

基于连续爆震燃烧技术的航空发动机进展与前景分析

Progress and Prospect Analysis of Aero Engine Based on Continuous Detonation Combustion Technology

孟博威 马虎 夏镇娟 / 南京理工大学 张翠珍 王奉明 / 中国航空发动机研究院

爆震燃烧是实现增压燃烧的主要途径之一，相较于传统航空发动机，运用爆震燃烧技术的航空发动机理论上具备更高的热循环效率、更大的推力和更高的推重比。基于爆震燃烧的航空发动机技术近年来受到各国的广泛关注和研究，连续旋转爆震涡轮发动机为其中研究重点之一。

目前常规航空发动机已发展到较为成熟的阶段，其热效率已逐渐逼近理论极限，进一步提升性能变得较为困难。相比常规航空发动机的爆燃燃烧，爆震燃烧波后产物压力、密度急剧增大，爆震波的传播速度远高于爆燃波，其燃烧产物短期内无法及时膨胀，因此可近似为等容燃烧过程，其熵增小于爆燃的等压燃烧过程。爆震燃烧是实现总压提升，从而提高做功能力的主要途径之一，因而以爆震燃烧为工作模式的旋转爆震发动机（RDE）理论上可实现自增压且具有更高的热循环效率。近年来，业界尝试将传统燃气涡轮发动机的等压燃烧室替换为旋转爆震燃烧室（RDC），如图1所示，这种新型动力装置被称为连续旋转爆震涡轮发动机（CRDTE）。理论上在相同循环参数条件下，CRDTE的单位推力高于传统燃气涡轮发动机，此外自增压特征可以降低压缩部件负荷和减少压气机级数，这使得发动机结构更加紧凑、推重比得到有效提高、耗油率更低，从而降低飞行运输经济成本。

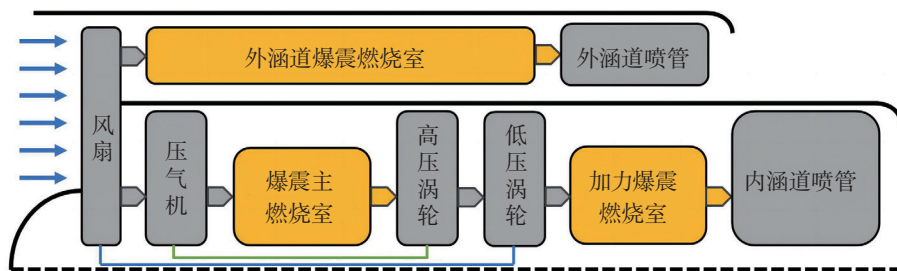


图1 航空发动机可布置爆震燃烧室位置示意

CRDTE 技术研究进展

在21世纪初，国内外主要研究脉冲爆震发动机（PDE）与燃气涡轮发动机的耦合，尝试将传统等压燃烧室替换为多个脉冲爆震燃烧室（PDC）。然而与传统等压燃烧室不同，PDE工作过程不具备连续性，存在间歇性、周期性特征，其做功时间占整个工作周期循环的比例较低，需要反复点火，且点火能量要求较高，工作频率难以满足航空发动机的需求，若采取环形多管布置则会造成互相干涉流动。由图2可知，在PDE工作过程中，爆震波在燃烧室内沿轴向传播，在此期间空气和燃料处于关闭状态，待燃烧室内高温高压燃气排空后，阀门重新开启，燃料填满燃烧室后，点火装置点火，

发动机进入下一个工作循环，不难看出PDE工作频率受阀门性能和点火装置综合制约。在RDE工作过程中，旋转爆震波在燃烧室头部沿周向连续传播，形成较为复杂的流场结构，波后高温高压燃气持续排出，因此做功具有连续性。相比PDE，RDE具有做功连续、工作频率高、推力稳定、仅需一次点火的优点，因而在2010年后，大部分学者转而研究RDE与燃气涡轮发动机的匹配。

旋转爆震主燃烧室与燃气涡轮发动机的匹配

美国创新科学解决方案公司与空军研究实验室（AFRL）合作，将罗罗公司的T63涡轴发动机与RDE结合起来，设计了一种由连续爆震驱动的燃气涡轮发动机。该组合式发动机

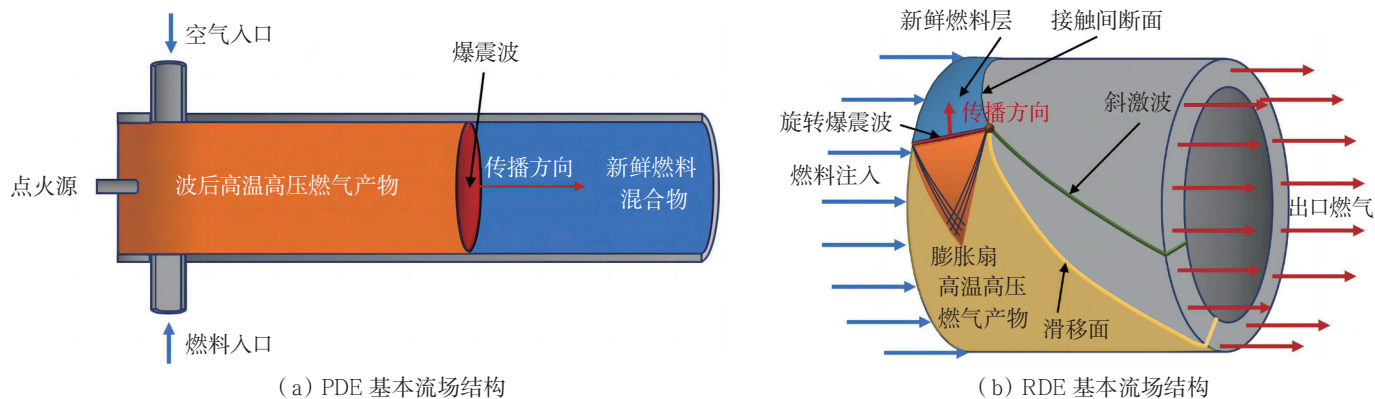


图2 爆震发动机基本流场结构示意图

通过了长程开环试验考察，并且在超过20min连续运行后未出现损坏。试验结果表明，连续爆震驱动下的涡轮效率与传统工作模式下的涡轮效率相近，虽然其涡轮进口不稳定性比传统工作模式高500%~700%，但通过在RDC尾部安装空气引射器可以有效降低不稳定性，最终达到与传统爆燃燃烧室一致的水平。此外，RDC引起的高频扰动在涡轮中迅速削弱，这可能是爆震燃烧应用于航空发动机的关键。以上工作验证了CRDTE工程化应用的可能性，即涡轮在连续爆震来流下仍可实现正常工作，甚至在性能上出现正向增益。然而AFRL的研究均为开环试验，压气机并没有参与组合式发动机的工作循环，并未解决燃烧室入口压降、热平衡和冷却问题。

普渡大学针对RDC与下游涡轮匹配方法开展了大量研究，提出了

较为合理的匹配方案与设计方法。由于RDC出口马赫数具有脉动跨声速特性，而传统航空发动机主要使用的是亚声速轴流式涡轮，因而研究团队提出两种解决方案。第一种方案（见图3（a））通过在RDC下游和涡轮上游之间加入扩压器，使得扩压器出口燃气速度降为亚声速，并在保留传统叶型几何形状的前提下对涡轮端壁进行轮廓处理，使RDC和改造后的燃气涡轮发动机实现高效的热力循环。第二种方案（见图3（b））通过在RDC下游和涡轮上游之间加入喷管，使得喷管出口燃气速度提升为超声速，而涡轮叶片以超声速来流为准则重新设计，以坎特罗威茨(Kantrowitz)限制为准则，通过特征线法对涡轮几何参数进行设计优化，利用降阶求解器检查超声速叶栅排的功能设计空间，量化涡轮的非等熵性能，并为优化构型

预估流动损失。

德国柏林工业大学研究人员在RDC下游装配了攻角可变的涡轮导向叶片，开展了RDC与下游涡轮导向器相互作用的研究。大量试验研究表明，有效识别并控制旋转爆震波的传播方向对提高系统性能至关重要。虽然导向叶片的反射激波和爆震燃烧没有发生显著耦合，但是倾斜叶片进一步增加了旋转爆震波沿特定方向传播的可能性。此外，团队还研究了不同入口和出口边界对RDC运行模态和性能的影响，研究表明，相比在RDC下游施加均匀面积限制，加装涡轮导向器能获得更高的总压提升，并且减小叶栅喉道面积可以有效提高下游总压增益。以上发现为RDC与涡轮匹配技术在性能上的优越性提供了依据。在此基础上，柏林工业大学建立了面向RDC出口的涡轮导向叶片模型，

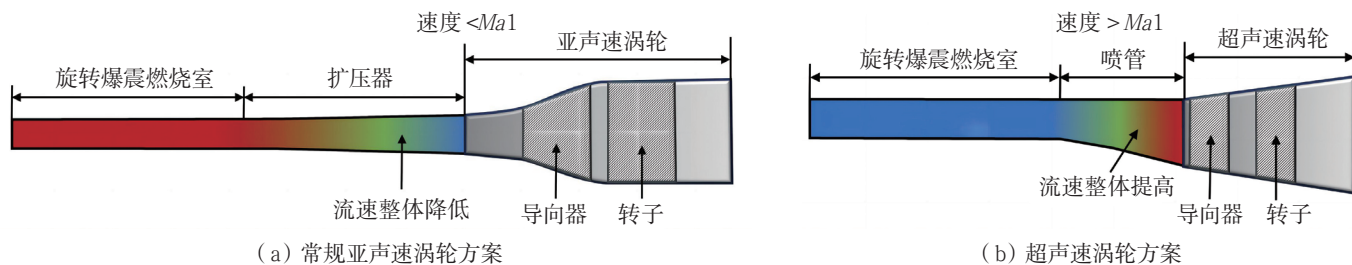


图3 普渡大学旋转爆震燃烧室与涡轮级匹配方案



通过数值模拟手段分析了总压损失与叶栅稠度、相对厚度等几何参数之间的关系, 研究表明, 总压损失系数随着稠度和相对厚度这两个几何参数的增大而减小, 稠度对损失产生和下游流场分布的影响最大, 而流动面积减少是速度角波动阻尼的最大驱动因素。

波兰华沙航空研究所与华沙理工大学启动了一项将RDE应用于GTD-350涡轴发动机的项目, 目的是研究爆震燃烧在燃气涡轮发动机上应用的可能性, 并证明爆震燃烧可以提高发动机效率。研究团队对超过20种不同配置的RDC进行试验测试, 并使用最佳配置的RDC替换GTD-350的常规等压燃烧室, 试验结果表明, 改进后的发动机可以在稀薄混合气下运行, 且燃料消耗率更小, 效率提高了5%~7%。

日本三菱重工(MHI)和华沙理工大学在1项美国专利中, 首次提出涡轮增压式旋转爆震发动机(Turbocharged RDE)的概念, 这也是CRDTE的原型, 并指出这种推进方式具有整体结构简单、效率高等优势, 这项专利为后续RDE与燃气涡轮发动机匹配的相关研究奠定了基础。名古屋大学、庆应大学和日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)合作, 设计并组装了1台CRDTE原型机, 首次开展了闭环试验。团队测量了温度历史、压力和转速变化等参数, 共进行了3组试验, 其中2组是燃烧测试, 另1组是冷流测试。在燃烧测试中, 第一组和第二组试验分别在富燃条件和近似化学计量比条件下进行, 燃烧试验结果表明: 与近似化学计量比爆震相比, 富燃爆震条件下涡轮入口气体温度和和

轮转速更高。此外, 冷流测试还证实了高压气体的注入可以驱动涡轮工作。

北京大学对装有超声速涡轮导向器的RDC开展了二维数值模拟研究, 发现了由叶片前缘反射激波组成的耙式激波包络面结构(rake-type shock envelope), 涡轮导向器与RDC集成后, 爆震强度和总压增益特性有所提升, 总压损失主要发生在斜激波传播区; 对准模式(aligned)在压力阻尼、总压增益和动能转换方面优于其他构型, 而非对准模式(misaligned)在气流调节方面具有优势。

哈尔滨工业大学开展了RDC与超声速涡轮级耦合的二维数值模拟研究, 详细讨论了旋转爆震波在对准模式和非对准模式下的传播特性以及超声速涡轮级的相互作用, 涡轮在爆震模式下具有良好工作性能, 其功率可达110 kW, 最大滞止绝热效率可达86%, 相较非对准模式, 涡轮在对准模式下具有更好的气动性能。

中山大学对RDC和涡轮转子开展了三维数值模拟研究。通过对燃烧室爆震和爆燃工作模式对比, 发现爆震模式下的燃烧室出口总压更高, 具有更大做功潜力。斜激波和反射波作用是爆震模式下涡轮输出功率较低的主要原因, 而叶片产生的扭矩具有高频振荡特性, 可能对发动机的运行产生不利影响。

南京理工大学研究团队在RDE与航空发动机部件匹配方面开展了大量研究, 先后针对RDC与离心压气机、轴流/径流式涡轮导向器、轴流/径流式涡轮开展相关试验, 研究发现RDC下游涡轮部件会显著影

响爆震波传播模态和稳定性, 轴流式涡轮组合结构的工作性能优于径流式涡轮。此外, 研究团队通过数值模拟手段研究了多波模态对涡轮气动性能的影响机制, 发现随爆震波头数增加, 涡轮效率有略微上升。此外还对CRDTE主燃烧室进行了系统设计, 有效降低了燃烧室出口静温, 改善下游涡轮的工作环境。

旋转爆震加力燃烧室与燃气涡轮发动机匹配

俄罗斯科学院谢苗诺夫化学物理研究所首次研制、制造和试验了以TS-1航空煤油为燃料的旋转爆震加力燃烧室。研究人员在地面试验台上进行了旋转爆震加力燃烧室与小型单回路涡喷发动机TJ100S-125的联合点火试验。在相同的燃烧室压力下, 与常规加力燃烧室相比, 旋转爆震加力燃烧室的耗油率降低30%, 比推力和推力助推系数提高30%。这些试验数据表明了旋转爆震加力燃烧室在军用航空发动机中的巨大潜力。

连续旋转爆震涡轮发动机总体性能分析

普渡大学首次建立了简化的CRDTE理论分析模型, 对装有RDC和传统等压燃烧室的燃气轮机进行性能对比, 发现在低压比工况下爆震燃烧的效率增益高于5%。

清华大学提出了完整的CRDTE系统方案, 对发动机工作过程和总体性能参数建立了分析模型。在全工作范围内, CRDTE与同参数常规燃气涡轮发动机相比具有总体性能优势。此外, 与相同循环参数下的美国F119军用航空发动机相比, CRDTE比推力显著提升, 耗油率略有降低。

哈尔滨工业大学系统推导出旋转爆震吸气涡喷和混合排气涡扇发动机的循环热效率、实际循环功、燃料消耗和单位推力的计算公式。基于两种研究方法讨论了不同类型发动机在不同压比范围下的耗油率和单位推力性能。研究表明在中高压比范围内，CRDTE在工作性能、节能和经济性方面具有多种优势。

技术挑战与未来研究重点

与传统航空发动机相比，CRDTE具有多种性能优势，逐渐成为未来先进航空动力系统的研究和发展重点。然而，由于爆震模式与爆燃模式在燃烧模态、流场特征等方面具有显著区别，传统架构的航空发动机不能完全套用于CRDTE上，目前还存在以下技术挑战亟待解决。

旋转爆震燃烧室与压气机匹配

爆震波在传播过程中会在上游形成运动斜激波，造成上游流场周期性脉动，进而影响压气机气动性能，使得压气机增压比、质量流量和工作效率等出现不稳定波动，压缩系统稳定裕度显著降低，可能会造成旋转失速和喘振现象。

RDC与压气机耦合匹配需要重点克服前传斜激波干扰，对压气机出口和燃烧室入口之间设置隔离段，在尽量降低流动损失的前提下有效

消除运动斜激波对上游部件影响。

旋转爆震燃烧室与涡轮匹配

旋转爆震燃烧室出口流场具有非均匀特征（见图4），存在运动斜激波造成的压力、温度和马赫数等物理参数间断分布。常规涡轮对来流基本要求为均匀的亚声速燃气，而爆震模式下，涡轮进口为局部高温、高压和跨声速的周期性脉动来流，会在涡轮内流场形成复杂波系结构（见图5），涡轮工作效率受到一定影响，除此之外涡轮叶片承受高温高压周期循环载荷，材料疲劳寿命受到显著影响，使得发动机维护成本增大。

RDC与涡轮耦合匹配需要着重研究如何削弱下游运动斜激波强度，提高涡轮来流燃气均匀性，可以考虑在RDC与涡轮之间增加掺混室或过渡段，辅以高效叶片冷却方案，保证涡轮正常工作环境，然而这可能会增加发动机结构复杂性，使得CRDTE结构紧凑性的优势不复存在。

旋转爆震燃烧室设计

旋转爆震波的火焰锋面和燃烧产物会产生极端高温，最高温度可达2500K以上，超过航空发动机材料温度上限，为防止燃烧室壳体热烧蚀，目前RDE热试车通常采取限制工作时间和安装水冷装置等方式。爆震波传播过程中，燃烧室会出现

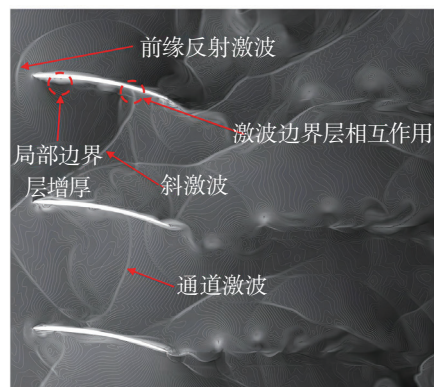


图5 爆震模式下涡轮内流场结构

高频振动，如果发生机械共振可能会影响发动机正常工作，降低飞行稳定性。目前的旋转爆震燃烧技术，通常采取固定来流条件的稳定进气，空气总温、总压和油气比等保持不变，而航空发动机燃烧室的进口条件会随工作状态改变而发生变化。CRDTE若要投入工程应用，需要着重解决燃烧室设计问题，包括宽范围来流条件下高效稳定组织爆震技术方案进行深入研究和论证。

结束语

航空燃气涡轮发动机发展至今，压气机、涡轮等部件的性能已不断逼近理论极限，通过改善做功部件结构或材料已难以显著提高发动机性能上限。然而，以爆震为主的增压燃烧技术为突破这一瓶颈提供了较大可能性，连续旋转爆震涡轮发动机因其在热循环效率、推重比、耗油率和结构紧凑性等方面具有潜在优势，成为近年来国内外关注和研究重点，为航空发动机技术实现重大突破提供了一条有效途径。 航空动力

（孟博威，南京理工大学，博士研究生，主要从事连续爆震燃烧与航空燃气涡轮发动机集成研究）

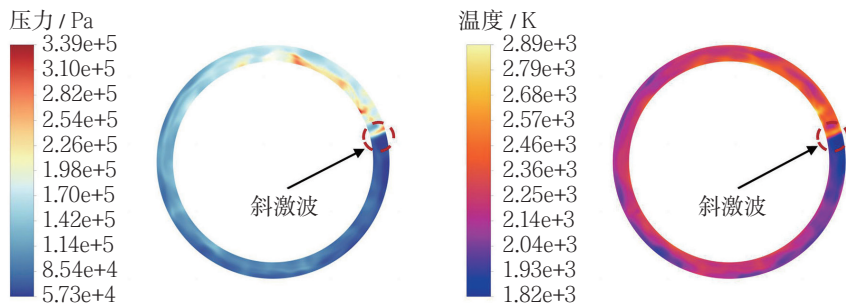


图4 旋转爆震燃烧室出口流场非均匀特征