

爆震发动机研究进展

冯子轩¹, 王爱峰², 姚轩宇², 韩旭东², 巩二磊²

(1. 中国航空发动机集团有限公司, 北京 100097; 2. 中国航空发动机研究院, 北京, 101304)

摘 要: 爆震发动机是一种新型热力循环动力系统, 具有释放速率快、自增压、热循环效率高、推重比大等优点, 是目前倍受关注的新概念发动机。简要介绍了四种爆震发动机, 总结了其研究现状、发展历史以及发展趋势, 分析了开展爆震发动机研制必须解决的主要技术问题, 展望了爆震发动机未来广阔的军民应用前景, 可为爆震发动机的相关研究与工程应用提供借鉴和参考。

关键词: 新概念发动机; 脉冲爆震; 旋转爆震; 斜爆震; 内燃波转子

中图分类号: V235.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2018) 04-0046-07

Research progress of detonation engine

FENG Zi-xuan¹, WANG Ai-feng², YAO Xuan-yu², HAN Xu-dong², GONG Er-lei²

(1. Aero Engine Corporation of China, Beijing 100097, China;

2. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China)

Abstract: Detonation Engine is a kind of new thermal cycle propulsion system, which has the advantages of fast release rate, self-pressurization, high thermal cycle efficiency, large thrust-to-weight ratio, etc., and has broad prospects for military and civil applications. Four detonation engines were introduced, and the present development status, development history and trend were summarized. The main technology problems that need to handle in the process of developing detonation engine were analyzed to provide reference for relevant researchers and engineers.

Key words: new concept engine; pulse detonation; rotating detonation; oblique detonation; wave rotor combustor

1 引言

燃烧通常分为爆燃和爆震两种模式。与爆燃相比, 爆震具有释放速率快、自增压、热循环效率高、熵增小等优点。近年来以爆震作为燃烧方式的发动机受到了国内外学者的广泛关注, 研究人员对爆震发动机开展了理论分析、数值模拟和试验研究, 爆震发动机有望突破传统以缓燃作为主要燃烧方式的发动机发展过程中遇到的瓶颈。本文回顾了爆震发动机发展历程, 梳理了爆震发动机研制需解决的关键技术, 详细讨论了爆震发动机的多个技术方案。

2 爆震发动机类型

采用爆震燃烧的发动机主要有: 脉冲爆震发动机、连续旋转爆震发动机、斜爆震发动机和内燃波转子等。

2.1 脉冲爆震发动机

脉冲爆震发动机^[1](图 1)需要连续点火起爆, 利用周期性爆震波产生推力。脉冲爆震发动机工作阶段包括充气、点火、做功和排气阶段。

2.2 旋转爆震发动机

旋转爆震发动机^[2](图 2)只需一次点火起爆, 爆震波在环形燃烧室内自循环连续传播持续产生推力。

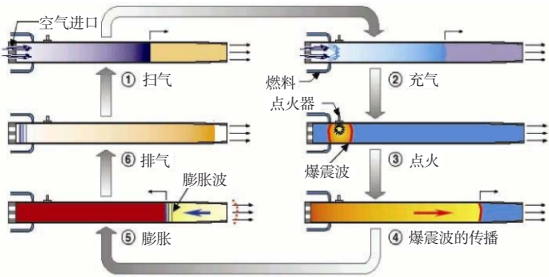


图1 脉冲爆震发动机示意图

Fig.1 Schematic diagram of pulse detonation engine

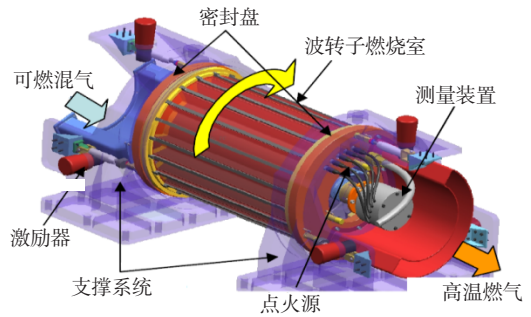


图4 内燃波转子示意图

Fig.4 Schematic diagram of wave rotor combustor engine

实际应用需求开展了大量的试验研究和样机试制，取得了阶段性成果^[5-7]。美国空军于2008年首次以PDE为动力，在改进型Long-EZ飞机上进行了成功的飞行演示试验。俄罗斯留里卡试验设计局于2017年研制出两级燃烧脉冲爆震发动机并已完成试验，发动机功率比传统的喷气发动机提高了1.5倍。日本筑波大学于2007年研制的一台脉冲爆震火箭发动机已在导轨上成功试车。

国内高校、科研院所等在增推、起爆、燃料喷射与混合、多管并联等重要关键技术方面进行了大量的基础性研究。西北工业大学发展了两种不同尺寸的汽油/空气为燃料的6管并联吸气式脉冲爆震发动机(APDE)；南京航空航天大学分别设计了两种内径为100 mm的3管和61 mm的6管的气动阀式脉冲爆震试验样机，单管频率30 Hz，多管最高频率可达90 Hz；中国科学院力学所设计了单管PDE，采用汽油与氧气预混，成功进行了单管工作频率为50 Hz的爆震点火试验；南京理工大学设计了一台内径30 mm、总长900 mm的火箭式气液两相小型脉冲爆震发动机，以汽油为燃料，发动机能在10~40 Hz频率下多循环稳定工作；航天科工三院31所以弹用PDE为背景，设计了6管共用进气装置PDE地面试验原型机，实现了在总频率60 Hz下的稳定工作，并产生450 N的正向推力。

3.2 旋转爆震发动机

美国、俄罗斯、法国、波兰等国对旋转爆震发动机开展了大量的旋转爆震数值模拟和试验研究^[8-13]。美国从2010年到2015年已经开展了旋转爆震原理验证、等离子体点火试验、液态燃料点火试验和采用连续旋转爆震燃烧室替代主燃烧室的测试。美国空军研究实验室设计了将旋转爆震燃烧室集成到T63燃气涡轮发动机的原理样机，用于降低NO_x排放；美国海军研究实验室正在研究利用旋转爆震发动机降

2.3 斜爆震发动机

斜爆震发动机^[3](图3)无需额外点火起爆，燃料在进气道头部喷注并与超声速气流掺混，利用超声速气流在机体上形成的斜激波预压缩和加热诱导产生驻定爆震波，可燃混合物在燃烧室内以驻定斜爆震的方式充分燃烧后膨胀产生推力。

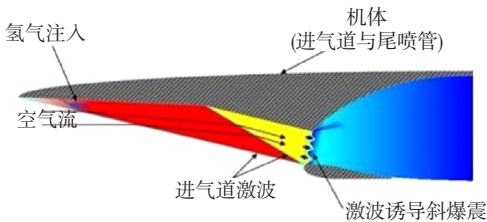


图3 斜爆震发动机示意图

Fig.3 Schematic diagram of oblique detonation engine

2.4 内燃波转子

内燃波转子^[4](图4)是采用连续工作热射流作为点火源，一系列沿周向均匀分布的波转子通道绕中心轴旋转，波转子通道旋转经过进气端口、点火端口和排气端口时依次经历混气填充、点火及爆震燃烧、排气等过程，高温高压燃气经排气端口排出，推动涡轮产生轴功率。

3 国内外研究进展

3.1 脉冲爆震发动机

美国、俄罗斯、日本等国已针对脉冲爆震发动机

低燃气轮机燃料消耗的可能性。俄罗斯科学院于2017年开展了自由来流马赫数为4~8的氢燃料旋转爆震冲压发动机的风洞试验,最大比冲达3 600 s。法国将连续旋转爆震发动机研究列入了法国国家科技研究中心的未来推进技术项目中。波兰与日本、新加坡通过国际合作开展了旋转爆震研究^[8],将传统的等压燃烧室替换为连续旋转爆震燃烧室,通过试验初步验证了连续旋转爆震应用于涡轴发动机的可行性。

国内在旋转爆震发动机方面的工程技术与国外几乎同时起步,各高校、科研院所在爆震机理方面开展了大量的基础研究。北京大学在国内首先开展了旋转爆震发动机的数值模拟和实验研究,提出了无内柱设计,较好地规避了内柱烧蚀问题;国防科技大学于2017年开展了自由射流旋转爆震冲压发动机的试验研究,采用的燃烧室外径120 mm、内径80 mm、长度660 mm,燃料比冲为2 510 s。南京理工大学利用富氧空气和汽油在环形进气燃烧室中开展试验研究,进行了燃烧室内双波碰撞模态的推力测试。航天科工三院31所开展了火箭式旋转爆震试验研究,采用的燃料包括气态燃料和液态碳氢燃料,针对一款外径为400 mm的发动机,计算得到的流量为5.94 kg/s,比冲为1 649 s。

3.3 斜爆震发动机

国外对斜爆震发动机的研究要追溯到20世纪50年代,美国密西根大学的Dunlap等^[14]首次把稳定的爆震燃烧方式应用于吸气式发动机。60年代之后,建立了初步的斜爆震波的驻定边界模型^[15]。80年代后开展了大量的斜爆震波流场结构的数值研究,并进行了相关的试验以证实斜爆震复杂的流场结构^[16],同时总体性能和设计方法也得到相应的发展。

国内对斜爆震发动机的研究始于20世纪90年代。航天科工三院31所在2011年提出了带有磁流体能量旁路的驻定爆震发动机,开展了马赫数8~12飞发一体化全流场数值仿真。国防科技大学开展了马赫数3的斜坡诱导斜爆震波的试验研究,提出了一种超声速爆震发动机及其推进系统的设计专利。中国航空发动机研究院建立了斜爆震发动机设计软件,设计了飞行马赫数8、飞行高度30 km的斜爆震发动机模型。中国科学院力学研究所开展了斜爆震波结构相关的数值仿真研究,针对斜爆震波阵面上出现的突变和平滑两种结构,首次提出了判定准则。

3.4 内燃波转子发动机

美国、英国等在内燃波转子发动机方面开展了相关的论证、数值模拟和试验验证研究。GE公司于1956~1959年设计制造了一台内燃波转子验证机^[17];90年代,NASA^[18]选择CV501-KB5S发动机为基准机(图5),开展内燃波转子作为未来燃气涡轮发动机核心机的相关技术研究。罗·罗公司、普渡大学等于2000年组成联合团队^[19~20]开展内燃波转子燃烧过程及燃烧性能研究(图6),2009年进行了初步燃烧试验。试验以乙烯为燃料,空气为氧化剂,波转子转速为2 100 r/min,成功实现了内燃波转子的增压燃烧。

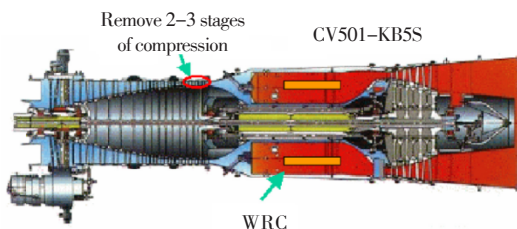


图5 NASA内燃波转子发动机

Fig.5 NASA wave rotor combustor engine

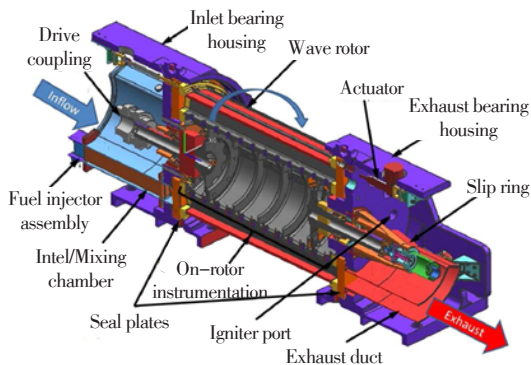


图6 Rolls-Royce/IUPUI/Purdue内燃波转子发动机

Fig.6 Rolls-Royce/IUPUI/Purdue wave rotor combustor engine

国内关于内燃波转子研究起步较晚,主要开展了内燃波转子设计方法、工作机制、燃烧过程等的探索性研究。南京航空航天大学建立了内燃波转子试验系统,采用乙烯为燃料,空气为氧化剂,成功实现了增压燃烧。试验过程中,利用动态压力传感器采集波转子通道内燃烧波、膨胀波等复杂波系的发展过程,同时利用高速摄影技术拍摄了波转子通道内的火焰传播过程。

4 主要问题

4.1 脉冲爆震发动机

(1) 进气系统

爆震燃烧室的进气系统直接影响到PDE的工作和起爆系统的性能,爆震燃烧室重新填充混合均匀的反应物所需的时间将直接决定推进系统的最大工作频率。脉冲爆震发动机在进气口吸入空气,混合燃料,此时与一般的喷气发动机最大的不同是存在吸气阀门。在产生爆震波、喷出高温高压气体期间,从进气口流入的空气不能流入爆震管,由阀门暂时堵住,在高温高压燃气排出后,再由阀门进气与燃料混合。所以在脉冲爆震发动机研究中,进气阀门的开发很重要。

(2) 起爆与控制

爆震起爆装置是最重要的一项关键技术。一方面,脉冲爆震需要高频点火;另一方面,直接起爆爆震所要求的临界能量非常高,且与飞行状态有关。因此,脉冲爆震发动机通常采用间接起爆,以较低的点火能量,通过由爆燃向爆震转变(DDT)的过程实现起爆。对于活性较低的混合物,DDT的距离较长。PDE的工作频率必须达到高频才能投入到实际应用中,必须解决DDT强化、爆震波起爆以及非受限环境传播和过渡等技术问题。

(3) 燃料选择和供给

为发展实用型脉冲爆震发动机,考虑到燃料的安全储备条件,典型的航空燃料(如JP-10)及碳氢化合物燃料是目前的主要选择。但是由于爆震起爆对于燃料与氧化剂混合情况敏感,液体燃料对临界能量要求高,所以液体燃料供给通常采用以下两种形式。即在冷却燃烧室壁面的同时,液体燃料被蒸发并以燃气的形式喷射进燃烧室,或液体燃料以均匀的喷雾进入燃烧室。相应的燃料供给系统设计技术还有待发展。

(4) 多管并联及辅助系统^[7]

脉冲爆震发动机投入实际应用中,需要多个爆震室并联产生强大的推力。多个爆震室使用共同的进气道和喷管,而爆震过程对来流条件敏感,因此进气道设计存在巨大的困难,需要研究进气道与多管爆震室高效一体化的方法。实际应用中,还需要完善燃料存储与增压、喷注和起爆、阀门控制和燃烧控制等系统,形成一体化综合设计方案。

4.2 旋转爆震发动机

(1) 进气道和隔离段设计

旋转爆震冲压发动机隔离段有两个显著特点:一是发动机独特的结构设计使得其隔离段通常为环形结构,且内外壁间宽度较小,激波与边界层相互作用更加剧烈,流场关系更加复杂;二是隔离段出口的反压分布表现出空间不均匀性,爆震波扫过的区域压力高,其他环面区域则保持相对较低的恢复区压力,且每一位置的压力还随时间变化。爆震波稳定传播时,通过运动的螺旋激波对上游来流产生作用,且燃烧室背压越大,运动激波影响区域越大,对上游的影响越剧烈。综合其独特的构型以及更加恶劣的反压环境,旋转爆震发动机隔离段可能会展现出不同于常规隔离段的新的流动特性,有必要对其开展相关研究。

用更加剧烈,流场关系更加复杂;二是隔离段出口的反压分布表现出空间不均匀性,爆震波扫过的区域压力高,其他环面区域则保持相对较低的恢复区压力,且每一位置的压力还随时间变化。爆震波稳定传播时,通过运动的螺旋激波对上游来流产生作用,且燃烧室背压越大,运动激波影响区域越大,对上游的影响越剧烈。综合其独特的构型以及更加恶劣的反压环境,旋转爆震发动机隔离段可能会展现出不同于常规隔离段的新的流动特性,有必要对其开展相关研究。

(2) 液体燃料雾化和气液两相旋转爆震^[9]

冲压式工作模态和火箭式工作模态下旋转爆震本质均是爆震波的持续传播,其工作原理相同、过程类似,但火箭式工作模态下发动机利用携带的氧化剂与燃料混合,冲压式工作模态吸入大气中的空气,影响可燃混合气的形成,进而影响旋转爆震的自持传播过程。因此,需对液体燃料雾化和气液两相旋转爆震展开研究。

(3) 稳定可靠的起爆方法^[21]

火箭式工作模态下旋转爆震发动机实验大都以氧气作氧化剂,以提高混合气的活性。当旋转爆震发动机工作在冲压式工作模态时,只能以空气作氧化剂。相对于纯氧,以空气作氧化剂时,爆震发动机初始时直接起爆的难度较大,有必要对以空气作氧化剂的冲压式工作模态下的旋转爆震的起爆特性进行研究。冲压式旋转爆震发动机在超声速飞行过程可能需要重新点火,因此需研究超声速来流中爆震的起爆问题。

(4) 超声速来流中旋转爆震波的自持传播

爆震波的传播过程本身是非稳定的,其速度会出现周期性的波动^[21-22]。此外,由于燃料和氧化剂掺混以及超声速来流不均匀,也可能导致爆震波不稳定传播,如传播过程中波头数目、传播方向发生变化,爆震波熄灭和再起爆。同时,真实燃烧室构型复杂多变,在复杂燃烧室型面条件下,旋转爆震波的传播特性和模态均有待研究。

(5) 爆震波与涡轮和压气机的匹配

在旋转爆震涡轮发动机中,爆震燃烧室位于压气机和涡轮之间,爆震波在燃烧室周期性传播,流场在时间和空间上并不均匀,而压气机和涡轮只有在稳态流场中才能获得最佳效率。爆震波产生的高压阻碍了压气机进气,使压气机叶片承受较大的应力,可能导致压气机喘振。爆震波诱导的斜激波可能直

接冲击涡轮叶片,后方斜激波经过涡轮叶片,一方面高温燃气在叶盆区滞止产生高压区,叶片需周期性承受较大应力;另一方面会产生向上游传播的反射激波,可能影响爆震室的进气。燃烧室出口,部分区域是超声速,部分区域是亚声速,这给涡轮最优设计增加了难度。因此,需要根据旋转爆震流场特点,实现爆震波与压气机和涡轮的匹配。

4.3 斜爆震发动机

(1) 斜爆震驻定模型的建立

斜爆震能起爆并驻定是采用其作为高超声速发动机的一个极大优势。但通常情况下,并不是每种飞行状态都能使斜爆震成功起爆并驻定,因此斜爆震发动机中最大的难点是斜爆震的驻定问题。

(2) 斜爆震发动机进气系统及燃料喷射混合耦合设计技术

斜爆震发动机的燃料从进气道一级压缩板流入,与来流空气混合后进入燃烧室。超高速条件下燃料与空气的混合极其困难,且混合不均将造成驻定斜爆震无法形成而使发动机失去动力,这与常规的高超声速进气系统的设计方法截然不同。因此,需要探索涉及多组分非平衡流的超高速进气系统及燃料喷射混合耦合设计技术。

(3) 斜爆震燃烧室设计技术

斜爆震燃烧室中存在着斜激波、斜爆震波、横向激波等波系,使得不同飞行马赫数条件下斜爆震波不能对喷管进口处进行封口,这会造成喷管进口下壁面附近产生低速高温区,从而影响斜爆震发动机的整体性能。需要对斜爆震燃烧的机理进行深入研究,并采用相关的主动流动控制技术。

(4) 斜爆震驻定条件及燃烧机理验证试验技术

斜爆震发动机驻定模型的建立及燃烧机理需要试验验证。目前只有零星的试验技术支撑斜爆震驻定条件及燃烧机理的研究,主要原因是形成驻定斜爆震的气流条件相对苛刻,速度达不到就不可能形成驻定的斜爆震波;斜爆震波传播速度非常快,很难捕捉。

(5) 斜爆震发动机的原理验证试验技术

斜爆震发动机整机的原理验证在世界范围内还没有开展过。主要是发动机各部件设计的技术成熟度较低,尤其是驻定模型的研究还没有突破;高超声速风洞提供的试验气流的品质和持续时间不能保证,使得整机的试验验证技术发展停滞不前。

4.4 内燃波转子发动机

(1) 内燃波转子方案设计技术

内燃波转子工作过程中涉及到工作时序问题,预压缩波、射流冲击波、燃烧波、膨胀波等波系,其运动机理及作用机制十分复杂。准确预测复杂波系的运动规律及时序是内燃波转子气动方案设计的关键,也是技术难点,有必要开展深入研究。

(2) 内燃波转子点火技术

内燃波转子通常具有几十个通道,且转速很高,每个循环周期内需对每个波转子通道进行一次点火,因此需要极高的点火频率。另外波转子通道通常比爆震管短,要在有限长度范围内实现爆震燃烧或大幅度缩短DDT的距离,需要强大的点火能量。这两方面因素对内燃波转子的点火提出了很大挑战。

(3) 内燃波转子泄漏密封技术

内燃波转子工作过程存在转子和定子之间的运动,二者之间不可避免地会出现泄漏间隙。而内燃波转子又属于增压燃烧范畴,整个系统内存在较大压差,更加突出了泄漏问题的影响。内燃波转子内的泄漏有两个维度,一是沿周向泄漏,导致高压通道内的燃气向低压通道泄漏,严重时影响低压通道的正常工作;二是沿径向泄漏,严重影响内燃波转子的总体性能。因此需要开发相关的泄漏评估方法,探索泄漏密封技术。

(4) 内燃波转子燃烧机制及燃烧组织技术

内燃波转子燃烧机理十分复杂,燃烧组织困难,主要是因为其涉及的因素多。首先需要与之匹配的燃料填充技术。由于多个波转子通道共用一个稳态的进气端口,燃料填充及掺混在进气端口内完成,混气填充的最终目标是形成既能高效稳定燃烧又能避免回火和热自燃的燃料分布,这本身就是一个技术难点。其次,波转子通道内火焰传播机制复杂,而且是在高速旋转产生的大离心力场下进行,要掌握其燃烧机制十分困难。第三,泄漏的存在、点火条件的变化、非定常波的运动、湍流自身的不稳定性等因素,都会对内燃波转子的燃烧过程产生许多不可忽略且难以预测的影响。综上所述,内燃波转子燃烧机制和燃烧组织技术是需要重点研究的核心问题,也是亟待解决的技术难题。

(5) 内燃波转子试验方法和手段

内燃波转子作为一种新概念燃烧技术,其所需研究的问题和试验手段均具有一定特殊性。特别是其燃烧过程在高速旋转的波转子通道内完成,传统研究方法和试验手段明显不能满足需求。需要系统

探索相应的试验方法和手段,一方面通过新方法、新技术推动内燃波转子技术的研究进展,同时形成试验数据库,促进相应的数值模拟技术发展。

(6) 内燃波转子多通道/多循环之间的协调工作技术

与多管脉冲爆震发动机类似,内燃波转子也存在协调工作的问题。主要表现在两方面:一是针对同一个波转子通道,不同循环之间存在明显差异,这不利于推进系统稳态输出推力;二是由于多个波转子通道共用一套进排气系统,加上通道之间泄漏的存在,在同一个循环周期内不同波转子通道之间存在相互影响,严重时甚至导致部分通道不能正常工作。因此,需重点研究导致内燃波转子不能协调工作的因素及其作用机制,进而探索相应的解决手段。

5 爆震发动机的应用前景

按照爆震发动机的特点及工程应用需求,脉冲爆震发动机和连续旋转爆震发动机分为火箭式、冲压式和混合式三类。火箭式脉冲爆震发动机/连续旋转爆震发动机可作为导弹及一级入轨运载器、航天器和卫星等的动力装置。冲压式脉冲爆震发动机/连续旋转爆震发动机可作为航空飞行器、导弹和无人机动力。混合式脉冲爆震发动机/连续旋转爆震发动机是将脉冲爆震/连续旋转爆震与涡轮发动机相结合组成的混合式推进系统,由于其爆震燃烧具有自增压的能力,它将代替涡轮发动机的燃烧室或加力燃烧室。另外,其自增压效应可减少压气机和涡轮级数,减轻发动机质量,提高发动机推重比。此类发动机也可作为舰艇的动力。

斜爆震发动机只有冲压式一种类型,完全依赖于来流产生的斜激波的强度。可应用于飞行速度高于当地CJ爆震波速的超高速飞行器(7~15马赫);将斜爆震发动机与涡轮发动机、亚燃/超燃冲压发动机进行组合,可以实现更宽工作速域和空域的飞行。

基于爆震燃烧模式的内燃波转子,由于多通道顺序工作,进排气端口内气流近似处于稳态,在充分发挥爆震燃烧热循环效率高的优点的同时,克服了脉冲爆震发动机阻力损失大、非定常输出推力等缺点,已被认为是满足美国国防预研局“安静超声速空中平台”(QSP)、用于降低超声速巡航飞行油耗的有效途径之一,满足军民远程超声速飞机的需求。

6 结束语

纵观爆震发动机的研究进程发现,国外在脉冲爆震发动机及旋转爆震发动机研究方面制定了多个战略计划,开展了一系列的试验研究和样机试制,基本完成了原理性试验进入演示验证阶段,已经取得了阶段性成果;斜爆震发动机和内燃波转子发动机仍处在原理探索阶段,技术成熟度较低。

国内在脉冲爆震发动机及旋转爆震发动机研究方面开展了大量的基础研究,但受试验条件、测试方法的限制,工程化应用步伐较为缓慢;斜爆震发动机和内燃波转子发动机也处在原理探索阶段,几乎与国外研究水平持平。

参考文献:

- [1] 严传俊,范玮.脉冲爆震发动机原理及关键技术[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] 王建平,周蕊,武丹.连续旋转爆震发动机的研究进展[J].实验流体力学,2015,29(4):12—25.
- [3] Ashford S A. Oblique detonation waves, with application to oblique detonation wave engines and comparison of hypersonic propulsion engines[D]. Oklahoma: University of Oklahoma, 1994.
- [4] Akbari P, Snyder E. Recent developments in wave rotor combustion technology and future perspectives: a progress review[R]. AIAA 2007-5055, 2007.
- [5] Norris G. Pulse detonation engine-powered flight demonstration marks milestone in Mojave[J]. Aviation Week & Space Technology, 2008, 168(7):60.
- [6] Anderson S D, Tonouchi J H, Lidstone G L, et al. Performance trends for a product scale pulse detonation engine[R]. AIAA 2004-3402, 2004.
- [7] 张智勇,李旭昌,孙超.脉冲爆震发动机概述[J].飞航导弹,2013,(5):71—77.
- [8] 王健平,周蕊,武丹.连续旋转爆震发动机的研究进展[J].实验流体力学,2015,29(4):12—26.
- [9] 王超.吸气式连续旋转爆震波自持传播机制研究[D].长沙:国防科技大学,2016.
- [10] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical study of the effects of engine size on rotating detonation engines[R]. AIAA 2011-581, 2011.
- [11] Naples A, Hoke J, Karnesky J, et al. Flowfield characterization of a rotating detonation engine[R]. AIAA 2013-0278, 2013.
- [12] George A S, Driscoll R, Anand V, et al. Development of a rotating detonation engine facility at the university of cin-

- cinatti[R]. AIAA 2015-0635, 2015.
- [13] Kato Y, Kazuki I, Gawahara K, et al. Thrust measurement of rotating detonation engine by sled test[R]. AIAA 2014-4034, 2014.
- [14] Dunlap R, Brehm R L, Nicholls J A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine[J]. Jet Propulsion, 1958, (28): 451—456.
- [15] Pratt D T, Humphrey J W, Glenn D E. Morphology of standing oblique detonation waves[J]. Propulsion and Power, 1991, (7): 837—845.
- [16] Viguier C, de Silva F, Desbordes D, et al. Onset of oblique detonation waves: comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures[C]//. Proceedings of Twenty-seventh Symposium (international) on Combustion, 1996.
- [17] Schapker L R. Analysis of a wave combustor designed for time-steady inlet and discharge conditions[R]. General Electric Company: Report No. DF58AGT387, 1958.
- [18] Matsutomi Y, Hein C, Lian C Z, et al. Facility development for testing of wave rotor combustion rig[R]. AIAA 2007-5052, 2007.
- [19] Matsutomi Y, Meyer S E. Experimental investigation on the wave rotor constant volume combustor[R]. AIAA 2010-7043, 2010.
- [20] Elharris T M, Wijeyakulasuriya S D, Nalim M R, et al. Analysis of deflagrative combustion in a wave-rotor constant-volume combustor[R]. AIAA 2011-583, 2011.
- [21] 刘世杰, 林志勇, 林伟, 等. H₂/Air连续旋转爆震波的起爆及传播过程试验[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 483—489.
- [22] 刘世杰. 连续旋转爆震波结构、传播模态及自持机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.

~~~~~  
(上接第24页)

(3) 加力筒体、喷管内壁面和外罩发射率的改变, 对8~14  $\mu\text{m}$ 波段红外辐射强度的影响较3~5  $\mu\text{m}$ 波段的显著。喷管收敛段发射率的改变, 对排气系统红外辐射强度几乎无影响。

(4) 随着中心锥温度降幅增加, 排气系统在0°~15°探测方向上红外辐射强度逐渐降低; 与中心锥未冷却相比, 中心锥温度降低50 K、100 K、150 K, 红外辐射强度最大衰减幅度分别为10.4%、19.1%、26.7%; 中心锥温度降低150 K, 同时发射率由0.9降低到0.3, 排气系统红外辐射强度最大衰减幅度为36%。

## 参考文献:

- [1] Presz W M, Nelson C B. Gas turbine exhaust cooling concepts[R]. AIAA 94-3083, 1994.
- [2] Zaman K B M Q. Supersonic jet mixing enhancement by “Delta-Tabs”[R]. AIAA 92-3548, 1992.
- [3] Presz W, Blinn R F. Short efficient ejector systems[R]. AIAA 87-1837, 1987.
- [4] Babbitt R R. Advanced high by pass mixed-low exhaust system design study[R]. AIAA 91-2242, 1991.
- [5] 胡传. 隐身涂层技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004.
- [6] 罗明东, 吉洪湖, 黄伟, 等. 轴对称喷管与后机身组合结构的红外特性实验[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(3): 293—297.
- [7] 刘友宏, 刘宇. 隔热屏位置对矢量喷管红外特征影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1438—1442.
- [8] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 10—15.
- [9] 黄伟, 吉洪湖, 斯仁, 等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 551—556.
- [10] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1920—1926.
- [11] 单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特征的数值研究和实验验证[J]. 红外与毫米波学报, 2006, 25(2): 96—100.
- [12] 王同辉, 王先炜, 张靖周, 等. 直升机红外抑制器遮挡罩间距对红外辐射特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1494—1499.
- [13] Shan Y, Zhang J Z. Numerical investigation of flow mixture enhancement and infrared radiation shield by lobed forced mixer[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29 (17-18): 3687—3695.