

DOI:10.16356/j.1005-2615.2017.03.005

## 旋转爆轰发动机的研究进展

王宇辉<sup>1</sup> 何修杰<sup>2</sup>

(1. 西南科技大学燃烧空气动力学研究中心, 绵阳, 621010; 2. 西北工业大学动力与能源学院, 西安, 710072)

**摘要:**理论上爆轰熵增较小, 旋转爆轰发动机比常规的爆燃发动机具有更高的热效率和比冲。文中对旋转爆轰发动机的燃烧室结构、爆轰方式、推进性能、热测量和不稳定性等方面进行了研究。结果表明该发动机的实验和数值模拟研究在国内外已经大量开展, 但实验数据不够全面, 测量手段有限; 而爆轰波自身特性给发动机可靠性设计提出苛刻要求, 因此旋转爆轰发动机的应用还有待进一步研究和发展。最后, 文中总结了旋转爆轰发动机面临的挑战, 并指出该发动机在火焰稳定器和磁流体动力发电方面有一定的应用前景。

**关键词:** 旋转爆轰发动机; 旋转爆轰不稳定性; 燃烧室结构; 推进性能; 热测量

**中图分类号:** V211.6      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2017)03-0325-15

## Advances in Rotating Detonation Engine Research

WANG Yuhui<sup>1</sup>, HE Xiujie<sup>2</sup>

(1. Research Center of Combustion Aerodynamics, Southwest University of Science and Technology, Mianyang, 621010, China;  
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

**Abstract:** Rotating detonation engines have higher thermal efficiency and specific impulse than conventional deflagration engines due to detonation of low entropy production. A survey of combustor structures, detonation mode, propulsion performance, thermal measurement and detonation instability is conducted in the current research. However, there are not enough experimental data and measurement instruments, and rotating detonation makes the reliability design of engines very difficult. Thus, there is a long way for the engine application. Especially, rotating detonation engines can be applied to flame holders and magnetohydrodynamic generators.

**Key words:** rotating detonation engine; rotating detonation instability; combustor structure; propulsion performance; thermal measurement

发动机是高超声速飞行器<sup>[1-2]</sup>的心脏。常规的航空航天发动机都是基于等压燃烧, 而爆轰发动机基于爆轰燃烧, 熵增较小, 理论上热效率和比冲较高, 爆轰循环热效率比焦耳循环可高出 30%<sup>[3]</sup>。此外, 爆轰可减少 NO<sub>x</sub> 排放<sup>[4]</sup>。

按照爆轰波的传播方式, 爆轰发动机可分为斜爆轰发动机、脉冲爆轰发动机和旋转爆轰发动机。斜爆轰发动机由于超声速来流下爆轰波稳定较为

困难, 实验研究很少, 大多为数值模拟, 处于机理研究阶段<sup>[5]</sup>; 而脉冲爆轰发动机<sup>[6]</sup>在国内外的实验研究已经很普遍, 是个较为实用的研究方向。旋转爆轰发动机(Rotating detonation engine, RDE), 又名连续爆轰发动机(Continuous detonation engine, CDE)或连续旋转爆轰发动机(Continuously rotating detonation engine, CRDE)也是一种基于爆轰燃烧的发动机, 由于流量连续, 结构紧凑, 工作

**基金项目:** 国家自然科学基金(11602207, 91641103)资助项目; 西南科技大学博士研究基金(14zx7141)资助项目。

**收稿日期:** 2016-03-13; **修订日期:** 2016-06-22

**通信作者:** 王宇辉, 男, 副研究员, E-mail: aowuki@163.com。

**引用格式:** 王宇辉, 何修杰. 旋转爆轰发动机的研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(3): 325-339. WANG Yuhui, HE Xiujie. Advances in rotating detonation engine research[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(3): 325-339.

模式简单,工频较高,近年来方兴未艾。

与脉冲爆轰发动机不同,旋转爆轰发动机只需一次点火,便可连续工作。在该发动机中,燃烧室一般为环形结构,反应物流动方向与爆轰波旋转方向垂直。如图1所示<sup>[7]</sup>,爆轰波旋转时,会在其下游产物区域诱导产生附着的斜激波和接触间断,爆轰波、斜激波和接触间断交于爆轰波面的下游端点。接触间断是上一个循环的燃烧产物与本次循环燃烧产物的间断面,附近有较强的 Kelvin-Helmholtz 不稳定性,大量涡旋汇聚于此。旋转爆轰波一般依靠与燃烧室切向连接的预爆轰管起爆。预爆轰管点火后,爆燃波经过爆燃转爆轰(Deflagration-to-detonation transition, DDT)过程形成爆轰波,起爆燃烧室内的反应物,随后向燃烧室不对称发散传播,最终形成旋转爆轰波;燃烧室内往上游走,随着燃料氧化剂混合程度变差,旋转爆轰波轴向速度会逐渐减小,等于来流速度时,便轴向稳定地旋转下去。由于上游侧较差的混合,旋转爆轰波上游侧为爆燃波。当流量和燃烧室半径增加时,容易产生多个同向的旋转爆轰波,而波面数增加有利于减弱旋转爆轰不稳定性,稳定推进性能。数值模拟结果<sup>[8]</sup>表明起爆阶段会产生反向传播的两个压力波,当它们碰撞时会产生爆炸,诱导出新的爆轰波,一定程度上解释了实验中发现的多个旋转爆轰波现象(图2)。反向旋转的爆轰波也会瞬时存在,但这种状态是不稳定的<sup>[9]</sup>,会很快转为同向旋转的多个爆轰波或单个爆轰波。

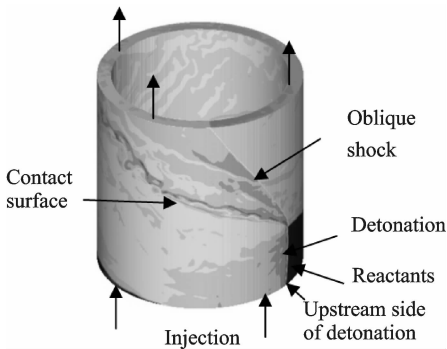


图1 旋转爆轰发动机工作原理<sup>[7]</sup>

Fig.1 Operating principle of RDE<sup>[7]</sup>

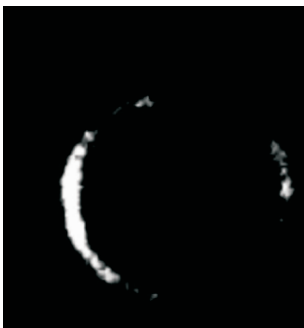


图2 多个旋转爆轰波<sup>[9]</sup>

Fig.2 Multiple rotating detonation waves<sup>[9]</sup>

论文对旋转爆轰发动机的燃烧室结构、爆轰方式、推进性能、热测量、不稳定性及其在火焰稳定器、磁流体发电的潜在应用价值,以及相关的理论和数值模拟研究进行了调查,分析了RDE在这几个方面的研究进展,结论表明旋转爆轰发动机在高超声速飞行动力、磁流体发电和火焰稳定器等方面应用前景较好,但仍需要解决大量科学和技术问题。希望本文的调查内容和分析结果可以为有关科研人员在RDE上的研究提供一定参考。

## 1 RDE 燃烧室结构

RDE 燃烧室多为环形圆柱体结构。这种结构一般由外壳和中心柱组成一个环形腔体,旋转爆轰波在环腔里面传播。燃烧室出口结构又分为以下几种。中心柱与外壳平齐,简称平齐结构(图1);中心柱尾部做成圆锥,伸出燃烧室以外(图3)<sup>[10]</sup>,简称气动塞式喷管结构;中心柱短于外壳,简称凹腔结构(图4)。平齐结构是早期常见的结构,主要用来验证RDE可行性的,并没有考虑推进性能的优化;气动塞式喷管结构则在燃烧室尾部以外增加圆锥结构,可以减少边界层分离,增加流量,起到气动塞式喷管增加推力的作用。凹腔结构则是为了简化RDE结构,减轻燃烧室重量;但这种结构有可能导致燃料和氧化剂混合距离不够,并在中心柱尾部产生严重边界层分离,造成推力损失。综合比较,气动塞式喷管结构的推进性能最佳,这也是RDE走向应用的一个重要研究方向。

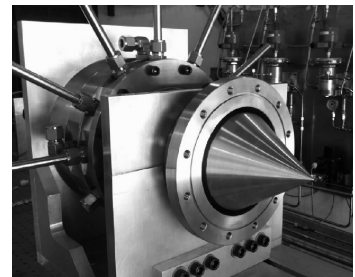


图3 海军研究生院的可视化RDE<sup>[10]</sup>

Fig.3 Naval postgraduate school optical RDE<sup>[10]</sup>



图4 北京大学的凹腔形RDE燃烧室

Fig.4 Recessed RDE combustor of Peking University

将凹腔结构的中心柱长度缩短为零,便是空心 RDE 燃烧室,如图 5 所示。邵业涛等人<sup>[11]</sup>最早提出空心燃烧室,并进行了预混 RDE 数值模拟,验证了该结构的可行性。在他们的研究中,预混燃料和空气从环形入口流入,而入口中心为固壁。在空心燃烧室里,一部分爆轰产物会聚集到中央,形成流动速度很低、高温的死区;死区会通过爆燃消耗掉一部分反应物,燃烧产物在流动过程会因为向中央膨胀,造成推进性能降低<sup>[12]</sup>。美国辛辛那提大学使用氢气空气混合物开展了非预混空心 RDE 燃烧室的数值模拟和实验研究<sup>[13-14]</sup>。计算结果表明空心燃烧室里低的燃料混合程度可以减小反向点火的可能性,增强单波面传播的稳定性。高速摄影观测结果显示内部有剧烈燃烧区域与外侧爆轰波同步旋转。在同样条件下,相对于环形燃烧室,空心结构使得爆轰波速度显著增加,为正爆轰速度的 72%~95%。大量证据表明火箭发动机的高频非线性切向不稳定性与空心 RDE 的旋转爆轰动力学很类似。国防科技大学使用甲烷氧气混合物从实验上验证了 RDE 空心燃烧室的可行性<sup>[15]</sup>。关于空心 RDE 的研究较少,还需要大量实验和数值模拟来揭示该结构下的流场特征。此外,实验中的 RDE 为非预混结构,燃料和氧化剂掺混需要一定距离,这就需要一定长度的中心柱;否则,在大空间掺混较差,燃烧效率较低,没有应用价值。因此空心 RDE 在应用上呈现出凹腔结构。

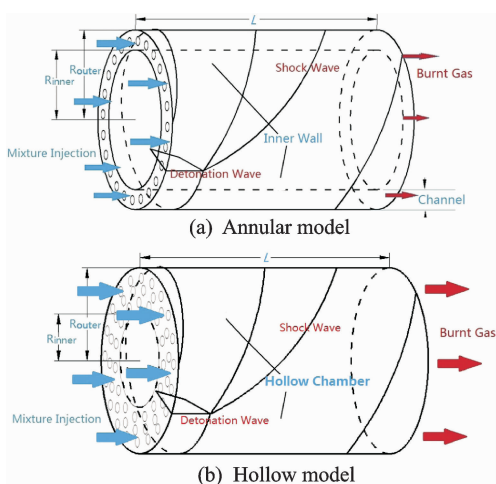


图 5 RDE 的环形燃烧室与空心燃烧室对比<sup>[12]</sup>

Fig. 5 Annular model and hollow model for RDE<sup>[12]</sup>

最近,王宇辉提出了横截面为直角梯形截面的 RDE 燃烧室(图 6),从数值模拟上验证了该结构是可行的。由于旋转爆轰波能通过直角、钝角和锐角结构,且在尖角处产生的爆炸和发散激波并不会打断爆轰波的连续传播,他推断任意凸多边形截面燃烧室都是可行的<sup>[16]</sup>。凸多边形截面燃烧室的

研究使得 RDE 结构多样化,有利于燃烧室与机体、喷管和进气道的集成;相对于圆环,直线腔体使得旋转爆轰波波面较为均匀,且流动损失小,有可能提高推进性能。其缺点是,爆轰波在尖角处碰撞,产生复杂的压力波系,导致较强的旋转爆轰不稳定性。

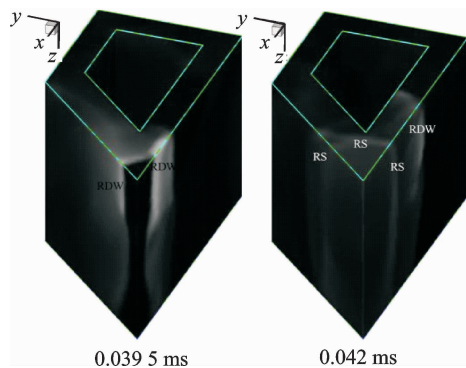


图 6 直角梯形截面的 RDE 燃烧室和压力等值线<sup>[16]</sup>

Fig. 6 RDE combustor of right-angled trapezoid cross-section and pressure contours<sup>[16]</sup>

综上所述,气动塞式喷管结构的推进性能最佳,有利于应用。凹腔形或空心燃烧室有利于减小燃烧室重量,但流动损失和组分混合程度较低,不利于提高燃烧效率和推进性能。凸多边形截面燃烧室增加了爆轰波与壁面的碰撞机率,加强了旋转爆轰的不稳定性,但相对于圆柱体燃烧室,直线腔体里运动的旋转爆轰波波面较为均匀,不存在传统的外壁面压强高、内壁面压强低的现象,爆轰波能量损失小;将凸多边形截面燃烧室拐角处倒圆后,可大大减少爆轰波与壁面的碰撞损失,有可能提高推进性能。

## 2 RDE 爆轰方式

RDE 的爆轰方式可分为非预混爆轰和预混爆轰。非预混爆轰指燃料氧化剂边混合边爆轰,而预混爆轰则是充分混合的反应物进行爆轰。显然预混爆轰是个理想模型,从理论和数值模拟上研究起来比较简单。由于非预混 RDE 模拟涉及掺混和爆轰的耦合,务必使用精细网格进行湍流模拟,计算方法上比较困难,对计算机性能要求较高,数值模拟大多使用预混爆轰模型。而实验上,由于预混爆轰会导致回火,气流堵塞,无法形成旋转爆轰,因此基本采用非预混爆轰方式,有效而又安全。图 7 为非预混 RDE 结构示意图<sup>[17]</sup>。可以看到燃料和氧化剂分别从各自的稳压室流出来混合在一起进行爆轰。非预混爆轰存在混合距离,燃烧室内沿轴向往下游混合程度逐渐增强,而上游侧混合差的地方导致旋转爆轰波上游侧退化为爆燃,有效地防止了

回火,因此旋转爆轰波上游侧在亚声速和超声速来流条件下均因为混合不充分退化为爆燃,并大体轴向稳定地旋转。

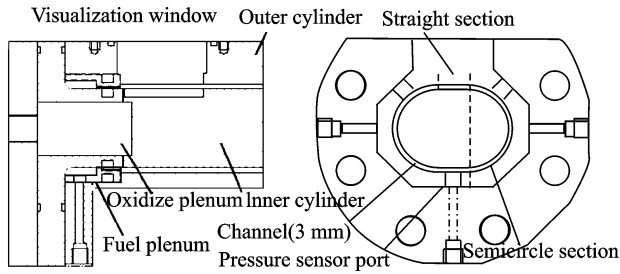


图7 非预混 RDE 示意图<sup>[17]</sup>

Fig. 7 Schematic of non-premixed RDE<sup>[17]</sup>

计算和实验爆轰方式的不同导致这两者结果无法直接对比。美国空军技术学院、空军研究实验室和创新科学方案公司一直致力于预混爆轰的 RDE 研制工作。他们建造了基本复制拟建 RDE 情况的可光学观测的线性爆轰测试部件(图 8),预混的氢气空气混合物从混合室通过 160 个膨胀喷嘴喷入腔体,喉部直径为 0.43 mm 或 1.04 mm<sup>[18]</sup>。未观察到激波传回混合室,有可能是纹影没有捕捉到较弱的激波;但实验中发现了进入混合室的回火,说明为熄火距离设计的喉部直径不足以限制回火。随后,他们又依据熄火距离、临界速度梯度和摩擦流动理论,研究了供给槽道控制变量对回火的影响,这些变量包括槽道高度和长度、当量比、燃料类型和流量<sup>[19]</sup>。结论表明调整爆轰条件的理论熄火距离和边界层速度梯度可以抑制回火,为预混 RDE 的工作提供了可能性;相对于氢气,乙烯空气混合物将是预混 RDE 的较好选择。经过一番结构上的巧妙设计,Andrus 等人<sup>[20]</sup>最近研制成功第一台吸气式预混爆轰的 RDE,它采用 5 个同轴槽道供给乙烯和空气(图 9)。在流量 0.25~0.85 kg/s、当量比 0.9~1.2 范围,该 RDE 可以正常运行。光学观测表明爆轰波穿过燃烧区域,可以预计爆轰波速度较慢。预混流动维持一定的边界层速度梯度,成功防止了回火。该发动机爆轰波速低于 CJ 速度、数值模拟速度和非预混旋转爆轰速度。预混 RDE 和非预混 RDE 实验表明混合情况影响预混 RDE 工作。预混 RDE 会产生反应物提前爆燃现象,如何减少爆燃比例将是预混 RDE 的重要研究方向。

在非预混 RDE 中,燃料和氧化剂边混合边爆轰,爆轰波因为燃烧室上游侧混合程度较差不会往上游乃至推进剂歧管里传播,保证了实验的安全性,是最简单、安全和常用的技术。在预混 RDE 中,燃料和氧化剂混合后再进行爆轰,由于爆轰波

传播速度较快,容易产生回火,需要极小的流道尺寸限制爆轰波回火,流动损失较大,不利于提高推进性能;该技术难度较大且不安全;但有利于实验和数值模拟、理论数据的对比,因为理论和数值模拟数据基本是预混爆轰的结果,该技术适合旋转爆轰的一些基础研究。总而言之,非预混 RDE 是 RDE 走向应用的主流研究方向。

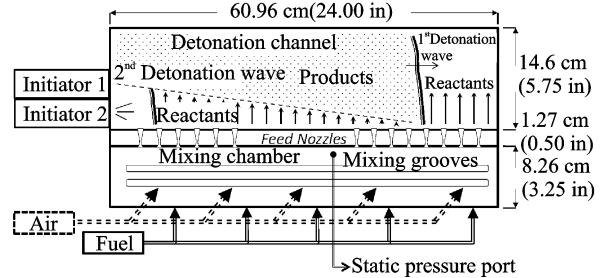


图8 非预混 RDE 线性测试部件示意图<sup>[18]</sup>

Fig. 8 Schematic of the linear test section of non-premixed RDE<sup>[18]</sup>

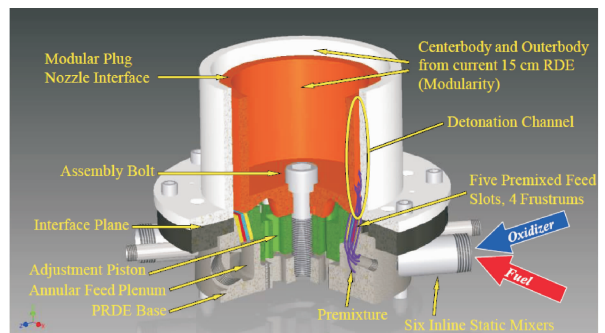


图9 可调节预混 RDE 模型<sup>[20]</sup>

Fig. 9 Model of easily adjustable premixed RDE<sup>[20]</sup>

### 3 RDE 推进性能

理论上,爆轰过程熵增较小,热效率高,比冲高,这正是研究爆轰发动机的重要原因。Pratt & Whitney Rocketdyne 公司自从 2010 年起,进行了 430 次多种喷嘴、多种喷管、多种推进物以及有无等离子体增强的连续旋转爆轰发动机测试(图 10),初始的评估表明在相同的流动条件下,爆轰波行为依赖于发动机构造,使用等离子体增强系统可以增大爆轰波速度,减少对空气的需求,已经可以长时间运行(20 多秒)<sup>[21]</sup>。

美国空军研究实验室和创新科学方案公司使用空军研究实验室的爆轰发动机研究设施的推力台架实验研究了具有不同结构喷管的旋转爆轰发动机(图 11,直径 6 英寸(152.4 mm)),目的为测量推力和比冲等推进性能<sup>[22]</sup>。他们特别比较了不同的内部喷管结构,包括钝体、塞式喷管、堵塞塞式喷管等构造。他们采用毛细管平均压力技术进行

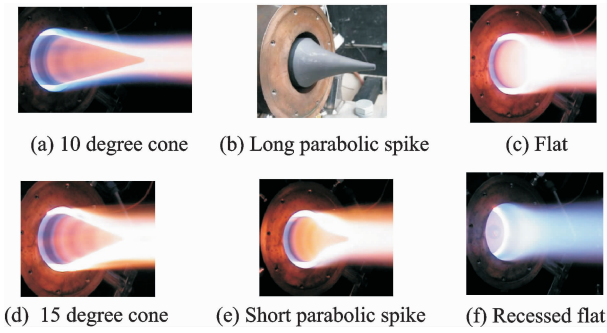


图 10 普惠公司的旋转爆轰发动机喷管性能研究<sup>[21]</sup>  
Fig. 10 Nozzle performance study of RDE in Pratt & Whitney<sup>[21]</sup>

的轴向静压测量表明在环腔里存在混合区域、爆轰循环区域和稳定排气区域;通过质量流量函数测试了喷管堵塞所要求的滞止状态条件。实验数据表明,喷管堵塞或部分堵塞需要在燃烧室内产生滞止压力增加量。增压效应是当量比函数,最大滞止压力增加量可达到 3%~7%,具体取决于发动机流量。出口堵塞的滞止情况可以反映比推力,并可以与测量的推力比较;结果发现计算出的比推力明显大于测量值,这是由穿过尾气的激波造成总压损失引起的。对发动机爆轰现象之后的激波/膨胀波环境的理解将有助于减小总压损失,提高推进性能。他们还改变燃烧室环腔宽度,对旋转爆轰发动机进行了推力测试,研究了尺度参数对性能的影响<sup>[23]</sup>。这些参数包括空气喷射面积膨胀比、爆轰腔的质量流密度和喷管喉部的收缩面积。该工作研究的焦点在于确认流动变量之间的关系,该关系可以帮助确认几何结构对试验中的比冲和比推力的影响。该 RDE 中心柱直径为 138.6 mm,外壳长度为 114.3 mm,爆轰环腔宽度分别为 7.62 mm (0.3 inch), 16.25 mm (0.64 inch), 22.86 mm (0.9 inch);气动塞式喷管与燃烧室集成,起到了散热作用。燃料使用氢气和乙烯,流量范围为 0.61~1.82 kg/s,当量比范围为 0.6~1.35;气体质量流量通过上游歧管的声速喷嘴测量。研究发现,通过改变发动机结构,燃料效率可以和有效总压交换;改变喷管收缩面积可以比较明显地看出此效应。他们对乙烯/空气推进剂和氢气/空气推进剂的性能进行了对比,发现所得结果和脉冲爆轰发动机的实验数据和理论预测符合得很好。乙烯/空气推进剂的性能达到了期望结果,鼓舞人心,尽管依然存在很多技术挑战,比如重型碳氢燃料的应用。图 12 为他们得到的部分推力数据,表示了比冲和比推力的函数关系,对于不同的当量比和流量。随着流量增加,比冲和比推力增加,这是因为流量增加了燃烧室内爆轰波前反应物的压力以及爆轰燃烧增加

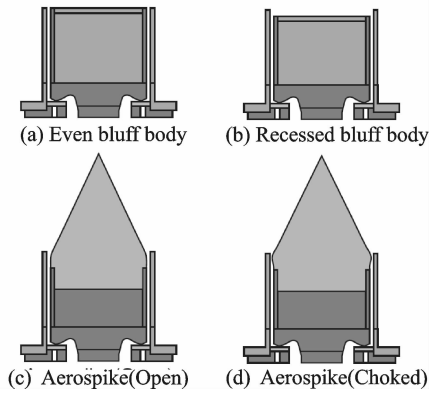


图 11 各种实验中的喷管结构示意图<sup>[22]</sup>  
Fig. 11 Schematic of various experimental nozzle configurations<sup>[22]</sup>

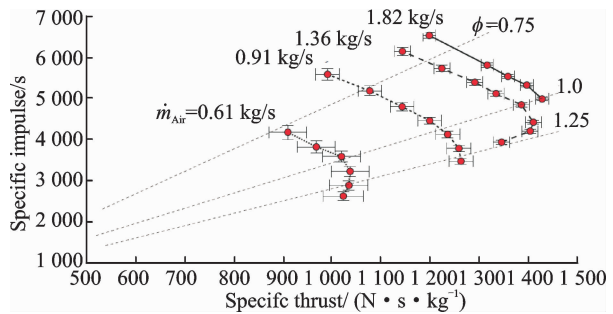


图 12 使用氢气空气混合物、气动塞式喷管的 6 英寸 RDE 推进性能<sup>[23]</sup>  
Fig. 12 Performance of six-inch rotating detonation engine coupled to aerospike plug nozzle operated on hydrogen/air<sup>[23]</sup>

了背压。在轻度富燃料区域,比推力达到最大值,这和爆轰增压的最大值所处的混合物状况是一致的。

日本筑波大学、日本宇宙航空研究开发机构等机构研发了专门用于可视化的线性环腔旋转爆轰发动机,用高速摄影和压力传感器等设备研究了爆轰波的传播过程,确认了爆燃转爆轰和多波面现象,得到了爆轰波的传播速度<sup>[24]</sup>。他们<sup>[25-26]</sup>研制了滑橇模型,对以乙烯氧气混合物为推进剂的 RDE 进行了推力测量。对于圆锥尾部的 RDE,比冲可以达到 101~139 s;对于无喷管 RDE,比冲可以达到 60~117 s。圆锥尾部使得推力增加了 6%~10%。使用收敛扩张喷管,爆轰波速度可以达到理论值的 88%~94%,相对于无喷管 RDE 推力增加了 10%~17%<sup>[27]</sup>。

南京理工大学实验研究了当量比对汽油/富氧空气组合的连续旋转爆轰发动机的影响<sup>[28]</sup>,发现旋转爆轰波的传播速度随总推进剂的质量流量增大而增加。在一定工况范围内,同一当量比工况下,旋转爆轰波压力值随总推进剂的质量流量增大而增加;旋转爆轰波压力极大值出现在当量比 1.1

附近。这一结果和美国空军研究实验室的结论是一致的。国防科技大学研究了氢气空气混合物的旋转爆轰发动机在单波和双波模式下的推力<sup>[29-30]</sup>, 结论表明爆轰波数目的增加使得燃烧室压力分布更均匀, 推力更稳定。

理论上, 爆轰过程熵增较小, RDE 比爆燃发动机具有更高的热效率和比冲。但目前国内外关于推进性能的研究处于起步阶段, 其实验比冲相对于常规发动机并无明显优势, 热效率尚未测量, 更没有进行 RDE 的试飞实验, 其实际推进性能优劣尚不明确。如何设计燃烧室的喷嘴结构, 增强组分混合和提高燃烧效率, 如何优化尾喷管结构, 如何减小流动损失, 将是提高 RDE 推进性能所面临的巨大挑战。

## 4 RDE 热测量

由于爆轰波比爆燃具有更高的温度, RDE 为增压、非定常燃烧, 所以流场热环境不稳定不均匀, 燃烧室的冷却是一个大的挑战。了解 RDE 内的热环境将有利于其热管理。然而 RDE 壁面的热流密度和高温、高压耦合在一起, 容易破坏温度传感器, 使得热测量较为困难。

美国空军研究实验室和创新科学方案公司等单位对 6 英寸 RDE 进行了一些热测量方面的探索研究<sup>[31-34]</sup>。他们首次在不稳定换热实验中获得 RDE 润湿表面的高频热流密度波形; 首次获得了爆轰波后的瞬时冷却特征, 这与两个爆轰波循环之间反应物冲入带走壁面热量有关。对于高速运动的爆轰波, 试验所采用的电阻式温度传感器 (Resistance temperature detector, RTD) 尺寸、采样频率和滤波频率足以测量壁面的高频的瞬时热流密度, 其类型和涡轮发动机用的 RTD 一样。铂喷镀在聚酰亚胺板上形成铂片, 铜金合金喷镀形成引线, 且喷镀是对板双侧进行, 于是制备出 RTD。RTD 板胶黏在 RDE 壁面上, 边缘使用环氧树脂, 防止爆轰波剥离 RTD。由于聚酰亚胺板 RTD 阵列对低波速测试时间只有 200 ms (1 000~1 250 m/s), 对高波速测量很快损坏, 考虑到稳定性, 他们也在云母玻璃陶瓷板上制作了单侧 RTD 阵列。多次测试表明每个 RTD 的铂元件比铜金合金更容易忍受高温高压测试 (图 13), 全铂阵列的 RTD 将在以后实验中得到充分利用。实验测得的热流密度和数值模拟结果吻合得很好, 爆轰波峰值处的热流密度均超过  $25 \text{ MW/m}^2$ , 燃烧室内稳定爆轰阶段的热流密度要大于点火时间的不稳定爆轰阶段的值。热测量捕捉到了很多流场特征, 包括爆轰波、斜激波和接触间断。数值模拟结果表明平均热

流密度沿轴向增加, 而实验的平均热流密度偏低, 而且沿轴向基本不变 (图 14)。他们还比较了燃料盘以上不同传感器位置的热流密度的数值模拟和相平均的实验数据, 如图 15 所示。在整个爆轰波周期里, 数值模拟结果和观测波形在大小上很接近。环腔越高和离探测爆轰波起爆的传感器越远的地方, 实验误差增加, 并暂时模糊起来。然而数值解在相平均的 2 倍标准差范围内。可以推断, 实验里发生了不可知现象; 但由于两个通道数据缺失, 做出这样的推断并不严谨。该研究使人们认识到 RDE 壁面承受什么样的热载荷, 便于发动机的设计。对于 RDE, 受流量、当量比、环腔宽度、喷嘴结构、背压、燃料和氧化剂成分及波数等影响, 热环境如何变化, 都是非常重要的研究方向。当 RTD 能够忍受半秒或几秒测试时, 它将和压力传感器和高速摄影一样, 成为诊断 RDE 运行的有效工具。

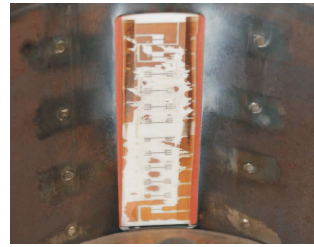


图 13 铜金导线烧坏后的完整铂片阵列<sup>[34]</sup>

Fig. 13 Intact platinum on array face after Cu/Au conductive lead ablation<sup>[34]</sup>

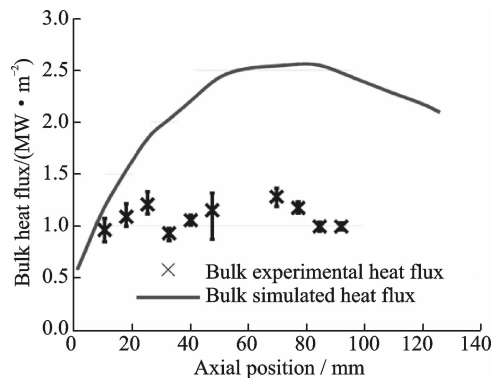


图 14 计算和实验的平均热流密度对比<sup>[34]</sup>

Fig. 14 Comparison between bulk heat fluxes calculated from numerical and experimental data<sup>[34]</sup>

名古屋大学等单位<sup>[27]</sup>使用鞘型热电偶测量了内径 60.5 mm, 环腔宽度 3.2 mm, 长度 48 mm 的 RDE 燃烧室温度。外壳处的热电偶孔距离环腔外壁向外 2 mm, 所测结果与有无水冷没有明显关系。加大冷却效果, 或许会有所不同。

RDE 的内部热环境具有非定常、不均匀、高频和局部高温等特点, 加上局部高压, 使得 RDE 热测

量较为困难,目前并没有适合 RDE 热测量的商用传感器,更没有可以直接测量爆轰波温度的温度传感器。美国空军研究实验室研制了基于铂片的电阻式温度传感器,可以测量壁面热流密度,但测量时间只有零点几秒。中国有关单位多使用压力传感器、高速摄影等设备观测 RDE 流场,尚未进行热

测量方面的研究。提高热测量技术水平,弄清 RDE 内部热环境,将是 RDE 应用的一个难题。此外,爆轰产物的高温特点造成高频压力传感器零点漂移较大,爆轰波压力测量精度较低,且测量时间较短,仅有几秒,这给高频压力传感器的耐高温性能提出了苛刻的要求。

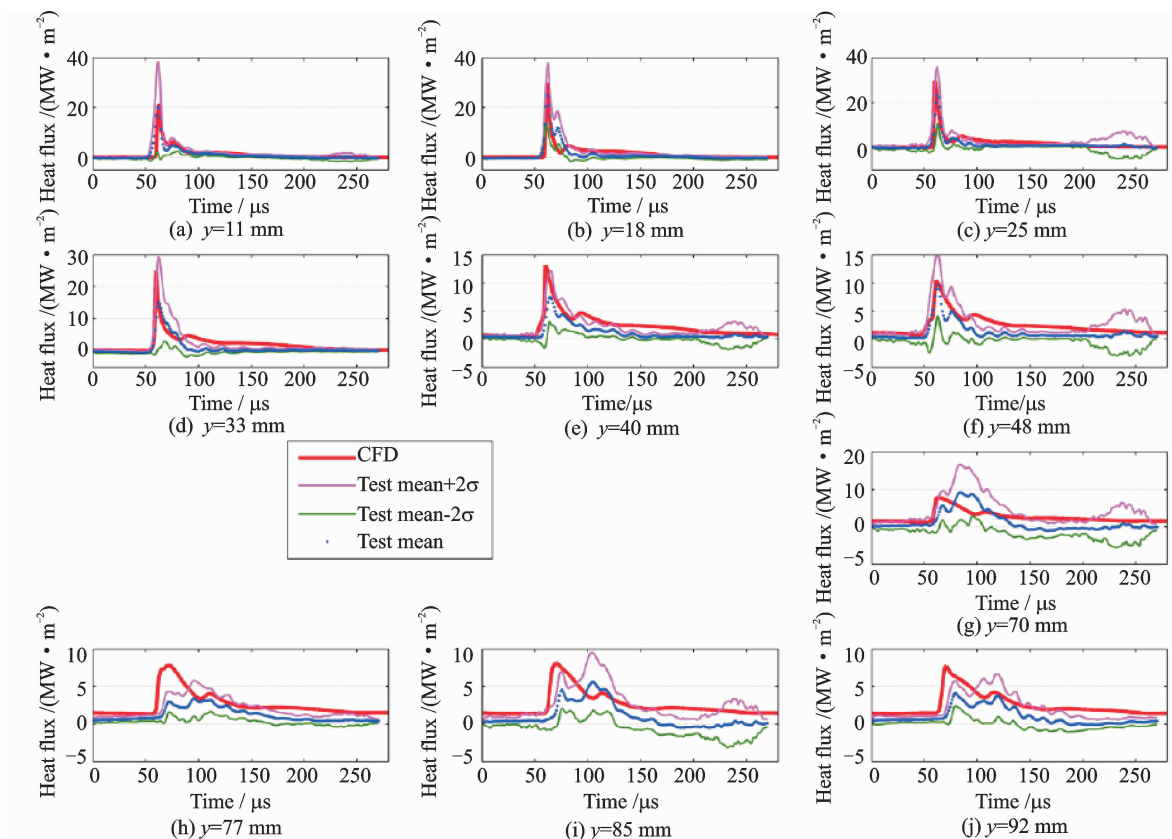


图 15 燃料盘以上每个位置传感器处的计算和实验的热流密度比较<sup>[34]</sup>

Fig. 15 Comparison of instantaneous heat flux at each sensor location above the fuel plate calculated from numerical solution and experimental data<sup>[34]</sup>

## 5 旋转爆轰不稳定性

当斜激波达到一定强度时,斜激波与爆轰波面交点处会出现未反应气体团<sup>[35]</sup>。未反应气体团被压缩后发生爆炸,横波便产生了。横波在爆轰波面上的来回运动会造成爆轰波的不稳定。Schwer 等人<sup>[36-37]</sup>通过数值模拟研究了爆轰波的反馈压力对反应物稳压室压力的影响。增加喷嘴与喷嘴平面的面积比将增加反应物稳压室的压力波动;将喷嘴倾斜对着爆轰波,会增加反应物稳压室的压力波动;将喷嘴倾斜离开爆轰波,则减小了稳压室的压力波动。该研究没有直接研究旋转爆轰不稳定性与喷嘴的关系,但是其结果间接表明了喷嘴结构对旋转爆轰不稳定性有重要影响,因为稳压室的压力波动会通过流体介质作用于旋转爆轰波。实验结

果表明,旋转爆轰波的压力曲线呈现出固有的不稳定性,爆轰波压力随时间不停波动<sup>[9, 38]</sup>。王宇辉等人<sup>[39-40]</sup>根据该不稳定性的频率大小将旋转爆轰波的不稳定性分为低频、中频和高频的不稳定性(图 16),在旋转爆轰压力曲线上表现为压力峰值从低到高再到低,具有周期性,而这 3 种不稳定性的压力峰值变化周期和变化规律截然不同;一个低频不稳定周期里具有多个中频和低频不稳定周期,一个中频不稳定周期又包含多个高频不稳定周期。其中,低频和高频不稳定性在压力曲线上显而易见,中频不稳定性则需要从曲线上细致观察并分析。不稳定性频率的大小与压力波传播距离有关;他们基于发动机各零部件的特征尺度对这 3 种不稳定性的产生机理进行了初步解释和一些假定。他们认为高频不稳定性是旋转爆轰的特有性质,频

率由旋转爆轰周期决定,频率为数千到数万赫兹;旋转爆轰波的不稳定放热、燃烧室边界和扰动压力波之间的相互作用造成了中频不稳定性,频率为一千赫兹左右(周期1 ms左右);旋转爆轰波的不稳定放热与推进剂供给系统的流动之间的相互作用导致了低频不稳定性,频率约为几百赫兹。另外,他们的研究表明氢气空气混合物的旋转爆轰比氢气氧气混合物的旋转爆轰稳定性要好,这是因为前者的单位质量放热小于后者,造成压力波幅值较小,进而对爆轰波的影响较小。旋转爆轰各不稳定性频率大小与旋转爆轰波个数、介质和压力波传播距离等因素有关;而幅值则与扰动压力波强弱直接相关。

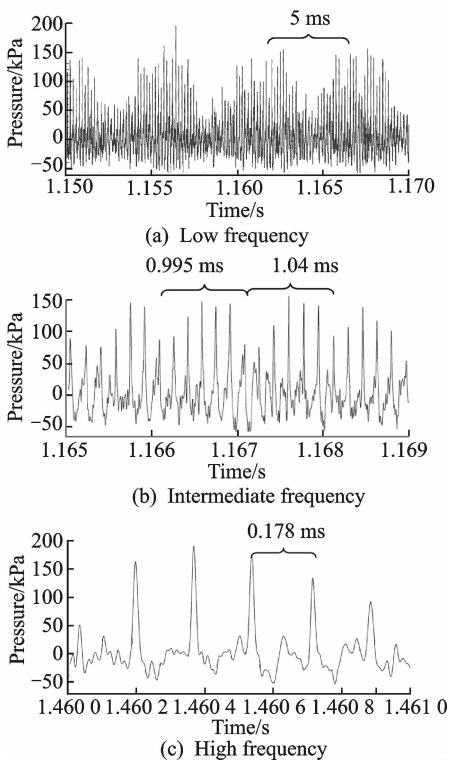


图16 旋转爆轰的低频、中频和高频不稳定性(图上标记了各不稳定性的周期)<sup>[40]</sup>

Fig. 16 Low frequency, intermediate frequency and high frequency instabilities for rotating detonation(Instability cycles are marked)<sup>[40]</sup>

美国辛辛那提大学<sup>[41-42]</sup>对旋转爆轰不稳定性进行了实验研究,发现了混沌、低频、模态转化和纵向脉冲爆轰4种不稳定性。混沌不稳定性发生在贫油极限、亚声速空气入射和较大的燃料喷射孔情况下,爆轰波无规律传播;低频不稳定性频率为200~500 Hz;模态不稳定性指爆轰波数量的变化;来自出口的反射激波起爆反应物,产生了纵向脉冲爆轰不稳定性。结果还表明,燃料稳压室压力和燃料喷射孔的长径比会影响旋转爆轰不稳定性;

该不稳定性存在多种低频不稳定性;当空气喷射缝隙增加时,旋转爆轰波的质量明显变差。他们推断减小燃料喷射孔直径有利于减小低频不稳定性。关于旋转爆轰不稳定性的分类,王宇辉等人是依据频率大小和扰动压力波传播的范围,而辛辛那提大学则是依据爆轰波的传播模态。

在旋转爆轰发动机内部,爆轰波不停运动,导致流场不均匀不定常,反过来使得爆轰波不稳定,产生了旋转爆轰不稳定性;其他的流动不稳定性也会导致旋转爆轰不稳定性。不稳定性影响发动机寿命和推进性能,如何减弱旋转爆轰不稳定性,将是RDE应用的难题之一。国内外在旋转爆轰的不稳定性研究方面处于初级阶段,实验数据不够丰富。尤其是中频和高频的不稳定性研究很少,需要大量开展起来。旋转爆轰波的数量变化和方向变化的产生机理也需要深入研究,便于对爆轰波行为进行严格控制,增强RDE运行可靠性和稳定性。旋转爆轰波导致的燃烧室出口流动不稳定也给尾喷管设计带来了很大理论和技術挑战。

## 6 RDE的其他应用

理论上旋转爆轰发动机具有较高的热效率和推进性能,备受研究人员关注。事实上,其应用范围可以进一步拓宽。

常规的火焰稳定器依靠回流区域滞留时间较长的高温气体点燃反应物。但回流区域发生严重边界层分离,流动损失较大,影响推进性能;同时发动机尾部火焰较长,造成诸多不利,比如垂直起降时容易烧坏地面或甲板。而爆轰波可在超声速或亚声速来流条件下通过自适应调节轴向稳定在燃料和氧化剂入口附近<sup>[43]</sup>,且爆轰波高度远小于燃烧室长度,这为RDE用作火焰稳定器并减小火焰长度提供了可能。美国创新科学方案公司和空军研究实验室<sup>[44]</sup>使用RDE稳定了一个喷射器装置里的燃料空气同流,展示了在没有钝体和V形槽诱导的回流区域条件下RDE的火焰稳定能力。他们将喷射器安装在一台直径6英寸的RDE上,该RDE基于高压冲击射流混合模式,中心柱有水冷却,这种设计如图17所示。喷射器环腔宽度0.95 cm,和爆轰环腔轴向长度相同。在所有的测试中,RDE成功稳定了火焰。显然,如果没有RDE,喷射器和中心柱根部之间以及中心柱尾部起到钝体火焰稳定器的作用。当同流流量高达0.17 kg/s,当量比为1~1.5时,中心柱根部的火焰稳定性是有效的;当同流流量超过0.17 kg/s,当



量比为 1~1.4 时,中心柱尾部起到了火焰稳定作用。图 18 表明 RDE 相对于钝体具有更强的火焰稳定性。不管同流流量多大,RDE 的高低流量均能在同一地方稳住火焰,这从左列图可以看出。图 18(b)中心柱根部到图 18(d)中心柱尾部火焰稳定的转变表明当同流流量增加时,钝体火焰稳定能力依赖于钝体尺寸。RDE 稳定的火焰比喷射器稍宽,并且稳定在喷射器出口。RDE 的高温尾气和斜激波持续点燃了同流,两股气流充分地混合加速了点火;快速的混合和点火使得火焰立即稳定在喷射器和 RDE 尾气出口,这便是 RDE 稳定火焰的原理。爆燃的火焰稳定性使得火焰比喷射器宽得多,该类型火焰比 RDE 火焰要发散一些。同样,RDE 火焰稳定性使得火焰长度比钝体稳定的火焰要短

很多,RDE 稳定的火焰通常就固定在 RDE 出口,其火焰稳定性可靠可预知。

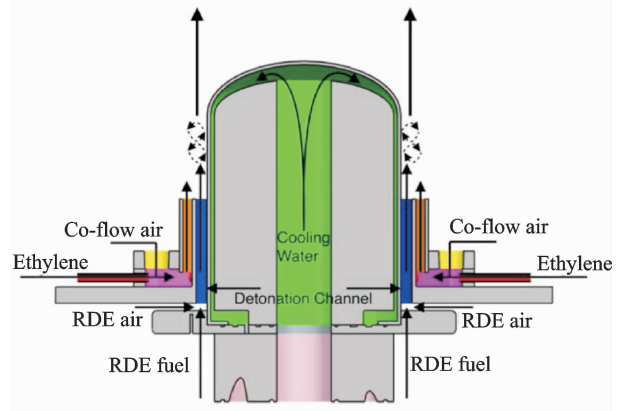


图 17 RDE 剖面图和燃料空气喷射器装配图<sup>[44]</sup>  
Fig. 17 Cutaway of RDE and fuel/air ejector assembly<sup>[44]</sup>

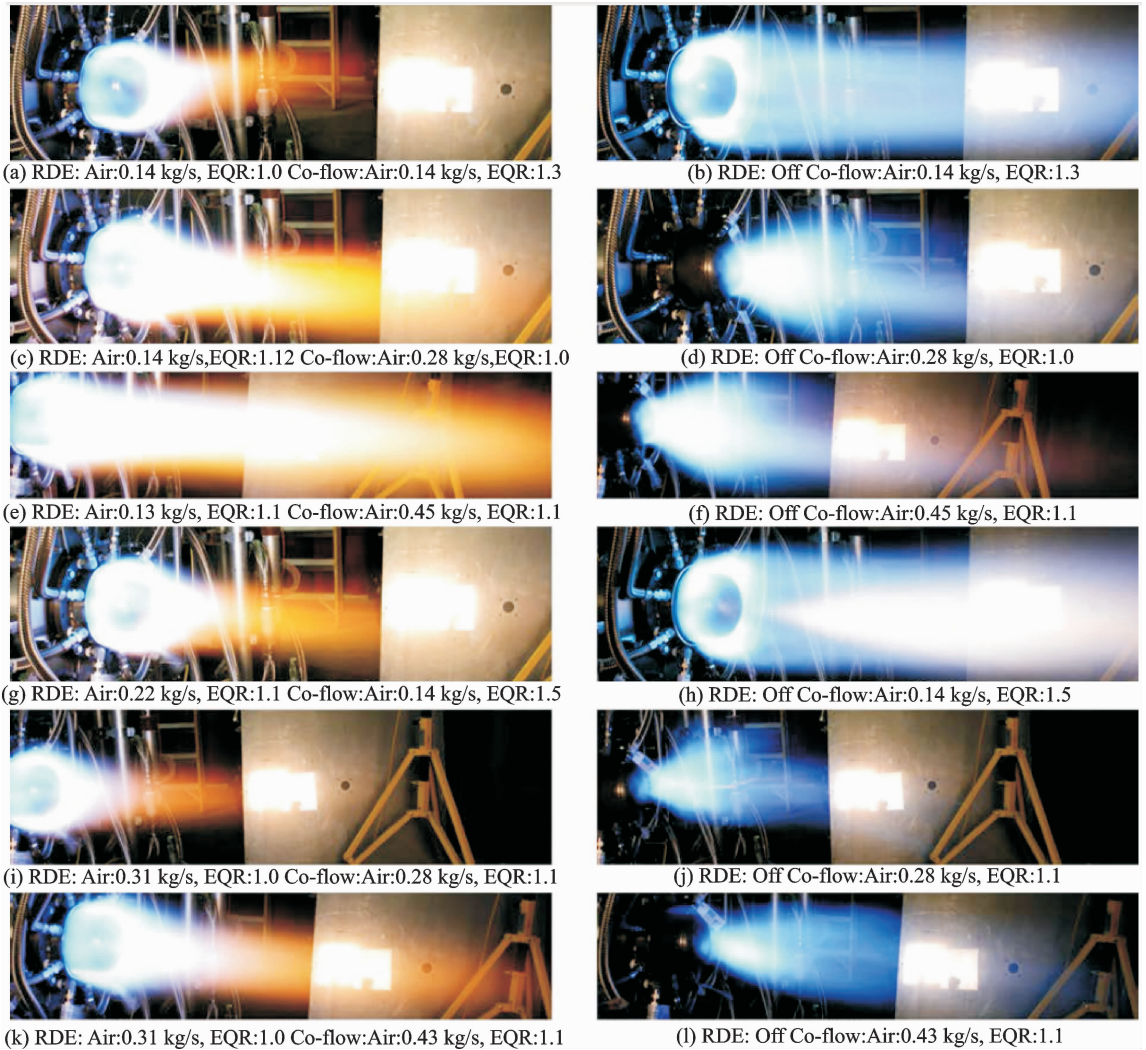


图 18 不同工况下有无 RDE 的火焰稳定性(每行工况相同,左列 RDE 运行,右列 RDE 关闭。对于最后的两个测试,当 RDE 关闭时,火焰被吹走,图上显示的是吹走过程)<sup>[44]</sup>

Fig. 18 Flame stabilization with and without RDE at various operating conditions(The images in each row are taken from the same run. The left column is with RDE on; the right column is with the RDE switched off. In the last two cases, the flame blow out as soon as the RDE is turned off. The frames shown are of the blow off process)<sup>[44]</sup>

爆轰波温度范围在 3 000~4 000 K, 压力范围为  $10^5 \sim 10^7$  Pa。在这样的温度下, 气体开始电离。如此, 若通过磁流体动力发电机(图 19)给流动施加一个电磁场, 就有可能提取能量。普渡大学和冯卡门流体力学研究所<sup>[45]</sup>首次阐述了如何评估从 RDE 提取的磁流体动力发电能量, 推进剂为氢气氧气混合物和氢气空气混合物。他们使用了少量的碱金属, 观察到导电性明显增强, 从而促进了发电能力。沿电极的瞬时功率输出的详细分析表明燃烧室出口处功率输出最高, 超过  $10 \text{ MW/m}^3$ 。对于半径 0.153 m、长度 0.15 m 的 RDE 燃烧室, 在 1 特斯拉磁流体发电机条件下, 功率输出为 0.76 kW。该研究表明将磁流体发电机与 RDE 集成, 从而从爆轰产物提取功率, 是个有意义的研究方向。

RDE 火焰稳定性较好, 未来可用作火焰稳定器, 集成在其他航空航天发动机上, 例如超燃冲压发动机, 增强其火焰稳定能力; 其火焰长度较短, 有利于飞行器隐身, 有利于垂直起降时减小发动机火焰对地板的烧蚀。RDE 燃烧温度较高, 气体介质已经部分电离, 可应用在磁流体发电上。这几个潜在应用方向都是近两年发现的, 大大扩展了 RDE 的应用范围, 相关研究将会进一步展开。

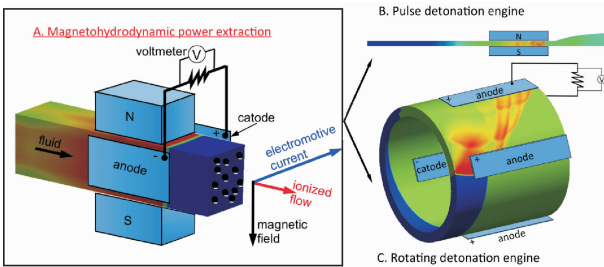


图 19 应用在爆轰管上的磁流体动力原理<sup>[45]</sup>

Fig. 19 Magnetohydrodynamic principle applied on a detonation tube<sup>[45]</sup>

## 7 国内外 RDE 的理论和数值模拟研究现状

由于计算机技术的进步, 旋转爆轰发动机参数测量的困难, 旋转爆轰的理论求解和数值模拟也发展很快。旋转爆轰的理论和经验表明如果混合层长度接近临界值时, 可以在燃烧室里形成旋转爆轰波<sup>[46-47]</sup>。考虑到燃烧室里横向爆轰波传播的几何条件, 综合分析后<sup>[48-49]</sup>, 有以下平均化的关系式

$$h \approx h^* \approx (17 \pm 7)\lambda \quad (1)$$

式中:  $h$  为可燃混合物层的高度,  $h^*$  为可燃混合物层的临界高度,  $\lambda$  为反应区域的特征化学长度, 由爆炸混合物形成的物理过程的时间决定(前导激波

后液滴的粉碎, 汽化, 扩散和燃料的湍流混合)。

如果物理过程时间很短(对于预混气体), 区域的特征化学长度可以近似为<sup>[50]</sup>

$$\lambda \approx 0.7a \quad (2)$$

式中:  $a$  为爆轰波胞格的宽度, 可以实验测量, 也可以从混合物的参数计算出来<sup>[51]</sup>。

形成旋转爆轰波的燃烧室最小长度为<sup>[52]</sup>

$$L_{\min} \approx 2h \quad (3)$$

Schwer 等人<sup>[53-54]</sup>通过改变喷嘴的面积比研究了爆轰波与掺混稳压室之间的相互作用, 设计出了减小稳压室压力波动、提高发动机推进性能的喷嘴盘结构。Cao 等人<sup>[55]</sup>对火箭式旋转爆轰发动机进行了参数循环分析, 结果表明在同样的初始温度和总压下, 该发动机的推力和比冲以及有效载荷比常规的火箭发动机都要大。康涅狄格大学和海军研究实验室<sup>[56]</sup>证明欧拉涡轮机械方程在三维的 RDE 模拟中可以有效描述能量转化, 指出旋转是欧拉方程的特征, 此变量可以控制旋转和能量的转化。他们对比了 9 种不同半径和面积比的 RDE, 发现比冲与面积比成正比。辛辛那提大学使用 Fluent 软件开展了一些 RDE 研究。Stoddard 等人<sup>[57]</sup>对含有障碍物的旋转爆轰发动机进行了二维数值模拟, 证实了斜道抑制爆轰波反向的可行性。他们基于雷诺平均的 NS 方程测试了 RDE 的燃料喷射和混合的三维结构, 发现设计上的变化对静态混合和不稳定爆轰模式有显著影响, 该研究可以数值预测上游的稳压室动力学<sup>[58-59]</sup>。美国联合技术研究中心和空军研究实验室<sup>[60]</sup>对实验尺寸的非预混 RDE 进行了高可信度数值模拟。模拟采用非预混大涡模拟方法(LES)直接捕捉流动中的大尺度结构, 能够精确预测燃料和空气的混合情况。为了提高计算效率, LES 在近壁面与 RANS(雷诺平均 NS 方程)模型耦合。特别要说明的是, 他们基于一方程的 Spalart-Allmaras 湍流模型, 将被改进的延迟分离涡模拟(IDDES)与 RANS-LES 方法混合使用。为了精确捕捉不同位置不同当量比下的放热量, 模拟采用 7 组分 7 步氢气空气化学反应机制<sup>[61]</sup>。采用层流化学反应计算组分的反应速率, 使用二阶动能守恒中心格式避免湍流场的人工耗散。在高梯度区域, 为了稳定性这种低耗散格式与二阶 MUSCL 格式(Monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)耦合。二阶隐式 Crank-Nicolson 格式用来时间积分, 减弱了近壁面精细网格和化学反应对时间步长的约束, 可以提高计算效率。采用以六面体为主的非结构网格, 网格单元数量为 9 300 万个。近壁面网格沿法线精细化以研究黏性效应, 时间步长为  $0.03 \mu\text{m}$ 。

图 20 比较了实验的  $\text{OH}^*$  化学发光成像(左)和两个数值模拟的瞬时放热量图像,计算数据以中右两个不同的尺度显示,以突出爆轰波面的剧烈放热和波面顶端的低压放热。可以看到数值模拟和实验的爆轰波高度符合得很好,而且低流量工况下(下)爆轰波高度较小,与预测结果相符。但是,相对于实验,他们的数值模拟预测的爆轰波速度偏高,燃料和氧化剂稳压室压力偏高,这可能是数值模拟采用了较小的稳压室和反射入口边界造成的。他们计划进一步提高计算方法精确度,研究亚网格燃烧模型影响,解释湍流化学反应相互作用。

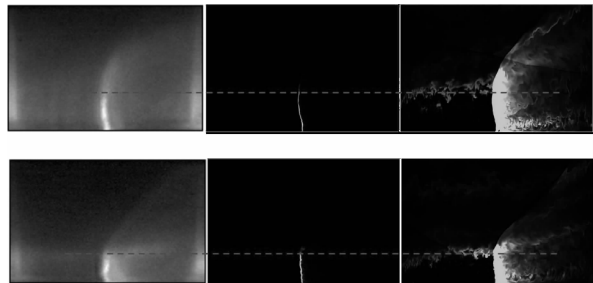


图 20  $\text{OH}^*$  化学发光成像(左)和数值模拟(中右)的放热量等值线图对比(中 and 右具有不同的显示尺度,高流量(上)和低流量(下))<sup>[60]</sup>

Fig. 20 Comparison of mean experimental  $\text{OH}^*$  chemiluminescence images (left) to instantaneous images of heat release plotted with two different scales (middle and right), high flow rate (top) and low flow rate (bottom)<sup>[60]</sup>

王健平教授团队实验室在旋转爆轰发动机方面使用无黏模型、一步反应和两步反应模型开展了大量的预混数值模拟研究。他们研究了爆轰波从旋转爆轰到驻定爆轰的转变和具有不同喷管的旋转爆轰发动机<sup>[62-63]</sup>。研究发现,当入流速度逐渐增加时,爆轰波面方向会趋于垂直来流方向;当入流速度超过 CJ 速度 1 984 m/s 时,爆轰波会发展为驻定爆轰波,且其具有三波结构;并通过对比拉瓦尔喷管、扩张喷管和收敛喷管的比较,证明对旋转爆轰发动机来说拉瓦尔喷管推进性能最好。他们<sup>[12, 64]</sup>发现在空心燃烧室里爆轰波也能连续旋转下去,这有利于简化发动机结构;拉瓦尔喷管可以显著提高空心 RDE 推进性能。周蕊等人数值研究了旋转爆轰发动机的粒子轨迹和热力学性能<sup>[65]</sup>,发现射入燃烧室的流体质点经过爆轰波、斜激波和爆燃等作用后,圆周方向的波动小于周长的 12%,二维 RDE 的平均热效率可达 31%;还研究了燃烧室头部的激波反射现象,内壁面存在马赫反射,推力随燃烧室环腔宽度线性增加<sup>[66]</sup>。南京理工大

学<sup>[67-69]</sup>基于欧拉方程研究了旋转爆轰一些特性,结果表明圆环内、外壁面的敛散性对爆轰波的稳定旋转起到关键作用,爆轰波的无约束性导致爆轰波参数的亏损;发现斜激波和接触间断造成出口流场周向波动<sup>[70]</sup>,双侧孔喷射比单侧孔喷射掺混效果好<sup>[71]</sup>。

目前的数值模拟大多数采用无黏、一步反应或两步反应模型,可以反映 RDE 的基本流场结构,估计旋转爆轰波的速度、压力等。但它们不能很好地描述爆燃转旋转爆轰、爆轰波不稳定传播、燃料和氧化剂掺混以及旋转爆轰波的边界层结构,无法预测流场详细组分,也无法准确预测旋转爆轰波的速度、温度和压力,从而导致推进性能预测并不准确(偏高)。由于气体介质在高温环境下黏性较大,无黏模型忽略了气体黏性对流场结构的影响,是不精确的。因此,采用详细反应机理的雷诺平均模型、大涡模拟和直接数值模拟等湍流爆轰模拟研究需要开展起来,这对计算方法和计算机资源提出较高要求。此外,大多数数值模拟采用预混 RDE 模拟,忽略了燃料和氧化剂掺混过程,无法预测旋转爆轰波如何和来流匹配,也会导致计算出的燃烧效率和推力偏高。因此,非预混的 RDE 数值模拟需要大量开展起来,更准确反映 RDE 的实际工作情况。最后,前人的数值模拟研究都忽略了湍流和化学反应的相互作用,因此构建旋转爆轰里湍流和化学反应的相互作用模型将是一个较大的理论难题。

## 8 旋转爆轰发动机面临的挑战

(1) 实验中发现,旋转爆轰波数量和传播方向会发生变化,从而对流场和推进性能的稳定性造成一定影响。如何稳定爆轰波数量和传播方向,将是一个挑战。

(2) 旋转爆轰为不均匀非正常的燃烧,燃烧室内存在复杂的扰动压力波系结构,其燃烧不稳定性(爆轰不稳定性)在同等条件下比常规爆燃发动机要强,导致推进性能的不稳定。如何减弱 RDE 的燃烧不稳定性,稳定其推进性能,将是 RDE 应用过程面临的屏障。同时,燃烧室出口不均匀不稳定的流场给喷管设计带来巨大理论和技术挑战。

(3) 爆轰波产物比爆燃产物温度高,燃烧室局部热流密度较大。爆轰波所到之处压力会增加十几倍到二十几倍,由于传统的温度传感器很难承受爆轰波的高温高压环境,也不能满足爆轰波的高频测量,这给燃烧室温度的测量造成了极大困难,美国空军研究实验室研制的电阻式温度传感器测量爆轰波的时间不超过 0.2 s,耐长时间高温高压的高频爆轰波温度测量仪器需要进一步开发。严苛

的热环境也对冷却系统提出了较高要求。中国有关科研单位在 RDE 的热测量方面研究需要开展起来。同时高频的高温高压环境也容易对燃烧室产生疲劳破坏, RDE 比爆燃发动机对机械结构和材料的要求将会高很多。

(4) 由于高温因素, 压力传感器也常常仅测量几秒的数据。为了避免压力传感器被烧坏, 通常采取在其测量表面涂抹硅油绝热或者凹槽装配, 抑或采取无限管压测量; 但这些办法造成压力测量不准确。研制耐长时间高温的高频压力传感器也是测量手段的一大技术难题。

(5) 理论上, RDE 应该具有较高推进性能。国内外进行了大量 RDE 推进性能实验研究, 尚未发现其比常规的爆燃发动机在同等条件下具有更高的推进性能, 这或许与研究的深入程度有关。因此, 如何进行参数研究, 优化 RDE 的推进剂供给系统、燃烧室和尾喷管结构, 将需要进行大量实验去探究, 工作量巨大。

(6) 目前的数值模拟大多数采用预混、无黏、一步反应或两步反应模型, 不能很好地描述爆轰波不稳定传播、燃料和氧化剂掺混过程以及旋转爆轰波的边界层结构, 无法准确预测流场详细组分和燃烧效率及爆轰产物温度和压力, 从而导致推进性能预测并不准确(偏高)。因此, 需要开展采用详细反应机理、非预混模型的的湍流爆轰模拟研究, 这对计算方法和计算机资源提出较高要求。最后, 构建旋转爆轰里湍流和化学反应的相互作用模型将是一个较大的理论难题。

## 9 结束语

国内外科研单位已经对旋转爆轰发动机开展了大量实验和数值模拟研究, 包括旋转爆轰波传播规律、燃烧室结构、爆轰方式、推进性能、旋转爆轰不稳定性及热测量等方面, 取得了一定的研究进展。但是综合来看, RDE 的测试手段有限, 实验数据不够全面, 爆轰波所造成的苛刻环境给 RDE 的应用带来很大挑战。如何获得更全面的实验数据, 克服 RDE 本身爆轰波带来的缺点, 仍然需要人们进行大量研究。当然, 鉴于其理论热效率和比冲高以及结构简单紧凑等优点, 该发动机已经受到世界很多科研机构的关注, 成为热门的航空航天动力的研究方向。

RDE 具有可靠的火焰稳定性, 可以用作火焰稳定器, 可以减小火焰长度。爆轰波高温特点使其可以用于磁流体动力发电。它们都是 RDE 非常具有潜在应用价值的新方向。

## 致谢

感谢乐嘉陵院士对本文工作的指导与支持。

## 参考文献:

- [1] 都延丽, 尹佳杰, 孟亦真, 等. 高超声速飞行器自适应抗饱和再入控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 48(6): 833-841.  
DU Yanli, YIN Jiajie, MENG Yizhen, et al. Adaptive reentry control for hypersonic vehicles with saturation [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 48(6): 833-841.
- [2] 吴旭忠, 唐胜景, 郭杰. 高超声速滑翔飞行器三维自主再入制导方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 463-468.  
WU Xuzhong, TANG Shengjing, GUO Jie. Three-dimensional autonomous reentry guidance for hypersonic glide vehicle [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(3): 463-468.
- [3] HEISER W H, PRATT D T. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines [J]. Journal of Propul and Power, 2002, 18: 68-76.
- [4] FROLOV S, DUBROVSKII A, IVANOV V. Three dimensional numerical simulation of operation process in rotating detonation engine [J]. Prog Propul Phys, 2013, 4: 467-488.
- [5] VERREAULT J, HIGGINS A J, STOWE R A. Formation of transverse waves in oblique detonations [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 1913-1920.
- [6] WOLAŃSKI P. Detonative propulsion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 125-158.
- [7] WANG Yuhui, WANG Jianping. Coexistence of detonation with deflagration in rotating detonation engines [J]. Int J Hydrogen Energy, 2016: Doi: 10.1016/j.ijhydene.2016.06.026.
- [8] YAO Songbai, LIU Meng, WANG Jianping. Numerical investigation of spontaneous formation of multiple detonation wave fronts in rotating detonation engine [J]. Combust Sci Technol, 2015, 187: 1867-1878.
- [9] SUCHOCKI J A, YU S J, HOKE J L, et al. Rotating detonation engine operation [R]. AIAA 2012-0119, 2012.
- [10] DAUSEN D F, BROPHY C M, WRIGHT R G, et al. Design of an optically-accessible rotating detonation engine [R]. AIAA 2012-3944, 2012.
- [11] SHAO Yetao, WANG Jianping. Three dimensional simulation of rotating detonation engine without inner wall [C]// 23rd ICDEERS. Irvine, California: [s.

- n. ], 2011.
- [12] TANG Xinmeng, WANG Jianping, SHAO Yetao. Three-dimensional numerical investigations of the rotating detonation engine with a hollow combustor [J]. *Combust Flame*, 2015, 162: 997-1008.
- [13] STODDARD W, GUTMARK E J. Numerical investigation of centerbodyless RDE design variations [R]. AIAA 2015-1103, 2015.
- [14] ANAND V, GEORGE A, GUTMARK E. Hollow rotating detonation combustor [R]. AIAA 2016-0124, 2015.
- [15] LIN Wei, ZHOU Jin, LIU Shijie, et al. An experimental study on  $\text{CH}_4/\text{O}_2$  continuously rotating detonation wave in a hollow combustion chamber [J]. *Exp Therm Fluid Sci*, 2015, 62: 122-130.
- [16] WANG Yuhui. Rotating detonation in a combustor of trapezoidal cross section for the hydrogen-air mixture [J]. *Int J Hydrogen Energ*, 2016, 41: 5605-5616.
- [17] GAWAHARA K, NAKAYAMA H, KASAHARA J, et al. Detonation engine development for reaction control systems of a spacecraft [R]. AIAA 2013-3721, 2013.
- [18] ANDRUS I Q, KING P, FOTIA M, et al. Experimental analogue of a pre-mixed rotating detonation engine in plane flow [R]. AIAA 2015-1105, 2015.
- [19] ANDRUS I Q, KING P I, POLANKA M D, et al. Design of a premixed fuel-oxidizer system to prevent flashback in a rotating detonation engine [R]. AIAA 2016-0127, 2016.
- [20] ANDRUS I Q, KING P I, POLANKA M D, et al. Experimentation of a premixed rotating detonation engine utilizing a variable slot feed plenum [R]. AIAA 2016-1404, 2016.
- [21] CLAFILIN S. Recent progress in continuous detonation engine development at Pratt & Whitney Rocketdyne [R]. *International Workshop on Detonation for Propulsion*, 2012.
- [22] FOTIA M, SCHAUER F, KAEMMING T, et al. Study of the experimental performance of a rotating detonation engine with nozzled exhaust flow [R]. AIAA 2015-0631, 2015.
- [23] FOTIA M, SCHAUER F, HOKE J. Experimental study of performance scaling in rotating detonation engines operated on hydrogen and gaseous hydrocarbon fuel [R]. AIAA 2015-3626, 2015.
- [24] GAWAHARA K, NAKAYAMA H, KASAHARA J, et al. Detonation engine development for reaction control systems of a spacecraft [R]. AIAA 2013-3721, 2013.
- [25] KATO Y, KAZUKI I, GAWAHARA K, et al. Thrust measurement of rotating detonation engine by sled Test [R]. AIAA 2014-4034, 2014.
- [26] ISHIHARA K, KATO Y, MATSUOKA K, et al. Performance evaluation of a rotating detonation engine with conical-shape tail [R]. AIAA 2015-0630, 2015.
- [27] KATO Y, ISHIHARA K, MATSUOKA K, et al. Study of combustion chamber characteristic length in rotating detonation engine with convergent-divergent nozzle [R]. AIAA 2016-1406, 2016.
- [28] 郑权, 翁春生, 白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究 [J]. *推进技术*, 2015, 36(6): 947-952.
- ZHENG Quan, WENG Chunsheng, BAI Qiaodong. Experimental study on effects of equivalence ratio on detonation characteristics of liquid-fueled rotating detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6): 947-952.
- [29] 林伟, 周进, 林志勇, 等.  $\text{H}_2/\text{Air}$  连续旋转爆震发动机推力测试(I)——单波模态下的推力 [J]. *推进技术*, 2015, 36(4): 495-503.
- LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Thrust measurement of  $\text{H}_2/\text{Air}$  continuously rotating detonation engine (I)—Thrust under single wave mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 495-503.
- [30] 林伟, 周进, 林志勇, 等.  $\text{H}_2/\text{Air}$  连续旋转爆震发动机推力测试(II)——双波模态下的推力 [J]. *推进技术*, 2015, 36(5): 641-649.
- LIN Wei, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Thrust measurement of  $\text{H}_2/\text{Air}$  continuously rotating detonation engine (II)—Thrust under dual wave mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(5): 641-649.
- [31] THEUERKAUF S, KING P, SCHAUER F, et al. Thermal management for a modular rotating detonation engine [R]. AIAA 2013-1176, 2013.
- [32] THEUERKAUF S W, SCHAUER F R, ANTHONY R, et al. Average and instantaneous heat release to the walls of an RDE [R]. AIAA 2014-1503, 2014.
- [33] THEUERKAUF S W, SCHAUER F R, ANTHONY R, et al. Experimental characterization of high-frequency heat flux in a rotating detonation engine [J]. AIAA 2015-1603, 2015.
- [34] THEUERKAUF S W, SCHAUER F, ANTHONY R, et al. Comparison of simulated and measured instantaneous heat flux in a rotating detonation engine [J]. AIAA 2016-1200, 2016.
- [35] UEMURA Y, HAYASHI A K, ASAHARA M, et al. Transverse wave generation mechanism in rotating detonation [J]. *Proc Combust Inst*, 2013, 34: 1981-1989.
- [36] SCHWER D A, KAILASANATH K. Feedback into mixture plenums in rotating detonation engines [R].

- AIAA 2012-0617,2012.
- [37] SCHWER D A, KAILASANATH K. On reducing feedback pressure in rotating detonation engines [R]. AIAA 2013-1178,2013.
- [38] WANG Yuhui, WANG Jianping. Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation [J]. *Int J Hydrogen Energy*, 2015, 40: 7949-7955.
- [39] LI Yang, WANG Yuhui, WANG Jianping, et al. Detonation instability of continuously rotating detonation engines for H<sub>2</sub>-Air mixture [J]. *Int Inv J Eng Sci Tech*, 2014, 1(1):1-7.
- [40] WANG Yuhui, WANG Jianping. Rotating detonation instabilities in hydrogen-oxygen mixture [J]. *Appl Mech Mater*, 2015, 709: 56-62.
- [41] ANAND V, GEORGE A S, DRISCOLL R, et al. Statistical treatment of wave instability in rotating detonation combustors [R]. AIAA 2015-1103,2015.
- [42] ANAND V, GEORGE A S, DRISCOLL R, et al. Characterization of instabilities in a rotating detonation combustor [J]. *Int J Hydrogen Energy*, 2015, 40(46): 16649-16659.
- [43] WANG Yuhui, WANG Jianping, LI Yongsheng, et al. Induction for multiple rotating detonation waves in the hydrogen-oxygen mixture with tangential flow [J]. *Int J Hydrogen Energy*, 2014, 39: 11792-11797.
- [44] WEST P R, HOKE J, RANKIN B A, et al. Turbulent premixed flame ignition and stabilization using a rotating detonation engine [R]. AIAA 2015-1570, 2015.
- [45] BRAUN J, SARACOGLU B H, MAGIN T E, et al. Mono-dimensional analysis of the magnetohydrodynamic effect in rotating detonation combustors [R]. AIAA 2016-0898,2016.
- [46] VOITSEKHOVSKII B V, MITROFANOV V V, TOPCHIYAN M E. Structure of a detonation front in gases [R]. FTD-MT-64-527(AD633,821),1966.
- [47] BYKOVSKII F A, MITROFANOV V V. Detonative combustion of gas mixture in a cylindrical chamber [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1980, 16(5): 107-117.
- [48] VASILJEV A A, ZAK D V. Detonation of gas jets [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1986,22(4): 82-88.
- [49] MITROFANOV V V. Energy criterion of detonation initiation [R]. *Lavrentyev Readings on Mathematics, Mechanics and Physics*, Lavrentyev Inst of Hydrodynamics. Novosibirsk, Russia: [s. n.], 2000: 139.
- [50] VASILEV A A, ZHDAN S A, MITROFANOV V V. Initiation of gaseous and heterogeneous systems. *Gaseous and heterogeneous detonations*; Science to Applications [M]. Edited by Roy G D, Frolov S M, Kailasanath K, et al. Moscow: ENAS Publishers, 1999: 25-38.
- [51] VASILEV A A, NIKOLAEV A. Closed theoretical model of a detonation cell [J]. *Acta Astronautica*, 1978, 5(11/12): 983-996.
- [52] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. *J Propul Power*, 2006, 22(6):1204-1216.
- [53] SCHWER D A, KAILASANATH K. Feedback into mixture plenums in rotating detonation engines [R]. AIAA 2012-0617,2012.
- [54] SCHWER D A, KAILASANATH K. On reducing feedback pressure in rotating detonation engines [R]. AIAA 2013-1178,2013.
- [55] CAO H V, WILSON D R. Parametric cycle analysis of continuous rotating detonation ejector-augmented rocket engine [R]. AIAA 2013-3971,2013.
- [56] NORDEEN C A, SCHWER D, CORRIGAN A. Area effects on rotating detonation engine performance [R]. AIAA 2014-3900,2014.
- [57] STODDARD W A, GUTMARK E J. Numerical study of obstacles in rotating detonation engines [R]. AIAA 2013-1031,2013.
- [58] STODDARD W A, GUTMARK E J. Comparative numerical study of RDE injection designs [R]. AIAA 2014-0285,2014.
- [59] STODDARD W A, GUTMARK E J. Computational analysis of existing and altered rotating detonation engine inlet designs [R]. AIAA 2014-3668,2014.
- [60] OCKS P A, HOLLEY A T, RANKIN B A. High fidelity simulations of a non-premixed rotating detonation engine [R]. AIAA 2016-0125,2016.
- [61] BAURLE R A, ALEXOPOULOS G A, HASSAN H A. Assumed joint probability density function approach for supersonic turbulent combustion [J]. *J Propul Power*, 1994, 10: 473-484.
- [62] SHAO Yetao, WANG Jianping. Change in continuous detonation wave propagation mode from rotating detonation to standing detonation [J]. *Chin Phys Lett*, 2010, 27(3): 034705.
- [63] SHAO Yetao, LIU Meng, WANG Jianping. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance [J]. *Chin J Aeronaut*, 2010, 23: 647-652.
- [64] YAO Songbai, TANG Xinmng, WANG Jianping. Numerical study of the propulsive performance of the hollow rotating detonation engine with a laval nozzle [J]. *Int J Turbo Jet Eng*. Doi: 10.1515/tjj-2015-0052.
- [65] ZHOU Rui, WANG Jianping. Numerical investigation of flow particle paths and thermodynamic performance of continuously rotating detonation engines

- [J]. *Combust Flame*, 2012, 159: 3632-3645.
- [66] ZHOU Rui, WANG Jianping. Numerical investigation of shock wave reflections near the head ends of rotating detonation engines [J]. *Shock Waves*, 2013, 23: 461-472.
- [67] 张旭东, 范宝春, 潘振华, 等. 旋转爆轰自持机理的数值研究 [J]. *弹道学报*, 2011, 23(1): 1-4.  
ZHANG Xudong, FAN Baochun, PAN Zhenhua, et al. Numerical investigation on self-sustaining mechanism of rotating detonation [J]. *Journal of Ballistics*, 2011, 23(1): 1-4.
- [68] PAN Z H, FAN B C, ZHANG X D, et al. Wavelet pattern and self-sustained mechanism of gaseous detonation rotating in a coaxial cylinder [J]. *Combustion and Flame*, 2011, 158(11): 2220-2228.
- [69] ZHANG X D, FAN B C, GUI M Y, et al. Numerical study on three-dimensional flow field of continuously rotating detonation in a toroidal chamber [J]. *Acta Mech Sin*, 2012, 28(1): 66-72.
- [70] 马虎, 武晓松, 王栋, 等. 旋转爆震发动机数值研究 [J]. *推进技术*, 2012, 33(6): 820-825.  
MA Hu, WU Xiaosong, WANG Dong, et al. Numerical investigation for rotating detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(6): 820-825.
- [71] 徐雪阳, 武晓松, 卓长飞, 等. 旋转爆轰发动机燃烧室掺混特性数值研究 [J]. *弹道学报*, 2015, 27(1): 66-75.  
XU Xueyang, WU Xiaosong, ZHUO Changfei, et al. Numerical simulation of mixing characteristics in rotating detonation engine combustor [J]. *Journal of Ballistics*, 2015, 27(1): 66-75.