油火箭发动机,二级为一次性使用的 RBCC 发动机的发射系统全系统结构尺寸和质量最优。

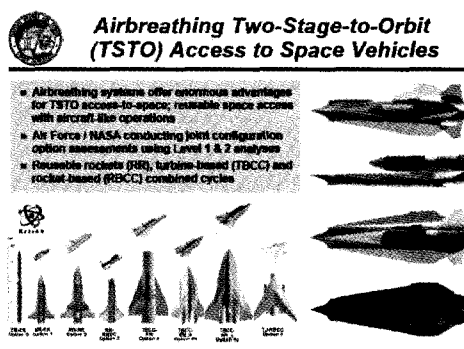


图 6 Astrox 公司 TSTO 飞行器评估

Fig.6 Evaluation result about TSTO of Astrox

2010 年 5 月,美国空军发布《技术地平线: 2010 至 2030 空军科技发展愿景》(Technology Horizons --A Vision for Air Force Science & Technology During 2010-2030),该计划将一级采用可重复使用火箭,二级采用火箭基组合循环发动机的高超声速空间飞行器作为 TSTO 飞行器。

2 美国高超飞行器技术发展态势分析

2.1 高超飞行器技术始终作为国家航空航天发展的重要方向

70 年代至今,美国高超声速飞行器计划的大体发展历程如图 7 所示,主要可分为三条主线:① NASA 主导的着重于可重复使用空天飞机计

划,由此导致的氢燃料超燃冲压发动机研究从1982年到2004年持续了22年。②美国空军主导的高超声速飞行器系列计划,从1995年启动Hytech计划至2010年X-51A首飞部分成功,持续了15年。特别是2001年,当普惠公司在研制中遇到重大难题时,面对DARPA和海军项目终止的不利局面,空军坚决支持普惠公司的高超声速发动机研究更是X-51A能够成功首飞的关键。③海军主导的高超声速导弹应用背景计划,动

力系统采用轴对称双燃烧室冲压发动机,推进剂为JP-10。以JP-10为燃料的轴对称双燃烧室冲压发动机从1977年研究至今,已持续了34年。三十多年来,高超声速飞行器从概念研究、技术突破并走出实验室,已经进入技术验证阶段。在技术研究过程中,尽管有项目更替,各部门研究侧重点也各不相同,但高超声速飞行器项目的发展目标都十分明确,基础技术研究更是从未停止。美国高超声速飞行器发展历程见图7。

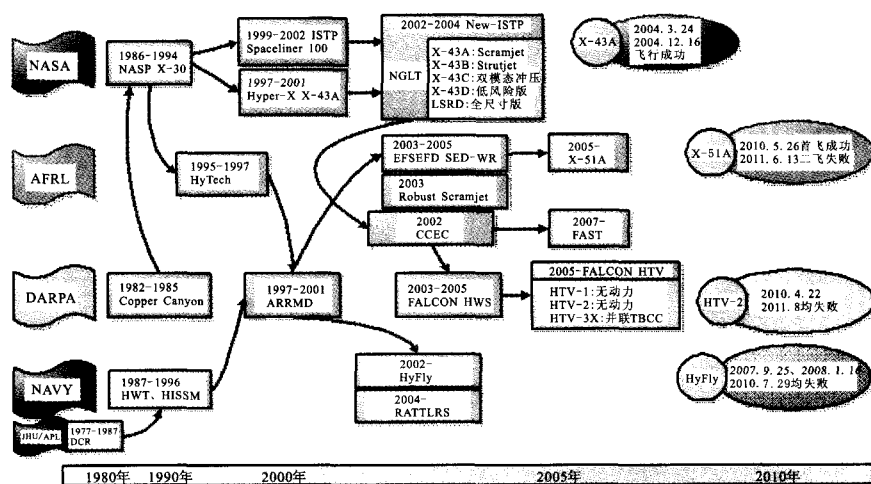


图7 美国高超声速飞行器发展历程

Fig. 7 Development history of American typical hypersonic flight vehicles

2.2 技术方案与具体应用密切相关

1) NASA主导的Copper Canyon, NASP和Hyper-X计划,对应的飞行器为X-30/X-43A,着重于可重复使用空天飞机的技术验证,采用氢燃料超燃冲压发动机,飞行器为升力体外形。

2) 空军领导的Hytech, ARRMD, SED-WR和X-51A验证机系列,计划均采用二元构型碳氢燃料(JP-7)超燃冲压发动机,飞行器采用细长的乘波体外形。采用二元构型是因为空军的载机可以提供一定的初始加速度,因此对飞行器助推的要求相对较低,而且梯形截面的弹身在低可探测性和旋转弹仓及通用挂架的兼容性方面具有优势。

3) 海军主要关注研制一种高超声速巡航导弹所需的动力装置,期望的是单一用途打击武器,但对与部署平台的兼容性要求较高。高超声

速巡航导弹必须安装进军舰的垂直发射系统和潜艇的发射筒内,或者挂载舰载战斗机的机翼下,这些作战使用要求都严格限制了导弹的成本、质量、长度和直径。所以,希望结构更为简单的无需冷却和轴对称的DCR发动机用于高超声速巡航导弹。海军主导的HWT、HISSM、ARRMD和Hyfly系列计划,动力系统均采用JP-10为燃料的轴对称双燃烧室冲压发动机。另一方面,作战平台的尺度也限制了高超声速巡航导弹助推器的规模,导致DCR发动机的接力马赫数降低到约Ma 3.5。

2.3 超燃冲压发动机和RBCC始终是动力技术研发的重点

动力技术是高超声速飞行器的关键,高超声速飞行器可采用的动力系统包括火箭发动机、超燃冲压发动机、TBCC和RBCC等。火箭发动机

可以作为全空域飞行的高超声速飞行器动力系统, 但主要问题在于比冲低; TBCC 飞行高度受限。尽管有 X-15 和 SR-71 的成功经验, 但从高超飞行器项目研发历程可见, 美国始终将超燃冲压发动机和 RBCC 发动机作为高超飞行器主要动力技术予以研究。

2.4 为降低技术风险, 采取多方案并行模式

在 DARPA、NASA、海军、空军开展各自的超燃冲压发动机研发的同时, 为降低技术风险, 还分别进行了并行技术方案研究工作。如 2001 年, ARMD 计划因普惠公司遇到在超声速气流中无法维持稳定燃烧的重大难题而终止后, 美国空军和海军不但分别开展了技术方案完全不同的 EFSEFD 和 Hyfly 项目, 还分别开展 Robust Scramjet 计划和 RATTLRS 计划作为降低难度的备份方案。

3 美国高超飞行器项目启示

过去的半个世纪中, 美国提出的多种高超声速飞行器和动力计划立而弃, 弃又立, X-43A 和 X-51A 已完成了短时间飞行, 但全面突破高超声速飞行器与动力技术目标尚待时日, 未来还会出现种种项目和计划的反复。但毕竟高超声速吸气式飞行器已由概念变成了可行。历览美国走过的道路, 我们还是可以得到一些启示。

3.1 统筹规划, 充分重视顶层设计

无疑, 高超声速飞行器和动力技术研发投入大、风险高, 却对国家航空航天技术整体发展和战略利益有巨大作用。美国的高超声速飞行器和动力系统几次起落均源于国家战略的重大调整。NASP 计划提出时, 美苏冷战尚未结束, 该计划与星球大战相呼应, 得到里根政府和国会坚决支持。布什政府期间, 随着计划的发展, 遇到的困难加大, 同时苏联解体导致美国对该项目的需求迫切程度下降, 行政支持减弱, 预算被减少。克林顿政府期间, 支持力度进一步削弱, 最终被取消。而近年来的高超项目的再次兴起无疑源于美国当前对保持其全球霸权的迫切战略需求。

一个成功的项目必然是构建在明确的任务需

求拉动和相关技术, 尤其是动力技术雄厚积蓄基础上。美国高超声速飞行器项目的屡次下马均有动力技术的问题。军用的、单次使用高超声速飞行器项目需求十分明确, 因此, 空军和海军的高超声速巡航导弹研究开展较为深入, 甚至进行了关键技术验证飞行试验。而 NASA 的可重复使用运载器需求模糊不清, 导致高超声速飞行器和动力系统研究工作很难进行。

高超声速飞行器与动力系统一体化设计十分密切, 飞行器总体在很大程度上影响乃至决定了动力系统的总体方案及其关键技术。而另一方面, 没有相关的动力系统基础和关键技术的支撑, 会导致总体处于“空中楼阁”的境地。这类项目的研发思路应是在国家战略指导, 飞行器总体规划和牵引下先期开展动力系统基础和关键技术研究。

3.2 持之以恒, 确保技术延续继承

随着国际国内环境的改变以及科学技术的进步, 发展战略可能也应该及时调整, 但某些动力系统的长远规划, 尤其是影响国家未来技术发展的重大基础与关键技术, 应给予持续不断的支持。美国近些年的高超声速飞行器技术发展 (见表 1) 恰能从正反两方面说明此问题的重要性。

表 1 美国航天计划的发展情况

Tab. 1 Development synopsis of American space plan			
序号	项目	起止年代/年	持续时间/年
1	阿波罗	1961-1974	13
2	航天飞机	1969-1981 (2011)	12 (42)
3	NASP	1986-1995	9
4	X-33	1996-2001	5
5	ISTP	1999-2004	5
6	星座	2004-2011	7

自“航天飞机”项目完成之后, 美国 4 个大型航天项目 (NASP、X-33、ISTP 和星座计划) 都未获得圆满成功。这些计划持续时间从 5 年到 9 年不等, 缺乏连贯性, NASP 计划和 ISTP 计划是吸气式动力为主, 而 X-33 和星座计划, 则采

用了相对成熟的火箭动力。这些计划的交错进行,无疑对美国高超声速技术持续性发展产生了不利影响。高超声速飞行器动力和组合动力作为一项革新性新技术,从概念研究、技术突破并走出实验室,已经进入到技术验证阶段。但既是这样,十几年,也许数十年之后,我们才能看到它带来的巨大影响和作用,动力系统研究工作必须着眼长远、持之以恒。

3.3 加强基础,注重关键技术攻关

美国高超声速飞行器动力和组合动力的研究已经进行了数十年的研究,陆续突破高超声速涉及的气体动力学、动力系统与飞行器的一体化、控制与制导、超燃冲压发动机技术等重大技术难题,X-43A和X-51A陆续获得成功。就超燃冲压发动机而言,超音速条件下碳氢燃料的点火与稳定燃烧、吸热型碳氢燃料技术、发动机产生足够推力、超燃下的压力振荡等技术难题陆续取得重大进展。但X-51A飞行实验表明,进气道、发动机启动与模态转换尚待继续研究。Strutjet和A5发动机尽管进行了地面试验,但尚未进行飞行实验,也即,一些重要关键技术并未得到必须的验证。超燃冲压发动机和组合发动机的基础和关键技术攻关仍非常重要。

3.4 动力先行,研究设备首当其冲

高超声速技术研发在很大程度上依赖于实验条件。动力先行,必须设备先行。必须要有适当规模、配套齐全、相当技术水平的地面研究设施,包括高焓风洞、发动机直连实验系统、燃油供应与控制系统及必要的实验参数测量与流场显示设施。

3.5 集智攻关,充分发挥专业优势

高超声速动力技术涉及推进剂、气动、燃烧、热结构、材料和工艺等多种专业,科研院所和大专院校在理论研究和工程研制方面各有所长。超燃冲压和RBCC动力系统研究研制既不能“全面开花”、“各自为战”,也不能“唯我一家”,应发挥各自的专业优势,优势互补和集智攻关是我们最佳选择。关键技术应对总体方案提供支撑,而基础研究应对关键技术提供支撑。

4 结束语

能够预见,使用超燃冲压发动机和组合动力系统的高超声速飞行器将是人类远程高速到达的发展途径。尽管高超声速技术仍然面临许多技术问题,发展过程中会遇到这样那样的困难和挫折,但相信人类追求进步的步伐不会停止。超燃冲压发动机会使飞行器在大气层内以高超声速巡航变为现实;RBCC发动机将使飞行器在临近空间领域以高超声速机动巡航成为可能。

就迄今为止的发展史来看,对基础和关键技术研究不足,高估当时技术基础储备,低估可能面临的问题,可能会使项目规划、进度和经费等诸方面出现不合理,最终导致无法完全实现预定目标。反之,看好未来,没有较多“贪心”,“小步快跑”可能会产生更好的效果。

参考文献:

- [1] MCCLINTON C R. Airbreathing hypersonic technology vision vehicle and development dreams, AIAA 99-4978 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [2] PERKINS H D. Mach 5 to 7 RBCC propulsion system testing at NASA-Lerc HTF, AIAA 97-0565 [R]. USA: AIAA, 1997.
- [3] MCCLINTON C R, SITZ J R. Hyper-X: bridge to the hypersonic century[C]// Proceedings of 36th JANNAF CS/PSHS/APS Joint Meeting. Cocoa Beach, FL: APS, 1999: 123-128.
- [4] 俞刚. 高超声速推进技术的最近动态与分析[C]. 第二届冲压发动机会议, 2007.
- [5] KAZMAR R R. Airbreathing hypersonic propulsion at Pratt&Whitney-Overview, AIAA 2005-3256 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [6] 于江飞, 刘卫东. 双燃烧室冲压发动机为动力的高超声速飞行器[J]. 导弹与航天运载技术, 2008 (5): 26-30.
- [7] 温杰. 美国海军的HyFly计划 [J]. 飞航导弹. 2008 (12): 12-15.

(下转第37页)

随着特征长度增大, 冷却剂出口平均温度略微升高, 而燃烧室内最大热流密度及最高温度均有所降低。从表 1 可以看出, 发动机边区余氧系数一定时, 减小特征长度, 可以降低冷却剂的出口温度, 但最大热流密度和涂层表面最高温度会大幅上升, 特征长度减小到 500 mm 时, 最大热流密度已经超出临界热流密度, 发动机已经不能正常工作。由此可以得出, 缩短推力室的特征长度, 可以降低冷却剂的出口温度, 但为保证发动机的性能和可靠工作, 特征长度不能过短。

3 发动机改进措施及试车情况

针对 5 kN 发动机工作时冷却剂可能出现汽化的问题, 可从降低冷却剂的出口温度入手, 采取降低边区余氧系数和缩短推力室特征长度两种措施, 对发动机设计进行了改进。

改进后的发动机, 进行传热计算, 得出各个位置处的热流密度均低于临界热流密度 (如图 10 所示), 冷却剂出口温度为 70 °C, 低于冷却剂当地饱和温度。试验情况: 发动机整个试车过程, 发动机启动和关机正常, 火焰明亮, 燃烧稳定, 并且主级工作段各项参数保持稳定。

热试车时额定工况下 60 s 工作程序时, 头部燃料环形集液腔内的测点温度, 在发动机主级工作段达到稳态值, 为 69 °C, 与传热计算所得的结果基本吻合, 可以证明再生冷却推力室传热计算方法能准确预测冷却剂在冷却通道内的温升情

况, 可为推力室优化设计提供参考。

4 结论

对液体火箭发动机进行再生冷却, 目标是在冷却质量流率一定, 冷却剂的压降和温升有限的情况下, 将燃烧室的固壁温度控制在材料允许的范围内。本文针对 5 kN 发动机再生冷却推力室进行了传热计算, 并着重分析了边区余氧系数和特征长度对再生冷却的影响, 并对发动机进行了改进设计。发动机地面热试车的成功表明: 改进后的发动机头部、身部方案设计合理, 发动机工作可靠, 表明针对低室压再生冷却推力室传热的计算方法能准确预测冷却剂的温升水平。

参考文献:

- [1] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [2] 邢继发. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [3] 徐辉. 10kN 双向摇摆再生冷却发动机技术研究[J]. 火箭推进, 2009, 10(5): 8-12.
- [4] 萨顿 G P, 比布拉兹 O. 火箭发动机基础[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [5] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [6] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 (第三版). 北京: 高等教育出版社, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 8 页)

- [8] COOK Steve. Exploring the future-3rd generation and in-space research and technology [C]// Proceedings of 12th Advanced Space Propulsion Workshop. [S.l.]: ASPW, 2001: 12-19.
- [9] SIEBENHAAR Adam, BULMAN Mel. Development and testing of the aerojet strutjet combustor, AIAA-99-4868 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [10] SIEBENHAAR A, BUJMAN M J. The strutjet engine: the overlooked option for space launch, AIAA 95-3124 [R].

USA: AIAA, 1995.

- [11] FOELSCHKE R O. Experiments on a RBCC ejector scramjet with integrated, staged secondary-duel injection, AIAA99-2242 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [12] ROGACKI Row. Delivering the future: NASA's integrated space transportation plan [C]// Proceedings of Fifth International Symposium on Liquid Space Propulsion. [S.l.]: ISLSP, 2003: 23-29.

(编辑: 王建喜)