

超燃冲压发动机研究综述

贺武生

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 超燃冲压发动机技术是一项新型的、具有广阔发展前景的推进技术。本文对国内外超燃冲压发动机最新研制情况进行了综述, 重点论述了该类发动机关键技术研究情况, 并对关键技术研究及思路提出了几点建议。

关键词: 超燃冲压发动机; 进气道; 燃烧室

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: (2005)01-0029-04

Review of scramjet engine development

He Wusheng

(Shaanxi Power Machine Design & Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Scramjet Engine technology is a new type of propulsion technology with bright application prospect. This paper summarized the latest domestic and foreign development status of scramjet engine and focused on the key technologies. Some proposals for the engine key technology development are also presented.

Key words: scramjet engine; inlet channel; combustion chamber

1 引言

超燃冲压发动机的研究指对应飞行马赫数 $Ma > 6$, 以超声速燃烧为核心技术的冲压发动机技术, 它的应用背景是高超声速巡航导弹、高超声速飞机、空天飞机以及未来的以 RBCC 组合循环为动力的单级天地往返运输系统。从目前看, 最先得到应用的领域将是高超声速巡航导弹。

2 国内外研究现状

俄罗斯在超燃冲压发动机研究领域处于领先地位, 有几家研究所几十年来不间断地进行超燃冲压发动机研究, 典型代表是俄罗斯中央航空发动机研究所。

俄罗斯在 1991 年成功进行了首次飞行试验, 验证了亚声速和超声速两种模态。1998 年 2 月进行了 $Ma = 6.5$ 的飞行试验, 非常成功, 在 $Ma = 3.5 \sim 6.5$ 间实现了亚音速到超音速燃烧, 即实现了

收稿日期: 2004-06-24; 修回日期: 2004-12-15。

作者简介: 贺武生 (1962—), 男, 研究员, 研究领域为预研型号科技管理。

双模态燃烧转换。该发动机进气道为轴对称通气道,使用燃料为 LH_2 。俄罗斯目前还在进行碳氢系燃料的开发工作。

美国从 1964 年开始进行超燃冲压发动机研究。近年来,不断加大投入,制定了新世纪的高超声速战略,技术路线由空军、NASA、海军、陆军和 DARPA 协调。

美国空军于 1995 年启动高超声速技术 (HyTech) 计划,该计划期限为 9 年,投资 1.32 亿美元,旨在开发 $Ma=4\sim 8$ 的碳氢燃料超燃冲压发动机技术基础。美国已在风洞中多次进行了碳氢燃料超燃冲压发动机研究试验,成功实现了碳氢燃料双模态冲压发动机地面试车及从亚燃到超燃的双模态燃烧转换。最具历史意义的是 2004 年 3 月 27 日,美国的 X-43A 高声速试验飞机在 3 万米高空、 $Ma=7$ 的条件下,启动超燃冲压发动机,工作时间达 10s,飞行试验取得成功。该样机采用超燃冲压发动机与飞行器一体化设计技术,采用升力体外形,接近实用飞行器水平,此次飞行试验举世瞩目。

我国也开始进行超燃冲压发动机关键技术探讨与研究,主要的一些研究单位实现了煤油自燃点火,有的已实现超燃点火(气氢点火),且均测得净推力。同时,还开展了发动机冷却与热结构研究及飞行器一体化设计研究。总而言之,国内的研究仍处于起步阶段。

3 超燃冲压发动机关键技术

3.1 超燃冲压发动机原理

图 1 为典型的轴对称超燃冲压发动机结构示意图。

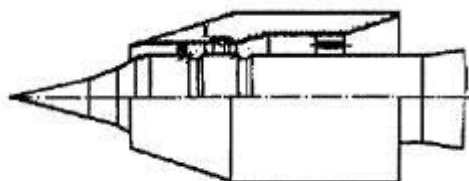


图 1 轴对称超燃冲压发动机结构图

Fig.1 Structure of an axial symmetrical scramjet engine

冲压发动机由进气道,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,滞止到一定速度的气流进入燃烧室,与喷入的燃料迅速混合,在等压条件下进行燃烧。燃烧后的高压、高温燃气,经收敛-扩张喷管加速后喷出,产生推力。

3.2 超燃冲压发动机特点

冲压发动机具有以下优点:它可以利用大气中的氧气做为氧化剂,所以冲压发动机在高超声速飞行时,经济性能显著优于涡喷发动机和火箭发动机;发动机内部没有转动部件,结构简单,质量小,成本低,推重比高。

冲压发动机也有某些缺点:不能自身起动,需要助推器加速到一定速度才可工作,但这个缺点并不突出;对飞行状态的改变较敏感,当在宽马赫数范围内飞行时,要对进气道进行调节,这样使得进气道结构复杂。

3.3 超燃冲压发动机关键技术

超燃冲压发动机技术涉及到空气动力学、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/飞行器一体化设计、地面模拟试验和飞行演示等众多高新技术的集成。

3.3.1 发动机/飞行器一体化设计技术

高超声速飞行条件下,飞行器的阻力会显著增大。冲压发动机在飞行器中的合理布局可明显减小阻力,获得大的升阻比(一般要求 >3),升阻比会大大影响飞行器的飞行距离。同时,发动机在飞行器中的布局会影响到飞行器外形,对进入发动机的气流流量大小、流场品质也有重要影响,另外还会影响到导引头及控制制导设备的布局。因此,冲压发动机设计中,必须强调和总体的一体化设计,这是和使用纯火箭发动机飞行器设计的重大区别。

一体化研究的主要内容包括发动机在飞行器中的布局,飞行器前体对发动机进气道性能的影响。根据发动机及弹体参数计算飞行弹道,证明飞行器性能是否满足总体要求,这个过程可能需要多次反复协调才能完成。

3.3.2 超燃冲压发动机总体技术

总体技术主要涉及协调与飞行器总体的关系, 约束发动机各部件及性能指标, 包括发动机总体性能优化选择、总体结构形式、热防护结构各部件形式选择与性能要求、燃油供应系统控制等。

超燃冲压发动机在设计点有高的性能, 但当偏离设计点时性能迅速下降, 这就给发动机设计带来困难。因此, 如何优化设计, 使超燃冲压发动机在较宽的马赫数范围内具有较高性能显得非常重要。

3.3.3 进气道技术

进气道的功能是利用迎面高速气流的速度冲压, 有效地将其动能转换为位能, 提高气流压强和温度。

一体化设计要求进气道不仅是飞行器的部件, 同时又是飞行器总体的组成部分, 对进气道的要求应是动力装置和飞行器两者对它的要求。

对进气道的设计要求是: 有高的总压恢复系数(因为总压代表气流的做功能力), 流量系数大, 阻力系数小, 出口气流流场畸变指数小, 这些性能要求与进气道的几何形状密切相关。进气道对附面层、壁面摩擦、附面层与激波的相互影响也很敏感, 且各指标间相互矛盾。

进气道形式有很多, 典型的超声速进气道有轴对称进气道和二元进气道等, 选择何种进气道和飞行器总体有很大关系。

进气道研究与设计要以空气动力学、气体动力学、计算流体力学和风洞模拟实验技术为基础。由于计算流体力学和计算机技术的发展, 在以后的计算中应采用粘性流场来计算, 这样可以更准确地预估出进气道的实际流场。显然, 数值分析方法的可靠性和精确度还需试验结果的验证。

从目前看, 超声速飞行器要实现远距离飞行, 大多采用升力体外形, 发动机后置, 并采用下颚式进气道, 这种布局确实有其优越性, 容易拓展到以后的高超声速飞行器。

3.3.4 燃烧室技术

超燃冲压发动机工作时, 来流在燃烧室燃烧时以超声速流动, 滞流时间只有几毫秒, 在如此短的时间内要实现燃料的喷射、雾化、掺混、点

火、稳定燃烧是很难的。

超燃冲压发动机为适应飞行器不同马赫数下的工作要求, 需要在同一燃烧室中实现亚燃和超燃双模态燃烧, 这是超燃冲压发动机实现工程应用的关键技术。

实现双模态燃烧目前有两种办法: 一种是通过控制燃料喷射位置、燃烧程度来实现。但是燃烧控制非常困难, 因为其不仅受到燃料的物理化学状态、喷射情况、燃料与空气的掺混情况、燃烧室中涡流及附面层等因素的影响, 且要求在飞行马赫数及设计油气比范围内稳定燃烧。

另一种方法是通过调节燃烧室通道的几何面积来适应双模态燃烧要求, 但由于燃烧室温度高达 $2000\text{K} \sim 3000\text{K}$, 使得几何调节结构设计相当困难。

如何可靠点火并使燃烧稳定和增强混合技术也是超燃冲压发动机燃烧室关键技术之一。

燃烧室的另一关键技术是冷却。超燃冲压发动机外部是高超声速气流, 气动加热很严重, 计算表明, 当飞行器马赫数达到 6 时, 飞行器头部来流滞止温度达 1700K , 而发动机内部流场气流总温可达 3000K 以上, 因此必须采用主动冷却的方法来保证发动机正常工作。在发动机冷却中, 只能采用燃料冷却, 而发动机工作中所需的燃料流量很小, 这就给发动机的结构热防护带来更大困难, 尤其是采用碳氢燃料(如煤油)时更是如此。

超燃发动机点火技术也是一项具有挑战性的课题。目前的点火方式有自燃点火, 加气氢辅助点火等, 也可以借鉴火箭发动机的研制经验, 考虑用强制点火的办法(如火炬点火等)实现超燃冲压发动机点火。

3.3.5 燃油供应与控制技术

超燃冲压发动机要求在宽马赫数范围内工作, 其高速度、大空域、机动飞行的特性要求燃油供应系统具有调节能力, 以使发动机获得满意的性能。

这项技术的关键是总体确定由哪几个参数作为反馈来调节油气比。燃油调节系统可借鉴航空发动机燃油供应系统的设计方法, 并利用先进的计算机技术实现控制。

3.3.6 燃料技术

目前使用的燃料可分为两大类：一类是液氢，另一类是碳氢燃料（如煤油）。

液氢由于有高的性能、易实现点火、且是优良的冷却剂，在超燃冲压发动机研制中广泛应用。但液氢属于低温推进剂，使用维护复杂，且密度低（ 0.07g/cm^3 ）、体积大、仅适用于高速飞机及单级入轨空天飞机组循环系统。

近年来，高超声速技术在导弹武器系统的应用前景日趋看好，各国加紧进行碳氢燃料的研究。碳氢燃料价格低廉，且易于使用维护，特别适用于导弹武器系统使用。但是碳氢燃料点火滞后时间比氢长一个数量级以上，火焰传播速度比氢的火焰传播速度要低一个数量级，这样碳氢燃料点火和稳定燃烧相对于液氢就比较困难。

典型的碳氢燃料是煤油。针对煤油点火困难这一难题，有的研究者采用加入气氢的办法解决了点火问题。此种方法在以后的研究中仍值得借鉴。

近年来，人们将研究重点集中到吸热型碳氢燃料的研究中，该燃料的关键技术是催化裂解、防止结焦。另外，在吸热型碳氢燃料中还可考虑加入添加剂的方法，加快相变裂解，以便于点火燃烧。

在此建议，我们应将重点放在吸热型碳氢燃料的研究中。

3.3.7 发动机热结构设计、耐热材料

超燃冲压发动机的各部分结构要能承受飞行器高速飞行时的气动加热及高过载，发动机热结构设计很关键。比较一致的看法是，必须采用燃料主动冷却的方法来设计热结构，同时应尽快开展耐热、高强度材料（如陶瓷、复合材料等）的研制。否则，超燃冲压发动机将无法实现工程应用。

4 几点建议

(1) 几十年来，美国在超燃冲压发动机研制中投入巨资，以 2004 年 3 月 27 日 X-43A 的成功飞行演示为重要标志，研究取得重大进展。出于国防安全考虑，我国应尽早制定并实施高超声速战略计划，同时应认识到高超声速技术是高难、高投入的事业，应坚持稳妥可靠、循序渐进的发展战略。

(2) 应认真总结美国、俄罗斯等国家发展高超声速发动机事业的经验、教训，结合我国国情集中全国优势力量和资源，重点选择有丰富研制经验的单位，投入足够资金，开展高超声速发动机技术研究。

(3) 应有明确的发展思路。首先应突破单模块超燃冲压发动机关键技术，结合工程应用实际，经飞行演示成功后，可考虑用于高超声速巡航导弹等领域；下一步，结合已掌握的亚燃冲压发动机技术，突破双模态超燃冲压发动机关键技术，经地面演示试验成功后，设计一高超声速飞行器，在空中演示双模态燃烧转换技术。有了这一步的成功，高超声速推进技术的时代才会真正到来，它的应用领域会更加广阔。

参考文献：

- [1] 刘兴州. 飞航导弹动力装置[M]. 北京：宇航出版社，1992.
- [2] Menon S, Seitzman J. Mixing and Combustion in Scramjet Combustors[R]. AIAA2004-3826.
- [3] Yu G. Investigation of Fuel Injection and Flame Stabilization in Liquid Hydrocarbon-Fueled Supersonic Combustors[R]. AIAA2001-3608.

（编辑：陈红霞）