

旋转爆震发动机研究进展综述



鞠美娜,袁成,曹军伟

中国航空研究院,北京 100029

摘要:旋转爆震发动机以超声速爆震形式增压燃烧,具有结构简单、比冲和效率高、工作域宽等一系列优点,除自身单独作为动力装置外,也可与涡轮发动机、冲压发动机和火箭发动机进行组合,更加有效提升原动力装置性能,在航空航天领域未来应用前景广阔。本文论述了旋转爆震发动机的结构及基本工作原理,阐述了国内外在机理研究和技术验证上的最新进展,并对一些重点在研项目进行介绍。面向现有研究进展,提出解决燃料喷注与掺混、爆震波传播控制、进排气系统设计等关键技术问题是未来旋转爆震发动机的主要研究方向。基于旋转爆震发动机的优势和作战武器装备发展态势,进一步对旋转爆震发动机的军民领域进行展望。

关键词:增压燃烧;旋转爆震发动机;组合循环发动机

中图分类号:V236

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.03.001

自然界存在缓燃波和爆震波这两种形式的燃烧波。当前航空航天各类内燃动力系统全部使用缓燃波。缓燃波的传播速度较低,通常只有每秒几米至几十米,且近似认为是等压过程,即燃烧过程压力不变。与之相反,爆震波在传播过程中实现了激波和燃烧波的耦合,速度非常快,通常可达到每秒上千米,且波后压力、密度都有很大提高,其显著特点是能增压、传播速度快且接近于等容燃烧,而等容燃烧的热循环效率大大高于等压燃烧的效率。

由于激波的存在,爆震燃烧的破坏力极大,如果能利用其强大的破坏力,进而应用于航空动力系统中,可大幅提高航空发动机的性能,旋转爆震发动机(RDE)已成为未来航空动力领域最具潜力的变革者之一。

近年来,国内外学者对旋转爆震机理、技术和工程化方面的研究愈加深入,取得了一定的技术突破,但离实现工程实际应用仍然存在较大差距。本文主要论述了RDE的结构、基本工作原理和国内外研究进展情况,提出未来主要研究方向,并对其应用领域进行展望,以便学者们快速了解技术“瓶颈”,推动我国RDE技术发展。

1 结构及工作原理介绍

RDE使用接近于等容燃烧的爆震循环,燃烧时压力大幅提升,能量释放极快,产生功率大。美国空军研究实验室

(AFRL)的科学家认为,RDE相比现役涡轮发动机理论上热效率可提高15%。RDE的典型结构如图1所示,其通常采用一端封闭,另一端开口的环腔形燃烧室,燃料和氧化剂由在封闭端上均布的很多微型喷嘴沿轴线方向注入。点火后形成的一个或多个爆震波,在燃烧室底部沿与燃料注入相垂直的方向连续周向旋转传播(而不是燃烧室旋转),等效频率(1s旋转的圈数)为1~50kHz。当爆震波传至某喷嘴时,由于爆震形成的高压大于注入压力,该喷嘴停止工作。而爆震波传过后,压力降低,允许该喷嘴继续注入燃料和氧化剂,进一步支持爆震波的旋转传播。这样燃料和氧化剂的注入便可由爆震波自动控制。高温高压燃烧产物形成后迅速向后膨胀,从开口端高速排出,产生推力。

RDE有火箭式和吸气式等多种工作模式,区别在于火箭式由飞行平台自带氧化剂,而吸气式发动机的氧化剂则来自大气中的氧气。由于爆震波能实现自增压(增压比13~55),因此RDE可省去复杂的压气机和涡轮等旋转部件,极大地简化了发动机结构,如图2所示。

RDE除单独使用外,按其特点与应用需求还可分别与火箭发动机、涡扇发动机和冲压发动机等构成组合循环发动机,全面扩展发动机的工作范围,实现宽速域的高超声速飞行。因此,为发展更先进的航空动力系统,RDE引起了各航空强国的极大兴趣。

收稿日期:2022-11-02;退修日期:2023-01-09;录用日期:2023-02-12

引用格式: Ju Meina, Yuan Cheng, Cao Junwei. Review of research progress on rotating detonation engines[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(03): 1-9. 鞠美娜,袁成,曹军伟. 旋转爆震发动机研究进展综述[J]. 航空科学技术, 2023, 34(03): 1-9.

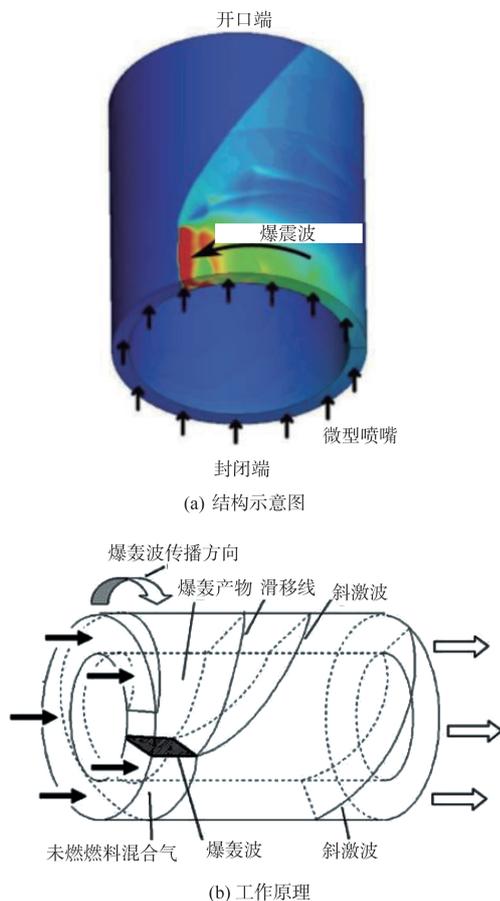


图1 典型旋转爆震发动机结构及工作原理

Fig.1 Typical rotating detonation engine structure and operating principle

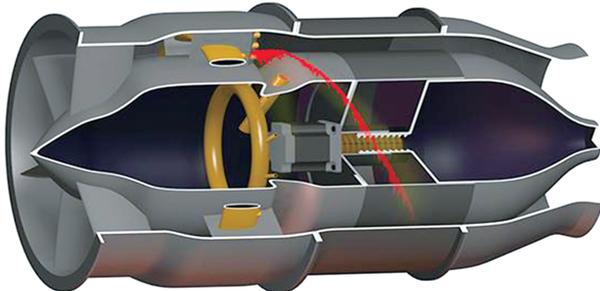


图2 旋转爆震发动机结构简洁,已不见复杂的旋转部件

Fig.2 Rotating detonation engine brief structure without complex rotating parts

2 国内外发展现状

2.1 美国

美国近些年在RDE上的投入相对较多。进入21世纪后的第一个10年,空军研究实验室(AFRL)、海军研究实验室(NRL)、航空喷气-洛克达因(Aerjet Rocketdyne)公司、

密歇根大学等研究机构相继开展了理论、试验及工程应用研究。到目前为止,美国已完成了旋转爆震机理、点火试验、旋转爆震代替航空涡轮发动机主燃烧室等多项关键技术验证。

2.1.1 机理研究和技术验证

2017年,NRL研究了吸气式RDE进气道和燃烧室的相互作用。2019年,密歇根大学确认了RDE中二次波的存在。二次燃烧和二次波耦合在一起,最终改变了主爆震波的稳定性和结构^[1]。

为进一步明确旋转爆震燃烧室内的复杂流场结构和燃烧产物,各研究机构借助先进的光学和粒子成像技术手段开展大量试验,涉及进气道、尾喷管与燃烧室的流场耦合作用以及燃烧室产物的探究。2017年,美国海军研究生院研究了进气道特性对RDE性能的影响,并进行了热态试验,开展了爆震区域成像、光学诊断并与NRL合作进行了计算。2018年,AFRL和中佛罗里达大学应用了激光吸收光谱技术,分析了RDE燃烧产物的组分、温度和流速;加州大学洛杉矶分校研究了高速、兆赫兹、光学诊断方法,使用可调的中波段红外激光器现场测量环形火箭式RDE流场的压力、温度和组分,并可预判波速和推力;密歇根大学研究人员在4—5月完成一系列试验,使用了一种可进行光学观察的RDE,研究了反应物注入和爆震波之间的动态耦合,并在此基础上得到了详细的仿真结果;亚拉巴马大学优化了100kHz粒子成像速度仪,测量了RDE尾喷口高度周期性的亚声速-超声速流场^[2-3]。

在探索旋转爆震机理的同时,旋转爆震组合发动机可行性技术验证也在同步进行。2014—2015年,AFRL和空军科学研究办公室面向火箭式RDE燃烧室喷射器进行设计。2017年2月,AFRL用旋转爆震燃烧室替换T63涡轴发动机的燃烧室进行试验研究,结果显示,该燃烧室的氮氧化物排放量低且燃烧效率高,验证了涡轮旋转爆震技术的广阔应用前景;4月,AFRL进行了吸气式RDE的热稳定运行试验,该RDE的外壳体采用了陶瓷基复合材料。2020年,航空喷气-洛克达因公司在政府和内部经费支持下,研发了吸气式RDE分析工具和热端部件,验证在使用先进燃料时大范围飞行条件下的可用性^[2,4]。金星航宇公司(Venus Aerospace)历时三个月完成高超声速旋转爆震发动机地面试验,并于2022年10月公布了发动机试验视频,宣告该公司成为世界上第一家将室温可储存液体燃料用于旋转爆震火箭发动机(RDRE)的企业。

目前,美国在RDE的工程化应用方面已经有所突破。

2019年6月, AFRL 和创新科学解决方案公司开展了一型 RDE 的地面演示验证, 证明了这型发动机有足够推力驱动一架 long-EZ 飞机(见图3)进行起飞和巡航, 并且声学测量结果表明其对地面拥有安全的噪声等级^[1]。



图3 Long-EZ 飞机

Fig.3 Long-EZ aircraft

2.1.2 重点在研项目

基于前期 RDE 的机理研究成果, 在进入 21 世纪第二个 10 年后, 美国国防部、各军种都将旋转爆震技术作为动力设备重点发展方向, 授出大量研究合同进行概念方案或工程化研究。

2020 年初, 美国国防部国防预先研究计划局(DARPA) 授予雷神公司 100 万美元研究以 RDE 为动力的巡航导弹概念。2022 年 8 月, DARPA 表示即将启动“开局”(Gambit) RDE 技术项目, 旨在利用吸气式 RDE 在尺寸和燃料效率等方面的优势, 为第四代战斗机提供远程打击导弹, 对时敏目标进行防区外打击。该项目将为期 42 个月, DARPA 计划选择两家公司来研究吸气式 RDE 动力导弹的概念和初步设计, 并在 18 个月内测试燃烧室和进气道。其中一家公司将被选中完成关键设计评审, 制造验证弹和开展试验测试^[5]。

2020 年 3 月, AFRL 经济可承受任务先进涡轮技术(ATTAM) 倡议主管托马斯强调了 RDE 绝对拥有最高优先级地位, AFRL 在 ATTAM 倡议的第一阶段授予了三项 RDE 的关键研发合同, 总价值 5.2 亿美元, 其中授予通用电气公司和普惠公司各 2.5 亿美元, 发展、验证和转化关键技术; 授予航空喷气-洛克达因公司 2000 万美元合同。尽管透露的合同细节不多, 但这三家公司预计都将在 2026 年 9 月前完成开发和试验。同时在过去三年中, AFRL 还有其他几个 RDE 开发项目: 隐身战斗机弹舱内携带、速度高达马赫数

3、配装液体燃料旋转爆震冲压发动机的空地导弹项目; 采用固体燃料 RDE 的空空导弹项目; 可替代涡轮发动机加力燃烧室的旋转爆震燃烧室项目以及自由射流测试项目。2022 年初, 普惠公司获得了 AFRL 一份 RDE 地面演示验证项目合同, 项目将与雷神导弹与防务公司、雷神技术研究中心共同执行。普惠公司新获得的合同可能属于前期 2.5 亿美元合同的一部分, 尽管技术细节未公开, 但也从侧面证明美国正在大力发展配装 RDE 的巡航导弹技术, 且进展较为顺利。巡航导弹配装旋转爆震发动机概念图如图 4 所示。

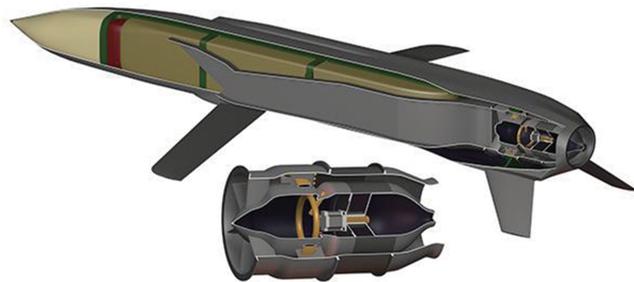


图4 巡航导弹配装旋转爆震发动机概念图

Fig.4 Diagram of cruise missile equipped with rotating detonation engine

2022 年 4 月 21 日, 美国海军空战中心武器部测试了一种由 RDE 提供动力的新型战术导弹, 表明这种动力系统从概念转化为实用方面取得了重大进展。这款新型导弹的细节是在 1 月 AIAA 技术会议期间披露的。但这种武器保密程度很高, 其他细节未知。美国空军和海军对 RDE 的投资也得到了国防部部长办公室研究与工程部门的支持。该部门组织的“联合增强弹药技术”计划对两款吸气式 RDE 原型机进行了测试。

2.2 俄罗斯

俄罗斯重点开展了液体爆震发动机的研制工作。2014 年, 俄罗斯先期研究基金会在俄罗斯动力机械科研生产联合体基础所建立了液体爆震发动机专业实验室。2016 年 8 月, 该基金会成功完成了首型新一代液体燃料 RDE(见图 5)的测试, 推进剂为氧气和煤油。试验共进行了 33 次, 爆震波旋转频率达到约 20kHz, 实现了连续爆震并产生稳定推力。俄罗斯科学院新西伯利亚拉夫连季耶夫流体力学研究所以及莫斯科航空学院共同完成了上述工作。

2017 年, 俄罗斯科学院新西伯利亚拉夫连季耶夫流体力学研究所对带有爆震燃烧室的液氧煤油火箭发动机开展了长时间的运行试验测试, 该发动机长 1.05m, 直径为 0.31m, 在马赫数 4~8 的风洞试验环境中取得了 3600m/s 的高比冲^[2]。

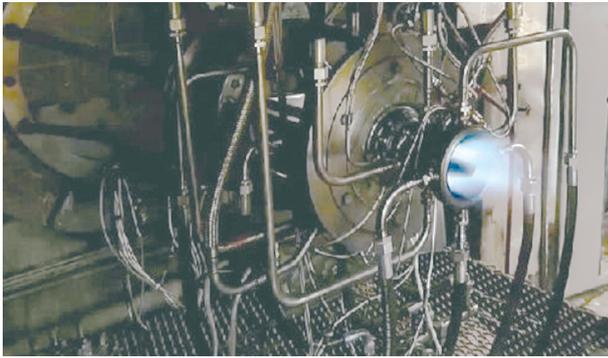


图5 俄罗斯先期研究基金会牵头的新一代液体燃料爆震发动机

Fig.5 New generation liquid fuel detonation engine led by Russian advanced research foundation

2.3 法国

2010年,法国MBDA公司设计了小尺寸演示验证RDE,如图6所示。其环形燃烧室内外径分别为80mm和100mm,燃烧室长90mm,没有冷却系统,反应物为气氢/甲烷,燃料和氧化剂通过570个喷嘴注入燃烧室,最大注入压力8MPa。研究人员使用电爆丝点燃反应物,点火压力10J。受承受热能力影响,该RDE最长工作时间为5s,地面最大推力54.7N。经过换算,在真空环境下其最大推力为338.5N,比冲310m/s。该试验完成后,MBDA公司又进一步对安装了喷管的RDE进行演示验证,环形燃烧室内外径分别为280mm和350mm,使用主动冷却装置。

2018年,法国赛峰集团、Pprime研究所和欧洲导弹集团共同对RDE燃烧室内连续定容燃烧循环以及燃料——氧



图6 MBDA小尺寸旋转爆震发动机演示试验

Fig.6 Demonstration test of MBDA small size rotating detonation engine

化剂非均匀分布条件下的爆震特性开展研究工作^[3]。

2.4 日本

为有效推动旋转爆震技术进展,日本研究机构和多所大学联合验证了大量RDE项目。2017年8月,名古屋和庆应义塾大学联合团队、室兰工业大学和日本航空开发局联合开展了乙烯/氧气RDE试验,图7给出点火试验图片,在近真空环境中可以获得330m/s比冲和895N的高推力,燃烧效率超过95%。2018年,日本横滨国家大学、九州大学技术学院、索菲亚大学、萨塔玛大学和日本托拜大学成立联合研究团队,研发旋转爆震燃气涡轮发动机技术,验证该组合发动机的发电性能;日本名古屋大学、庆应义塾大学、JAXA太空和航天科学研究所、室兰技术研究所面向探空火箭对象开展系统级RDE地面燃烧试验,为火箭级旋转爆震技术工程应用做好前期准备^[2-3]。

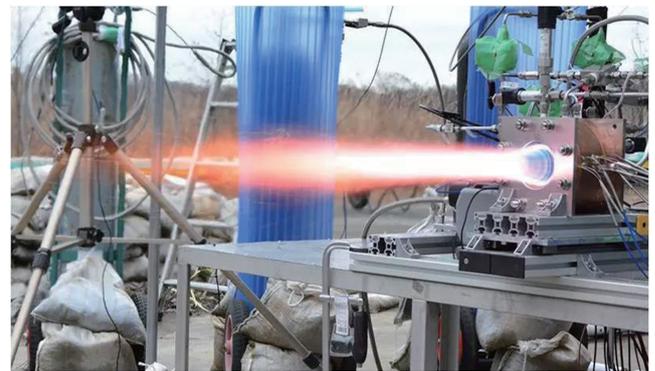


图7 日本旋转爆震发动机试验

Fig.7 Test of rotating detonation engine in Japan

2.5 中国

国内旋转爆震发动机技术研究也取得了重要进展,北京大学、清华大学、国防科技大学、西北工业大学,以及研究院所等均围绕旋转爆震技术开展了大量探索工作。

燃烧室构型对RDE爆震波传播特性具有显著影响。面向环形燃烧室内壁温度高所导致的烧蚀问题,北京大学王健平^[6]团队于2012年创新性地提出空桶形燃烧室结构并模拟验证了该模型的可行性,但与环形燃烧室结构相比,比冲减少约5%。2019年,国防科技大学彭浩阳等^[7]提出环形燃烧室内筒空腔结构,验证了腔内再循环区稳定的先导火焰,爆震波传播速度和传播压力较高,最高传播速度达到1228.68m/s。2021年,西北工业大学赵明皓等^[8]综合对比分析了相同尺寸参数的以上三种燃烧构型,在三种燃烧室内都实现了爆震波的稳定传播,其中空桶形燃烧室爆震波传播速度最高且稳定爆震模式下的当量比范围最宽,内筒空

腔燃烧室次之, 环形燃烧室最低。

目前 RDE 仍以环形燃烧室为主要研究对象, 由于环形燃烧室受到尺寸约束只能选取点火能量更大的直接起爆方式。2020 年, 北京动力机械研究所基于图 8 所示装置对以燃油/空气为推进剂的 RDE 进行试验, 结果表明, 预爆震波压力升高可缩短起爆时间; 来流总温为 740K 时接近当量比 1 的工况起爆时间最短; 当量混气条件下来流高温由于降低燃油蒸发时间而影响起爆时间; 垂直安装预爆点火器比切向安装形成爆震波时间更短^[9]。

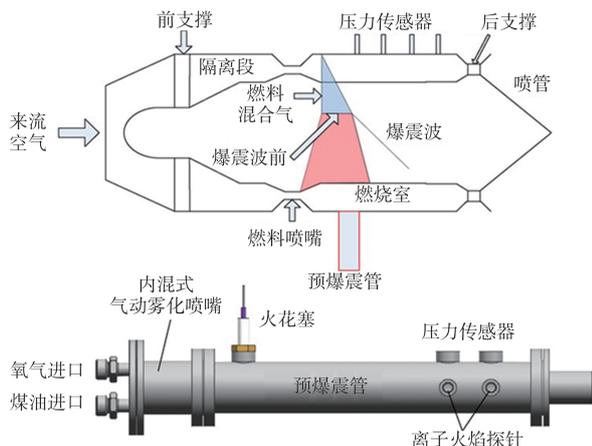


图 8 燃烧室和预爆震管结构图^[9]

Fig.8 Structure diagram of combustion chamber and pre detonation tube

旋转爆震波自持传播稳定传播是保证爆震发动机推进性能的前提。2013 年, 国防科技大学刘世杰等^[10-11]针对采用环缝和喷孔两套不同氧化剂喷注方式的 RDE 进行试验, 观察到同向传播和对撞传播两种传播模式; 环缝喷注下大多为同向传播, 随着推进剂总流量增大, 爆震波头个数增加; 环缝喷注燃烧室中, 由于压力振荡, 发现了短暂的双波对撞过程, 并且在推进剂 H_2 中喷注小流量的 N_2 也可实现长时间维持的双波对撞过程; 喷孔喷注下均为对撞传播, 分析得知爆震波顶部形成混合气体层是实现双波对撞传播过程的关键。

在演示验证方面, 清华大学率先取得突破性成果, 其自主研发的旋转爆震冲压发动机已于 2022 年 1 月进行了飞行试验并取得成功。

3 关键技术问题分析

3.1 燃料喷注与掺混问题

燃料喷注方式主要有两种: 一种为预混喷注, 另一种为

非预混喷注。预混喷注极易产生回火现象, 因此目前 RDE 主要采取非预混喷注, 燃料和氧化剂通过对撞式、半对撞式以及交错式方式进行掺混。旋转爆震燃烧室内燃料充足、燃料和氧化剂的充分掺混是保证爆震波稳定传播的前提, 但非预混喷注方式部分燃料和氧化剂未能充分混合, 导致发动机推进性能下降, 因此燃料稳定喷注和燃料掺混既是研究重点也是难点。

在国内外研究学者的不断探索下, 对于影响燃料喷注和掺混问题的诸多因素已经有了基本的定性研究结论。非预混喷注主要有喷孔/环缝和喷孔/喷孔喷注两种形式, 但喷孔/喷孔喷注所需喷注压力较高, 掺混效果较差, 目前喷孔/环缝的形式更加常用。也有研究者提出喷孔/环缝/喷孔的喷注方式, 利用三股气流的相互作用增强掺混。小流量喷注条件下燃烧室头部产生的回流区可提升周向、轴向和径向的掺混效果, 并且喷注位置靠近上游可增大燃料径向穿透深度, 使回流区影响范围扩大。燃料喷注总面积一定时, 增加喷孔数目可使喷注间隔缩小, 提高周向分布均匀性, 爆震波损失小, 传播速度更快, 但燃料穿透能力下降, 轴向和径向掺混效果减弱, 建立爆震波难度增大。液态燃料的喷注首要考虑的就是液滴雾化问题, 喷注压力增大, 液滴雾化细度得到改善, 旋转爆震波可以成功起爆并稳定自持传播。但液态燃料在爆震波前沿轴向不均匀分布导致燃烧室内产生局部富燃区, 在流量以及当量比恒定时, 压力较高导致部分燃料被输送至下游, 爆震反应所占比率减小, 燃烧室比冲性能下降, 因此存在最佳的喷注压力使得发动机性能最佳^[12-15]。

燃料喷注结构设计是多元素耦合的复杂流程, 受到喷注流量、当量比、喷注压力、喷孔数目及喷注面积等多因素的综合影响。现有研究成果基于给定的喷注结构得到, 通过单一变量得到定性结论, 并未考虑几种影响因素的综合作用效果, 对于指导工程化设计的目标仍有较大差距。基于现有结论使喷注结构在高压下稳定工作并保证燃料/氧化剂快速充分掺混依然是有待解决的难题, 严重阻碍了 RDE 的工程化应用。

3.2 爆震波传播控制问题

爆震波的高效起爆和传播可有效提高 RDE 的推进性能, 连续旋转爆震需燃料达到一定浓度后才可自持传播, 采用富氧空气时的自持边界显著增大, 目前对自持传播的工况要求并未给出明确的机理解释。旋转爆震波主要存在同向传播和对撞传播两种传播模式。与同向传播模式相比, 对撞传播导致平均流场特性周向分布不均, 且流场内存在

高压峰值,不利于开展爆震燃烧。环缝/喷孔喷注结构的燃烧室在稳态工作时为同向传播模式,但在起爆过程和压力振荡间断时会出现短暂的碰撞传播模式,当燃料喷注压降过高和燃料/氧化剂活性较低时甚至会长时间处于碰撞传播模式。

在同向传播模式下,双波模态爆震波传播速度要低于单波模态,但可燃气体层高度约为单波模态的1/2,有助于减小发动机的轴向长度。燃烧室结构一定时,爆震波数目主要受推进剂总流量影响,且两者呈正相关性。但在同一运行工况下,初始点火条件不同时,所产生的爆震波数目仍会产生差异。因此,旋转爆震单双波模态转化受到多因素的共同影响,按照影响机制将其分为波前反应物有效高度和反应物活性两类,总流量、当量比、燃烧室宽度等因素发生改变都会导致波前反应物有效高度变化,当量比、背压和喷注面积决定了波前反应物的活性。目前对导致单双波模态转换的途径和机制仍存在不确定性,对实现单双波模态的快速转化和控制对减小爆震发动机尺寸、实现工程化应用具有重要意义^[16-19]。

爆震波传播是一个不稳定过程,不同周期内爆震波的瞬时传播速度和峰值压力都会存在差异。当运行工况偏离最佳范围时,爆震波将会出现强弱交替、转向和解耦等非稳态传播现象,通过激波相互碰撞、激波压缩自点火以及爆震产物高温诱导等方式进行再起爆,所形成的爆震波方向具有随机性,难以对其进行控制。目前对于旋转爆震的模拟研究常基于燃料/氧化剂完全掺混、爆震波符合C-J理论等假设条件,忽略了流体黏性、热传导和扩散等输运效应,从而对旋转爆震波的传播过程进行简化,其数值模拟结果不能完全表征真实作用效果。并且,通过以上研究成果虽加深了对旋转爆震波的理解和认识,但其机理性的研究深度仍不足以实现稳定控制爆震波传播方向和爆震波头数。

3.3 进排气系统设计问题

RDE多以组合动力形式存在,如旋转爆震涡轮发动机、旋转爆震冲压发动机和旋转爆震火箭发动机。旋转爆震涡轮发动机核心部件包括压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管,可在稀薄燃料/空气混气条件下稳定工作,与传统涡轮发动机燃烧室相比性能增益明显,综合评估油耗和功率可提升5%~7%^[20],但爆震波回传会对压气机稳定工作造成影响,并且从燃烧室流出的高温爆震产物会损伤涡轮叶片并由于来流速度分布不均造成压力损失。旋转爆震冲压发动机核心部件包括进气道、燃烧室和尾喷管,面临同旋

转爆震涡轮发动机相同的压力回传和燃烧室非定常压力出口问题。旋转爆震火箭发动机通常由一端封闭、一端开口的环形燃烧室和尾喷管组成,因此并不涉及压力回传问题,但燃烧室出口流场的不均匀性对发动机性能损失较大,并且尾喷管的构型对燃烧室的爆震波结构也会产生影响,合理的喷管结构可有效推动旋转爆震火箭发动机工程化应用。

目前主要通过设置隔离段来抑制进气道内的压力回传现象,部分研究学者在进气道适当位置开设抽吸槽,隔离段构造研究主要围绕凹腔隔离段、S形转环隔离段以及在隔离段内设置倒刺结构等^[21-22]。计自飞等^[23]基于旋转爆震涡轮发动机提出压气机后设置隔离段,涡轮前段设置掺混室的主体结构,隔离段将来流空气分成两股:一部分参与燃烧,另一部分进入掺混室调节涡轮前温度,既削弱了爆震波回传效应,又保证了燃烧室出口温度均匀性。其示意图如图9所示。对于燃烧室非定常出口压力问题,基于尾喷管几何构型、喷管内部流场分析等方法实现旋转爆震燃烧室和尾喷管的流场匹配,提高发动机推进性能。

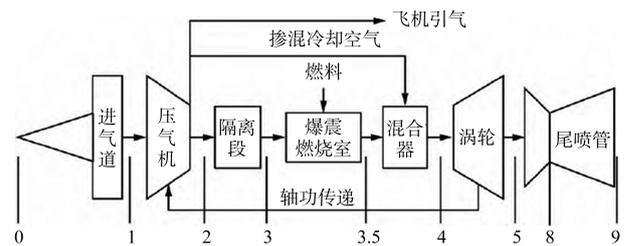


图9 旋转爆震涡轮发动机示意图^[23]

Fig.9 Schematic of a rotating detonation turbine engine

基于给定的燃烧室结构、特定燃料和运行工况,国内外学者大多都只定性研究了不同构型的隔离段和喷管对于抑制压力回传和脉动现象的作用效果,并已经有了部分研究成果^[24-25]。但目前仍无法通过这些定性结论完全解决组合动力RDE在工程化应用中进气道和尾喷管的匹配最优化问题,亟须开展一系列定量研究支撑旋转爆震组合发动机进排气系统的设计工作。

4 未来应用分析

目前作战武器装备正在向长射程、高超声速、强机动和智能化方向发展,掌握先进的武器装备系统是夺取制海制空以及制天权的前提,而动力系统往往是制约武器装备性能强化的核心问题^[26-27]。AFRL经济可承受任务先进涡轮技术(ATTAM)倡议主管托马斯曾在会议中强调RDE

“绝对拥有最高优先级地位,该发动机可成为高速巡航导弹的动力或成为更大型高超声速飞行器组合循环推进系统的一部分”。相比飞行器,巡航导弹对发动机的流量、推力、寿命等都要求较低,从前文关于美国RDE重点在研项目的介绍中也可以看到,美军有意把RDE与巡航导弹相结合以提高巡航导弹性能。

由于RDE具有热效率高、结构简单、重量(质量)轻、单位燃油消耗率低等潜在优点,在军民领域应用前景广阔。其中,根据技术发展的成熟度,RDE的应用可划分三个阶段:近期可作为机载武器、无人机、靶机、诱饵机、靶弹的动力系统;中期可作为高超声速隐身侦察机以及空间作战平台的变轨发动机、姿控发动机等;远期可作为飞机、单级和多级入轨飞行器的组合动力系统。如果以上设想变为现实,科研机构还需要进一步研究液态碳氢燃料的高效雾化与掺混、热管理、进气道设计、系统集成等关键技术。

5 结束语

虽然增压燃烧与等压燃烧相比具有诸多优势,但RDE的关键技术问题还有待解决。加深对旋转爆震燃烧机理的认识,并通过工程化手段把RDE应用于型号实践中,将对航空动力领域产生变革性影响。如果我国能够抓住机会,深耕旋转爆震领域,有机会迅速缩短与世界航空动力强国的差距,甚至有可能跻身世界航空动力的第一梯队。

AST

参考文献

- [1] Agrawal A, Ferguson D. Advances in science and technology of pressure gain combustion[EB/OL]. (2019-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/advances-in-science-and-technology-of-pressure-gain-combustion/>.
- [2] Heister S, Tangirala V. Advances made toward rotating detonation engines [EB/OL]. (2017-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/advances-made-toward-rotating-detonation-engines/>.
- [3] Ferguson D, Saracoglu B H. Funding increase for pressure gain begins to pay off [EB/OL]. (2018-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/funding-increase-for-pressure-gain-begins-to-pay-off/>.
- [4] Saracoglu B H, Agrawal A K. Taking off from Earth to space with pressure gain combustion research[EB/OL]. (2020-12-01). <https://aerospaceamerica.aiaa.org/year-in-review/taking-off-from-earth-to-space-with-pressure-gain-combustion-research/>.
- [5] Trimble S. DARPA aims gambit missile project at fourth-gen fighters[EB/OL]. (2022-08-01). <https://aviationweek.com/defense-space/missile-defense-weapons/darpa-aims-gambit-missile-project-fourth-gen-fighters>.
- [6] 唐新猛,王健平,邵业涛.连续旋转爆震波在无内柱圆筒内的数值模拟[J].航空动力学报,2013,28(4):792-799.
Tang Xinmeng, Wang Jianping, Shao Yetao. 3D simulation of rotating detonation wave in combustion chambers without inner wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 792-799. (in Chinese)
- [7] Peng Haoyang, Liu Weidong, Liu Shijie, et al. The effect of cavity on ethylene-air continuous rotating detonation in the annular combustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(26): 10-15.
- [8] 赵明皓,王可,王致程,等.燃烧室构型对旋转爆震波传播特性的影响[J].航空学报,2022,43(5):251-262.
Zhao Minghao, Wang Ke, Wang Zhicheng, et al. Effect of combustor configurations on propagation characteristics of rotating detonation waves[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 251-262. (in Chinese)
- [9] 贾冰岳,张义宁,潘虎,等.液态碳氢燃料旋转爆震发动机起爆过程试验研究[J].推进技术,2021,42(4):906-914.
Jia Bingyue, Zhang Yining, Pan Hu, et al. Experimental study on initiation process of liquid hydrocarbon rotary detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 906-914. (in Chinese)
- [10] 刘世杰,刘卫东,林志勇,等.连续旋转爆震波传播过程研究(I):同向传播模式[J].推进技术,2014,35(1):138-144.
Liu Shijie, Liu Weidong, Lin Zhiyong, et al. Research on continuous rotating detonation wave propagation process (I): One direction mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(1): 138-144. (in Chinese)
- [11] 刘世杰,林志勇,刘卫东,等.连续旋转爆震波传播过程研究(II):双波对撞传播模式[J].推进技术,2014,35(2):269-275.
Liu Shijie, Lin Zhiyong, Liu Weidong, et al. Research on continuous rotating detonation wave propagation process (II): Two-wave collision propagation mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 269-275. (in Chinese)

- [12] 马虎,张义宁,杨成龙,等.燃料分布对旋转爆震波传播特性影响[J].航空动力学报,2019,34(3):513-520.
Ma Hu, Zhang Yining, Yang Chenglong, et al. Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave[J]. Journal of Aerospace Power, 2019,34(3):513-520. (in Chinese)
- [13] 焦中天,王永佳,李伟,等.燃料喷孔数对非预混旋转爆震起爆过程的影响[J].火箭推进,2021,47(5):22-34.
Jiao Zhongtian, Wang Yongjia, Li Wei, et al. Effects of the number of fuel injection orifices on rotating detonation initiation process under non-premixed conditions[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021,47(5):22-34. (in Chinese)
- [14] 郑权,魏万里,翁春生,等.液态燃料喷注压力对旋转爆震波影响的实验研究[J].推进技术,2020,41(12):2790-2797.
Zheng Quan, Wei Wanli, Weng Chunsheng, et al. Experimental study for effects of liquid-fuel injection pressure on rotating detonation wave[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020,41(12):2790-2797. (in Chinese)
- [15] 丁陈伟,翁春生,武郁文,等.基于液体碳氢燃料的旋转爆震燃烧特性研究[J].爆炸与冲击,2022,42(2):3-18.
Ding Chenwei, Weng Chunsheng, Wu Yuwen, et al. Combustion characteristics of rotating detonation based on liquid hydrocarbon fuel[J]. Explosion and Shock Waves, 2022, 42(2):3-18. (in Chinese)
- [16] 邓利.旋转爆震波传播特性及模态控制研究[D].南京:南京理工大学,2018.
Deng Li. Investigation on propagation characteristics and mode control of rotating detonation wave[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [17] 刘朋欣,李沁,张涵信.初始点火条件引起的三维旋转爆震波单/双波传播模式[J].气体物理,2018,3(1):20-27.
Liu Pengxin, Li Qin, Zhang Hanxin. Single-wave mode and double-wave mode caused by initiation condition in three-dimensional rotating detonation wave[J]. Physics of Gases, 2018,3(1):20-27. (in Chinese)
- [18] 杨成龙.旋转爆震波起爆过程及稳定传播特性研究[D].南京:南京理工大学,2018.
Yang Chenglong. Investigation on the initiation and stable propagation characteristics of rotating detonation wave[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2018. (in Chinese)
- [19] 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.
Liu Shijie. Investigations on the structure, rotating mode and lasting mechanism of continuous rotating detonation wave[D]. Changsha: National University of Defense Science and Technology, 2012.(in Chinese)
- [20] Wolanski P. Application of the continuous rotating detonation to gas turbine[C]//Applied Mechanics and Materials,2015.
- [21] 师迎晨,张任帅,计自飞,等.高速飞行器的连续旋转爆震推进技术[J].空气动力学学报,2022,40(1):101-113.
Shi Yingchen, Zhang Renshuai, Ji Zifei, et al. Rotating detonation propulsion technology for high-speed aircrafts[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1):101-113.(in Chinese)
- [22] 张鑫.冲压旋转爆震发动机隔离段研究[D].南京:南京理工大学,2021.
Zhang Xin. Research on isolator of ramjet rotating detonation engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2021.(in Chinese)
- [23] 计自飞,张会强,谢峤峰,等.连续旋转爆震涡轮发动机热过程与性能分析[J].清华大学学报(自然科学版),2018,58(10):899-905.
Ji Zifei, Zhang Huiqiang, Xie Qiaofeng, et al. Thermal process and performance analysis of continuous rotating detonation turbine engine[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2018, 58(10):899-905.(in Chinese)
- [24] 王顺利,吴云,金迪,等.不同当量比下喷管对旋转爆震特性的影响研究[J].爆炸与冲击,2020,40(10):18-28.
Wang Shunli, Wu Yun, Jin Di, et al. Effects of nozzles on performance of rotating detonation at different equivalence ratios[J]. Explosion and Shock Waves, 2020, 40(10):18-28.(in Chinese)
- [25] 高剑,马虎,裴晨曦,等.喷管对旋转爆震发动机性能影响的实验[J].航空动力学报,2016,31(10):2443-2453.
Gao Jian, Ma Hu, Pei Chenxi, et al. Experiment of effect of nozzle shapes on the performance of rotating detonation engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10):2443-2453. (in Chinese)
- [26] 宋庆国.百年未有之大变局下的航空科技发展[J].航空科学技术,2021,32(3):1-5.
Song Qingguo. The development of aviation science and

technology under change unseen in a century[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021,32(3):1-5.(in Chinese)

[27] 张广林, 李国知. 美国陆军航空装备体系研究[J]. *航空科学技术*, 2021, 32(1):65-69.

Zhang Guanglin, Li Guozhi. Research on U.S. army aviation equipment system of systems[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2021,32(1):65-69.(in Chinese)

Review of Research Progress on Rotating Detonation Engines

Ju Meina, Yuan Cheng, Cao Junwei

Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

Abstract: The rotating detonation engine is pressurized and combusted in the form of supersonic detonation, which has a series of advantages such as simple structure, high specific impulse, high efficiency and wide working range. The combination of the rotating detonation engine with the turbine engine, ramjet engine and rocket engine can effectively improve the performance of the power plant, and has broad application prospects in the field of future aerospace equipment. This paper discusses the structure and basic working principle of rotating detonation engine, expounds the latest progress in mechanism research and technical verification at home and abroad, and introduces some key research projects. Aiming at the existing research progress, this paper proposes to solve the key technical problems such as fuel injection and blending, detonation wave propagation control, intake and exhaust system design, which are the main research direction of rotating detonation engines in the future. Based on the advantages of rotating detonation engines and the development trend of combat weapons, the military and civilian fields of rotary detonation engines are further prospected.

Key Words: pressurized combustion; rotating detonation engine; combined cycle engine