

# 连续爆轰发动机的研究进展

王健平<sup>1</sup>, 张树杰<sup>1</sup>, 姚松柏<sup>1,2</sup>

(1. 北京大学工学院燃烧推进中心应用物理与技术研究中心, 湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871; 2. 德国斯图加特大学燃烧技术研究所, 斯图加特 70174)

**摘要:** 连续爆轰发动机是一种基于爆轰波将推进剂的化学能转化成热能的新概念发动机, 近年来受到世界各主要国家的高度关注。现已成功获得多种燃料长时间稳定的连续爆轰, 较深入地认识了连续爆轰流场结构, 初步测得推力和比冲, 验证了连续爆轰发动机的性能优势并在火箭模态、冲压模态以及涡轮模态下都实现了稳定连续爆轰。对连续爆轰发动机的工作原理, 以及近年来世界各主要国家在连续爆轰发动机的基础研究和应用研究方面取得的代表性成果进行了综述, 并给出尚待解决的问题, 为其进一步工程化应用提供参考。

**关键词:** 连续爆轰发动机; 火箭发动机; 喷气推进

中图分类号: O389

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 02-0001-11

## Progress of Continuous Detonation Engines

WANG Jianping<sup>1</sup>, ZHANG Shujie<sup>1</sup>, YAO Songbai<sup>1,2</sup>

(1. Center for Combustion and Propulsion, Center for Applied Physics and Technology, State Key Laboratory of Turbulence & Complex Systems, Department of Mechanics and Engineering Science, College of Engineering, Peking University, Beijing 100871, China; 2. Institute for Combustion Technology, University of Stuttgart, Stuttgart 70174, Germany)

**Abstract:** The continuous detonation engine (CDE) is a new concept engine, which is based on detonation waves to convert the chemical energy of the propellant into heat energy. It has been a focus for concern in the field of aerospace propulsion due to its inherent advantages. Recently, the detonation waves were obtained with various fuels and the flow field were understood further. The thrust and specific impulse initially measured demonstrated the performance advantages. Moreover, the CDE has operated successfully in the rocket, ramjet and turbo model. This shows the broad applicability of the CDE. In this paper, an overview of the development of the CDE is given from several aspects: operating principles, fundamental researches, applied researches, and so on. Representative results and outstanding contributions are summarized and the unresolved issues for further engineering applications of the CDE are discussed.

**Key words:** Continuous detonation engine; Rocket engine; Jet propulsion

### 0 引言

传统的化学喷气推进系统, 无论是火箭发动机、涡轮发动机, 还是冲压发动机都是采用缓燃

(deflagration) 实现化学能向热能的转换。缓燃是由扩散现象主导的化学反应放热过程, 较小的组分扩散速度和热扩散速度决定了缓燃波传播速度慢, 一般是 m/s 的量级, 并且这种等压放热过程

收稿日期: 2018-10-11; 修订日期: 2018-12-20

基金项目: 国家自然科学基金重大计划 (91741202); 国防科技重点实验室基金 (61427040101162700000)

作者简介: 王健平 (1961-), 男, 教授, 主要研究方向为连续爆轰发动机。E-mail: wangjp@pku.edu.cn

熵是熵增过程,热效率不高。经过多年发展,大幅提高基于缓燃的喷气推进系统的推进性能面临瓶颈问题,而采用爆轰(detonation)这种新的能量释放方式将有望解决这一问题。爆轰波是前导激波与波后化学反应放热耦合形成的一种超声速燃烧波,前导激波压缩可燃混合物,使其温度和压强升高诱发化学反应放热,同时放出的热量支持爆轰波继续向前传播。爆轰波的传播速度一般在 km/s 的量级,其接近等容放热,因此熵增小,热效率高,且具备自增压优势。在波面坐标系下,如图 1 所示,下标 1 表示波前未燃气体的状态,下标 2 表示波后已燃气体的状态。表 1 给出缓燃波与爆轰波中气体状态变化定量对比。

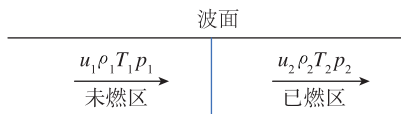


图 1 波面坐标系和爆轰波上下游状态

Fig. 1 The upstream and downstream gas states of the detonation wave in coordinate system fixed to the wave

表 1 缓燃与爆轰燃烧中气体状态变化对比<sup>[1]</sup>

Tab. 1 The gas state across the deflagration and detonation waves<sup>[1]</sup>

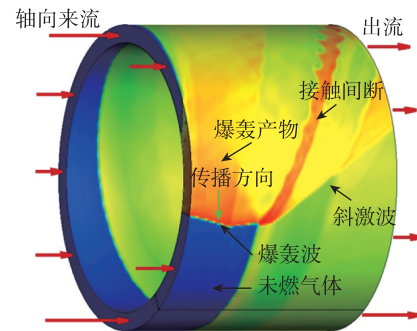
	爆轰	缓燃
$u_1/c_1$	5~10	0.0001~0.03
$u_2/u_1$	0.4~0.7	4~6
$p_2/p_1$	13~55	$\approx 0.98$
$T_2/T_1$	8~21	4~16
$\rho_2/\rho_1$	1.7~2.6	0.06~0.25

由于爆轰燃烧特有的优势,从 20 世纪 40 年代起,越来越多的学者开始关注利用爆轰实现航空航天推进。被广泛研究的爆轰发动机主要有 3 种,分别为驻定爆轰发动机(Standing Detonation Engine, SDE)、脉冲爆轰发动机(Pulse Detonation Engine, PDE)和连续爆轰发动机(Continuous Detonation Engine, CDE)。相比较其他两种爆轰发动机,连续爆轰发动机最具工程应用价值,近年来成为各航空航天大国争相研究的热点。本文首先详细介绍连续爆轰发动机的基本工作原理,然后对近年来世界各主要国家在连续爆轰波发动机的基础研究和应用研究方面取得的代表性成果进行综述,最后提出连续爆轰发动机在进一步工程应用中亟需解决的问题。

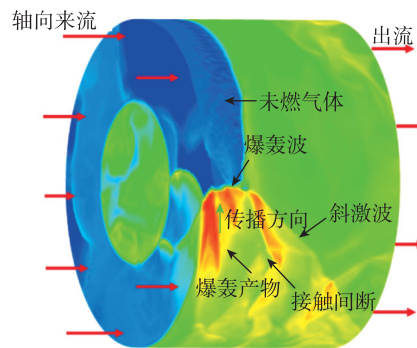
## 1 连续爆轰发动机的基本工作原理

连续爆轰发动机的燃烧室通常为同轴圆环腔

或空心圆筒结构,如图 2 所示。燃料和氧化剂一般通过细缝或圆孔从进气壁面喷入燃烧室进行混合。实验中,一般先点燃预爆轰管中燃料和氧化剂的混合物,在预爆轰管中完成缓燃向爆轰的转变(Deflagration to Detonation Transition, DDT)后沿切向进入燃烧室起爆主路充入的可燃气,通常在燃烧室中产生一个或多个沿周向传播的爆轰波。在爆轰波斜后方伴随有斜激波和接触间断。接触间断两侧为上一次循环的爆轰产物和本次循环的爆轰产物。在爆轰波传播过程中,燃料和氧化剂形成的可燃混合物从头部连续不断地充入燃烧室,在爆轰波前形成三角形的未燃推进剂供爆轰波燃烧,高温高压的爆轰产物基本沿燃烧室轴向膨胀,最终经喷管加速排出产生推力。



(a) 同轴圆环腔结构



(b) 空心圆筒结构

图 2 连续爆轰发动机的基本原理

Fig. 2 The operating principle of the CDE

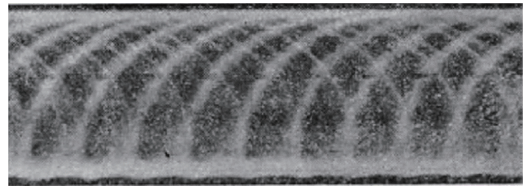
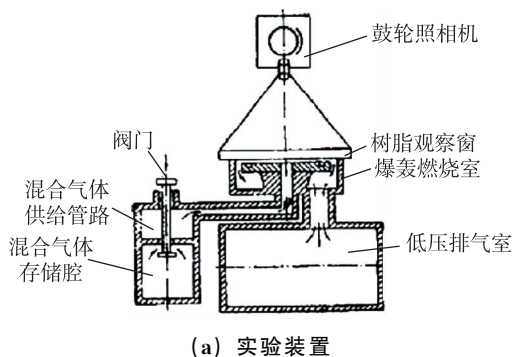
与驻定爆轰发动机和脉冲爆轰发动机相比,连续爆轰发动机的优势主要体现在以下几个方面:1)它只需要初始起爆一次,爆轰波便可持续地旋转传播下去;2)由于前导激波的自压缩作用,可燃混合物被爆轰波扫过后压强急剧增加,可以在较低的增压比下产生更大的有效功,因此可以减

轻对涡轮泵增压比的要求；3) 爆轰波传播方向与进气、排气方向独立，爆轰波被封闭在燃烧室内周向传播，主要用来进行可燃混合物燃烧产生高效工质，避免了爆轰波喷出管外而造成的巨大能量损失；4) 连续爆轰发动机稳定工作的来流速度范围非常宽泛，在亚声速至超声速入流下都可以产生周向稳定的爆轰波，入流燃料的平均流量大幅可调。

连续爆轰发动机以其工作特点和固有的性能优势可以预见的产品有连续爆轰火箭发动机、连续爆轰冲压发动机和连续爆轰涡轮发动机。连续爆轰火箭发动机最简单，其与传统火箭发动机的结构相似，可高效地移植现有火箭发动机的成熟技术，并且自增压的特性可以提高现有火箭发动机的推力和比冲。与传统的冲压发动机相比，连续爆轰对来流的宽范围适应性使得连续爆轰冲压发动机的工作范围更宽。相对于冲压发动机的体燃烧，连续爆轰是面燃烧，可在更短的燃烧室内完成燃烧释热。此外，沿与流向垂直的圆周方向传播，增加了燃烧的稳定性，降低了对反应活性的要求。连续爆轰也可应用于涡轮发动机中，可以在较低的压缩比下产生更大的有效功，因此可以减少压气机的级数，使得发动机结构更简单，尺寸更小，推重比更高。

## 2 连续爆轰发动机研究进展

在 20 世纪 50 年代末，苏联 Lavrent'ev Institute of Hydrodynamics (LIH) 的 Voitsekhovskii<sup>[2]</sup> 最早提出连续爆轰的概念，并且通过实验在圆盘形燃烧室中首次实现了短暂的连续旋转爆轰，实验装置如图 3 (a) 所示。实验中乙炔和氧气的预混气体沿圆盘内径喷入，爆轰产物从圆盘外侧排出，采用速度补偿技术观测到燃烧室内有 6 个波头，如图 3 (b) 所示。



(b) 观测结果

图 3 Voitsekhovskii 的实验装置和观测结果

Fig. 3 Schematic diagram of the detonation chamber and compensation picture by Voitsekhovskii

此后，美国密歇根大学的 Adamson 和 Nicholls 通过理论分析和实验验证了连续爆轰应用于火箭推进系统的可行性。近年来，俄罗斯、波兰、法国、美国、日本以及中国等国家也相继开展了连续爆轰发动机的基础研究和应用研究，取得了丰富的研究成果。

### 2.1 基础研究

连续爆轰发动机是一种基于爆轰波将燃料的化学能转化为热能的喷气推进装置，因此在燃烧室内产生稳定传播的爆轰波对连续爆轰发动机的稳定工作至关重要。爆轰循环和传统的 Braton 循环不同，要想定量理解连续爆轰发动机较传统喷气推进发动机的性能优势，需要对爆轰循环进行深入研究。另外，连续爆轰发动机内的流场结构非常复杂，存在着爆轰波、斜激波以及接触间断，爆轰波面还存在三波结构，需要对连续爆轰流场和爆轰波的传播特性进行深入研究。

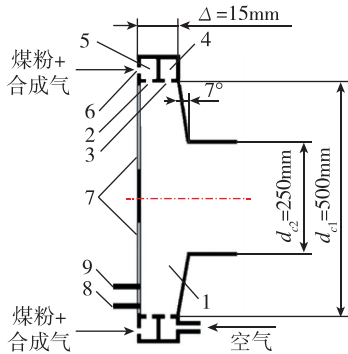
#### 2.1.1 不同燃料

20 世纪 90 年代后期，苏联 LIH 研究所的 Bykovskii 等<sup>[3]</sup> 开始对连续爆轰发动机的可行性开展了系统、广泛的研究，并取得了丰富的研究成果；他们采用不同的燃料（包括乙炔、氢气、丙烷、甲烷、煤油、汽油、苯、酒精、丙酮和柴油等）和氧化剂（包括气态氧、液态氧、空气和氧气/空气混合物等）开展了一系列连续爆轰实验。Bykovskii 等<sup>[4]</sup> 总结了俄罗斯 LIH 研究所在同轴圆环腔燃烧室中开展的以空气作为氧化剂的一系列不同燃料的连续爆轰实验，如表 2 所示。

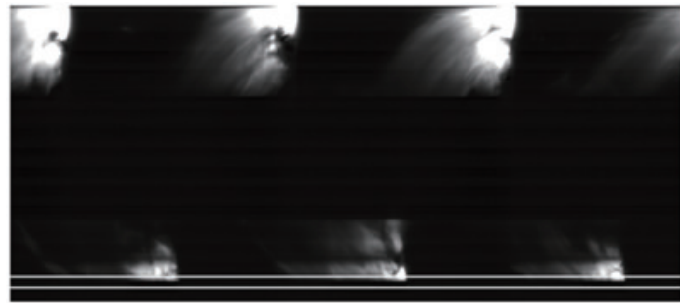
2017 年，Bykovskii 等<sup>[6]</sup> 以煤粉颗粒与合成气的两相混合物为燃料，空气为氧化剂开展连续爆轰实验，两相混合物和空气分别以图 4 (a) 所示的方式进入燃烧室，采用光学测量捕捉到的爆轰波如图 4 (b) 所示。

表 2 俄罗斯 LIH 研究所不同燃料连续爆轰实验<sup>[4-5]</sup>  
Tab. 2 Experimental results with different fuels in LIH<sup>[4-5]</sup>

燃料	时间	$d$ /mm	$\delta$ /mm	$\Delta$ /mm	$L_c$ /mm	$f$ /kHz	$n$
C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> + air	2005	306	1~10	23	665	0.9~1.7	1
H <sub>2</sub> + air	2006	306	1~10	16.5~38	310~665	1.15~4.76	1~3
H <sub>2</sub> + air	2011	95; 150	0.5~2	5~10	200	2.76~5	1
CO/H <sub>2</sub> + air	2012	306	3	16.5	570	1.41~3.0	1~2



(a) 燃烧室结构示意图



(b) 光学测量捕捉爆轰波

1-燃烧室；2-合成气煤粉混合物的喷嘴；3-空气喷嘴；4-空气歧管；5-合成气煤粉混合物的歧管；  
6-合成气煤粉混合物的入口；7-径向观察窗；8、9-压电传感器

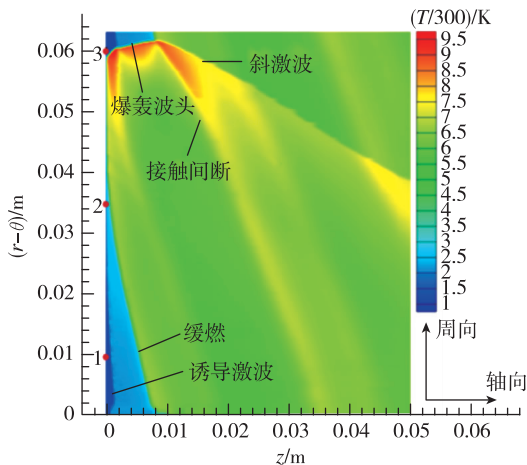
图 4 煤粉+合成气/空气连续爆轰实验

Fig. 4 Experimental results with lignite, syngas, and air

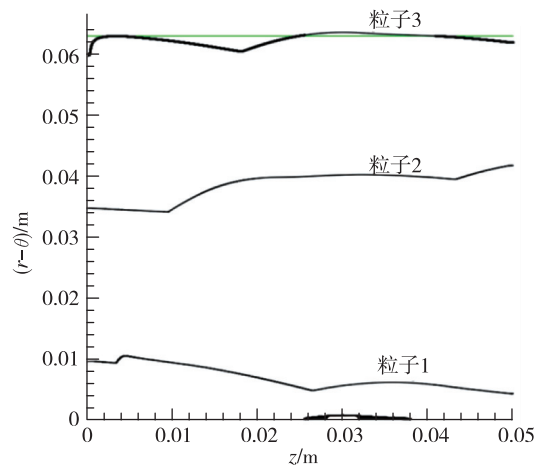
2.1.2 热力学循环分析

为了定量研究连续爆轰发动机在热力学循环方面的优势，Zhou 等<sup>[7]</sup>提出使用粒子跟踪法描述连续爆轰发动机流场及其热力学过程。他们跟踪大量新喷入燃烧室内的流体粒子，发现它们的轨迹沿圆周方向的波动很小，几乎直接沿轴向迅速

喷出，如图 5 所示；同时，他们得到的热力学循环示功图 ( $p-v$  曲线) 和示热图 ( $T-s$  曲线)，二维计算结果如图 6 所示，由此得到的爆轰循环热效率为 34.5%，并且指出斜激波的存在对于连续爆轰发动机推进性能的损失影响很小。



(a) 3 个典型粒子的初始位置



(b) 3 个典型粒子的周向位置

图 5 3 个粒子的运动轨迹

Fig. 5 Trajectories of three particles

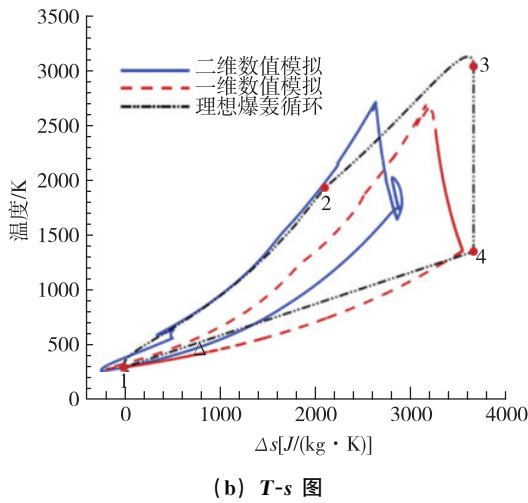
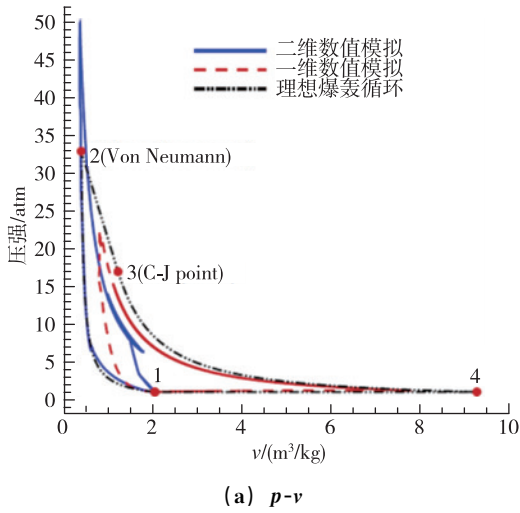


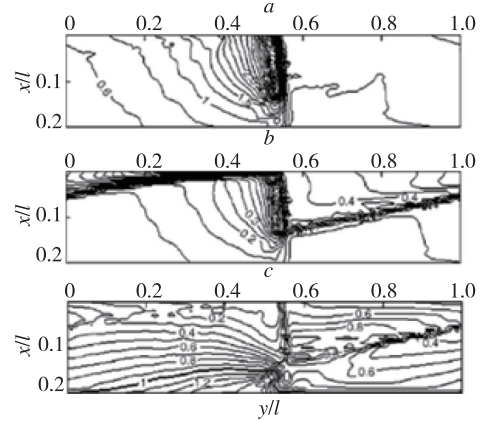
图 6 热力学循环分析

Fig. 6 Thermodynamic cycle analysis

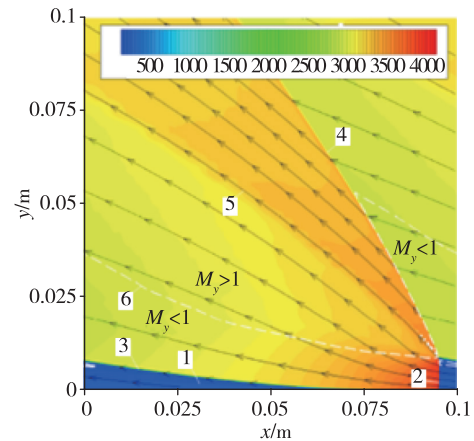
### 2.1.3 连续爆轰流场

爆轰波传播速度非常快，并且连续爆轰发动机内流场结构非常复杂，借助实验设备研究连续爆轰发动机内的流场非常困难，因此，需要借助数值模拟。2007 年，Zhdan 等<sup>[8]</sup>最早对连续爆轰波开展了二维数值模拟研究，并获得与实验定性符合的连续爆轰流场。囿于当时计算条件的限制，流场结构相对粗糙。之后，随着高性能计算机、高精度计算格式、化学反应模型的发展，数值模拟方法越来越被研究人员广泛应用于连续爆轰发动机流场结构和机理现象的研究中，成为与实验并行发展的重要研究手段。2008 年，法国 Davidenko 等<sup>[9]</sup>采用氢/氧详细化学反应模型和 5 阶 WENO 高精度格式对连续爆轰发动机进行二维数值模拟研究。2009 年，Hishida 等<sup>[10]</sup>采用两步化学反应模型开展了类似的二维数值模拟，获得

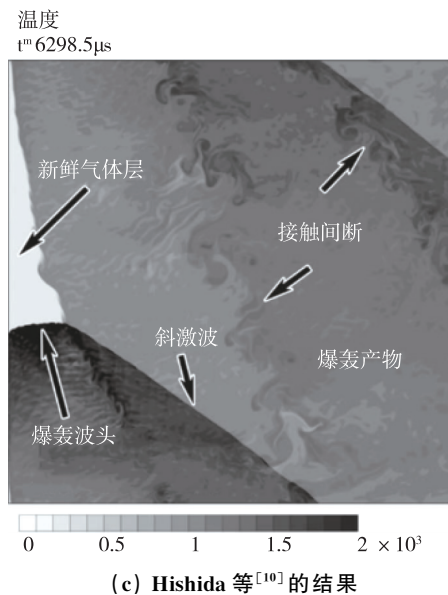
了连续爆轰波的胞格结构。邵业涛等分别在 2008 年<sup>[11]</sup>和 2009 年<sup>[12]</sup>开展了连续爆轰发动机的二维数值模拟研究，并从 2010 年<sup>[13-14]</sup>开始系统地开展了连续爆轰发动机三维数值模拟研究。早期数值模拟结果获得的流场如图 7 所示。



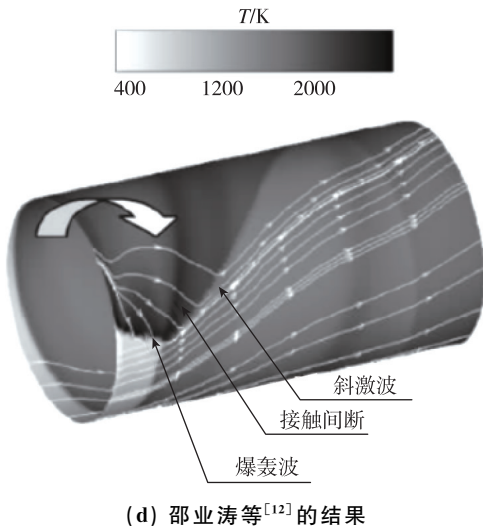
(a) Zhdan 等<sup>[8]</sup>的结果



(b) Davidenko 等<sup>[9]</sup>的结果



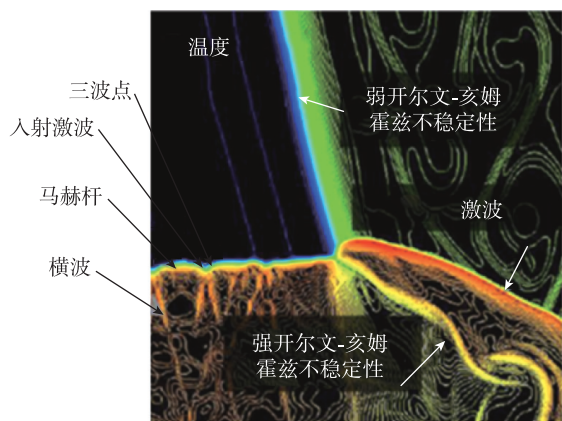
(c) Hishida 等<sup>[10]</sup>的结果



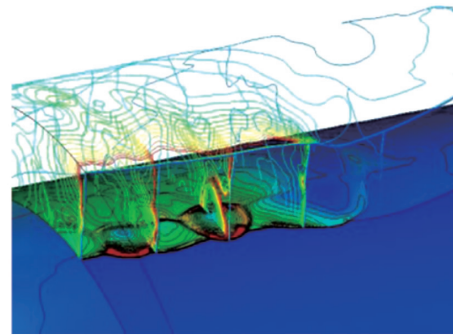
(d) 邵业涛等<sup>[12]</sup>的结果

图7 二维连续爆轰流场数值模拟结果  
Fig. 7 Two-dimensional numerical results of CDE

日本青山学院 Hayashi 课题组和九州工业大学的 Tsuboi 课题组对连续爆轰流场的精细结构开展了较深入的研究。Uemura 等<sup>[15]</sup>对小尺寸燃烧室内精细的流场结构进行数值模拟研究,详细分析了旋转爆轰波中横波的生成机制。旋转爆轰波波面同样由若干三波结构(入射激波、横波和马赫杆)组成,如图8(a)所示。研究发现,爆轰波传播过程中,在爆轰波与斜激波接触点处能周期性形成未反应的气体微团;此气体微团被压缩后发生爆炸,进而周期性地产生横波;横波向着进气壁方向运动,碰壁后反弹向着爆轰波与斜激波接触点方向运动,期间与其他横波相互碰撞,这是旋转爆轰波能够长时间稳定传播的机制。类似地, Tsuboi 等<sup>[16]</sup>研究了三维流场中旋转爆轰波的胞格结构,如图8(b)所示。



(a) 二维结果<sup>[15]</sup>



(b) 三维结果<sup>[16]</sup>

图8 连续爆轰波胞格结构

Fig. 8 Cell structure of the detonation wave

上述关于连续爆轰发动机的数值模拟研究都是基于燃料和氧化剂的预混气体,为了更真实地模拟实验中燃料和氧化剂分开入流的过程,美国联合技术研究中心的 Cocks 等<sup>[17]</sup>以美国空军研究实验室(U. S. Air Force Research Laboratory)真实的连续爆轰燃烧室为模型,开展了与真实实验条件一致的高保真度的数值模拟研究,再现了空气和氢气的混合过程,成功实现了非预混条件下的连续爆轰。数值模拟得到的燃烧室平均轴向压力分布在变化趋势和定量上都与实验数据一致,但是数值模拟过高地估算了爆轰波的频率和缓冲腔的压力,如图9所示。

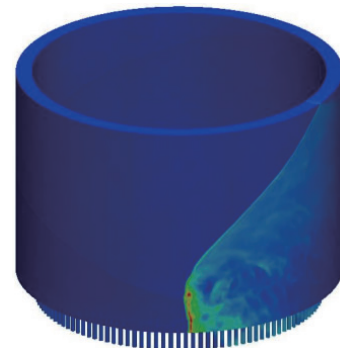
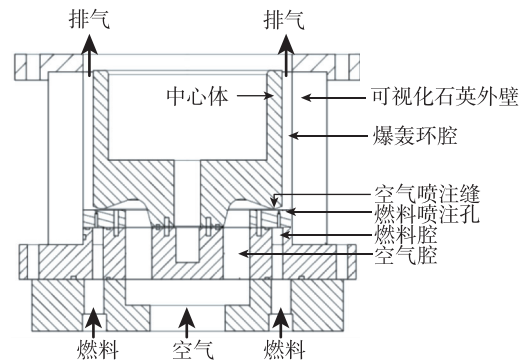


图9 非预混三维连续爆轰发动机的数值模拟

Fig. 9 Three-dimensional numerical results of CDE with non-premixed  $H_2$  and air

## 2.2 应用研究

连续爆轰发动机最早的应用方向是火箭发动机，火箭模态也最容易实现，因此，对火箭模态下连续爆轰发动机的研究成果最丰富。近年来，各国研究者开始关注冲压模态和涡轮模态，试图探索连续爆轰冲压发动机和连续爆轰涡轮发动机的可行性以及性能优势，目前这部分研究成果还比较少。

### 2.2.1 火箭模态

俄罗斯科学院谢苗诺夫化学物理研究所 Frolov 等<sup>[18]</sup> 建造了 4 种小尺寸火箭发动机原理样机等，如图 10 所示。采用氢气和氧气，流量小于 100g/s，同轴圆环腔燃烧室内半径分别为 45mm~50mm，最高获得约 110N 的推力。2017 年，Frolov 等<sup>[19]</sup> 采用天然气（甲烷体积分数 92.8%）和氧气开展了连续爆轰火箭发动机的实验研究，如图 11 所示。在燃烧室平均室压 32atm 时，得到海平面比冲 270s，并且将实验结果与基于缓燃的 RD 170 火箭发动机进行比较。RD 170 采用煤油和液氧，在室压 61atm 时海平面比冲为 263s。通过比较指出连续爆轰火箭发动机在较低室压下能获得与传统火箭发动机相近的比冲，这表明爆轰发动机具有巨大优势。

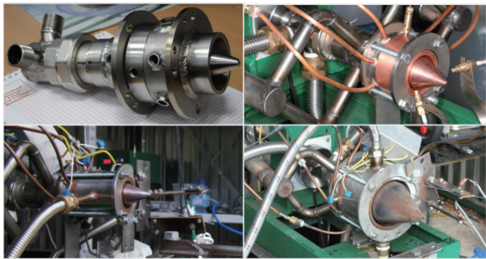
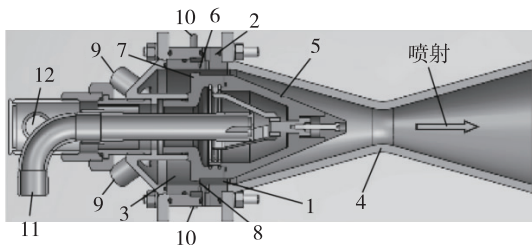


图 10 4 种小尺寸连续爆轰火箭发动机原理样机<sup>[18]</sup>  
Fig. 10 Four rotating detonation rocket prototypes<sup>[18]</sup>



1-燃烧室；2-喷注器；3-氧气腔；4-喷管；5-中心锥；  
6-天然气喷注孔；7-圆盘；8-氧气喷注缝；9-氧气供应  
管路；10-天然气供应管路；11-冷却水入口；12-冷却水出口

图 11 天然气/氧气连续爆轰火箭发动机<sup>[19]</sup>  
Fig. 11 Continuous detonation rocket engine with  
natural gas and oxygen<sup>[19]</sup>

美国空军研究实验室与创新科学方案公司合作开展的火箭式连续爆轰发动机的研究取得了显著进展<sup>[20]</sup>。图 12 和图 13 是他们使用的两种燃烧室结构，分别是带气动塞式喷管的燃烧室和采用透明可视化材料制成的燃烧室。

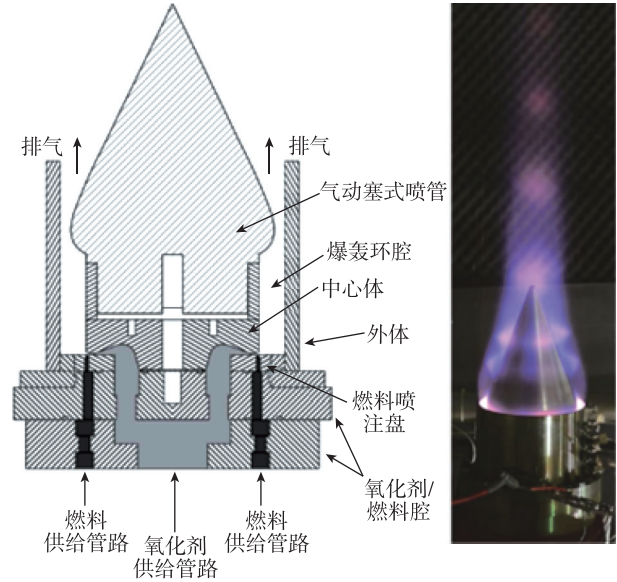


图 12 带气动塞式喷管的连续爆轰燃烧室<sup>[20]</sup>  
Fig. 12 Chamber of CDE with an aerospike plug nozzle<sup>[20]</sup>

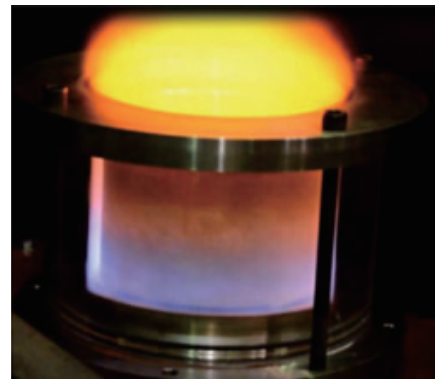
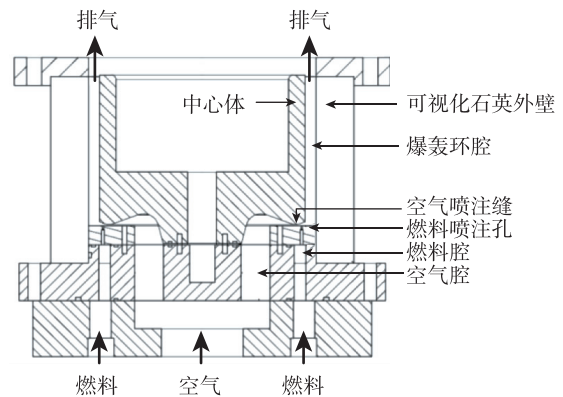


图 13 透明可视化连续爆轰燃烧室<sup>[20]</sup>  
Fig. 13 Representative optically accessible chamber of CDE<sup>[20]</sup>

此外, Fotia 等<sup>[21]</sup>采用氢气和空气对火箭式连续爆轰发动机的推进性能开展了实验研究, 研究表明发动机的燃料比冲可达 5000s 以上, 如图 14 所示。Fotia 等<sup>[22]</sup>还研究了不同喷管类型对推进性能的影响, 如图 15 所示。实验结果表明, 随着流量的增加和背压的提高, 气动塞式尾喷管 (aero-spike) 体现出更好的推进性能增益, 并且壅塞型 (choked) 的气动塞式尾喷管要优于开放型 (open) 的气动塞式尾喷管。

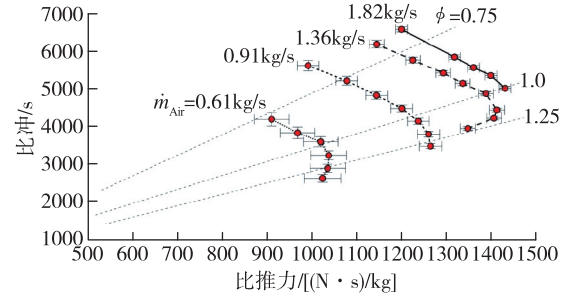


图 14 氢/空气连续爆轰发动机燃料比冲实验数据<sup>[21]</sup>

Fig. 14 Specific impulse based on fuel of the RDE with H<sub>2</sub>/air<sup>[21]</sup>

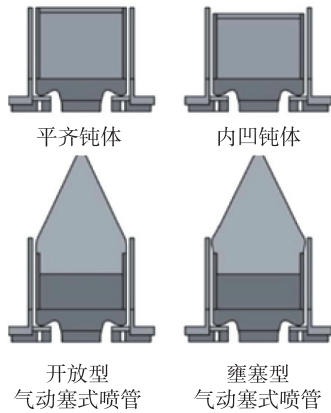
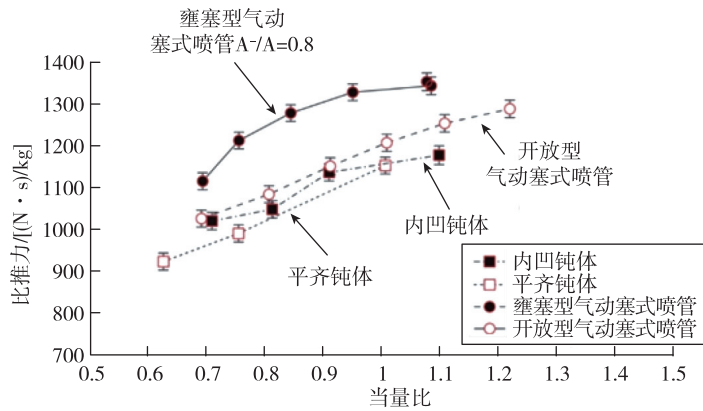


图 15 不同尾喷管的氢/空气连续爆轰发动机推进性能实验和数据<sup>[22]</sup>

Fig. 15 Schematic of CDE with different nozzles and the specific impulse by experiments<sup>[22]</sup>



日本名古屋大学 Kasahara 等<sup>[23]</sup>开展了连续爆轰发动机的火箭橇实验 (sled test), 如图 16 所示。滑轨总长 100m, 火箭橇长 1m, 宽 0.3m, 质量为 58.3kg, 在实验中滑行距离为 70m。在 2s 的实验时间里获得的平均推力为 201N, 流量约为 143g/s, 比冲约为 144s。Goto 等<sup>[24]</sup>与庆应大学 (Keio Univer-

sity)、日本宇宙航空研究开发机构 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) 合作, 本计划在 2018 年发射以连续爆轰发动机为动力的探空火箭, 但该计划推迟到了 2020 年。目前他们正在开展地面推力测试实验, 如图 17 所示。表 3 总结了他们的实验结果, 在实验中以乙烯/氧气作为推进剂。



图 16 连续爆轰发动机火箭橇实验装置<sup>[23]</sup>

Fig. 16 Rotating detonation rocket sled test<sup>[23]</sup>



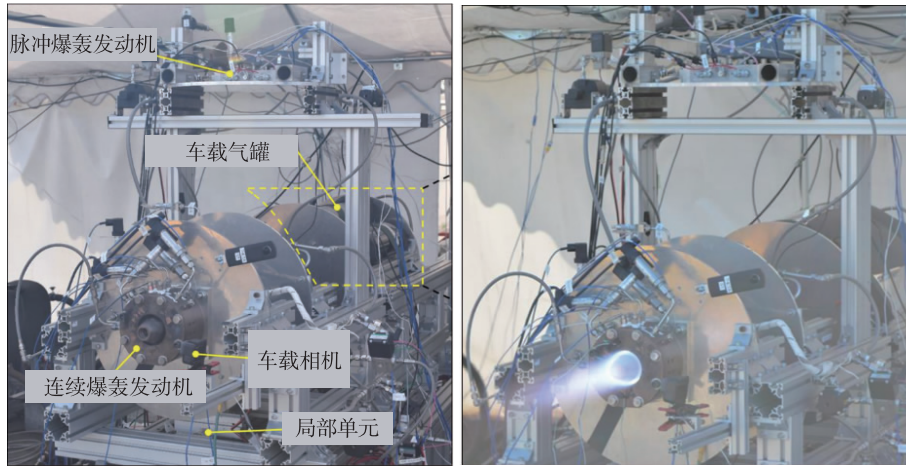


图 17 连续爆轰发动机实验台与推力测量装置<sup>[24]</sup>

Fig. 17 Experimental setup and thrust measuring device<sup>[24]</sup>

表 3 探空火箭式连续爆轰发动机地面推力测试实验<sup>[24]</sup>

Tab. 3 Thrust measuring experiments of the sounding rocket with CDE<sup>[24]</sup>

实验	流量/ (g/s)	当量比	有无喷管	实验时间/s	推力/N	比冲/s	油箱
1	144±17	1.5±0.4	有	0.93	291	206±26	外部
2	121±16	1.1±0.3	有	3.0	216	182±24	外部
3	160±18	1.6±0.4	无	3.0	135	86±11	外部
4	145±19	1.5±0.4	无	0.63	162	114±15	自带
5	153±18	1.4±0.3	无	1.6	143	95±13	自带
6	133±18	1.6±0.3	无	4.4	92	71±9	自带

2.2.2 冲压模态和涡轮模态

国防科技大学 Wang 等<sup>[25]</sup>通过直联试验台验证了吸气式连续爆轰发动机的可行性,如图 18 所示。实验中燃料是室温下的氢气,空气被加热到 860K 用于模拟来流 4 马赫的飞行条件。实验获得了稳定的连续爆轰波,其传播速度达到 1280m/s。近年来,他们开展了连续爆轰冲压发动机自由射流点火实验<sup>[26]</sup>,如图 19 所示,模拟了飞行马赫数为 4.5,飞行高度为 18.5km 的工况。实验中采用氢气和乙烯都获得了稳定的连续爆轰波。

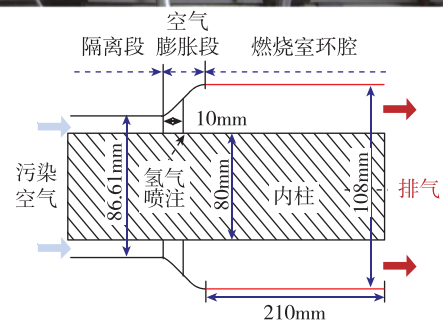
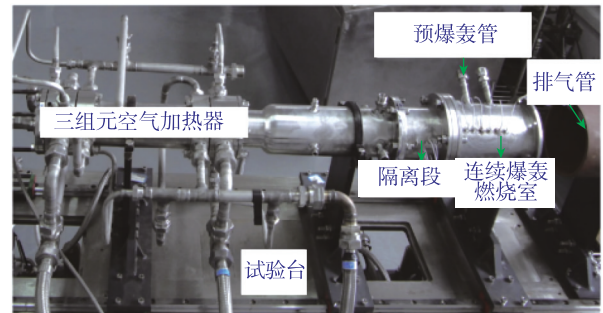


图 18 直联试验台

Fig. 18 Schematic diagram of direct-connect facility



图 19 自由射流风洞中的模型发动机

Fig. 19 Photos of the model engine installed in wind tunnel

美国创新科学方案公司将连续爆轰发动机与艾利森型 (Allison) T-63 燃气涡轮相结合<sup>[20]</sup>, 设

计了以连续爆轰为动力的燃气涡轮发动机，如图 20 所示。实验中获得了持续 6min 的稳定爆轰波。实验结果表明高压涡轮前存在 15%~20% 的压力波动，而低压涡轮前压力振荡消失，如图 21 (a) 所示。然后他们对连续爆轰和传统缓燃方式下涡轮效率与输入能量的关系进行了对比研究，如图 21 (b) 所示。在等熵和完全燃烧假设下，通过连续爆轰可获得更高的涡轮效率。需要指出的是实验中他们采用开环方案，连续爆轰发动机运行所需的空气通过额外的高压气罐供应，不采用压气机供应，没有考虑爆轰波与上游压气机的相互作用。尽管如此，这次实验对于连续爆轰发动机在涡轮模式下的应用仍然具有重要意义。

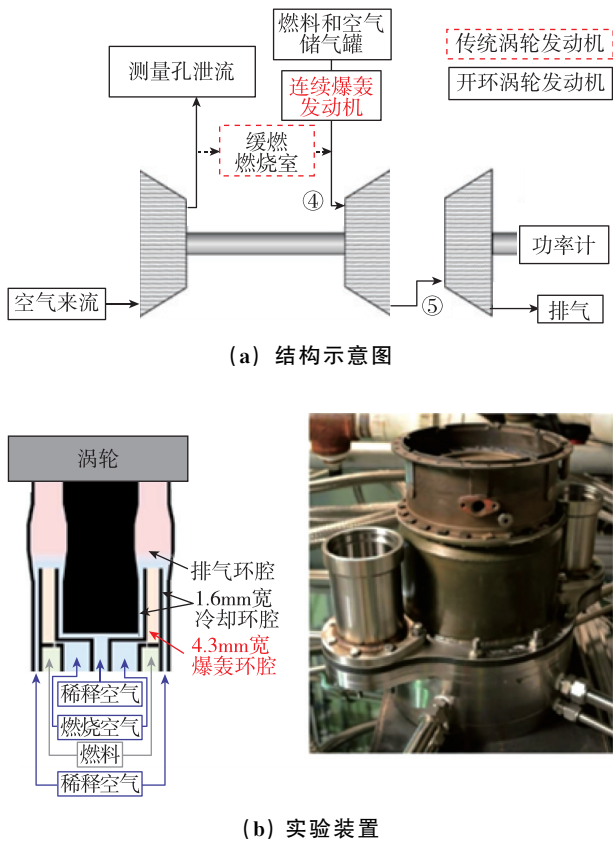
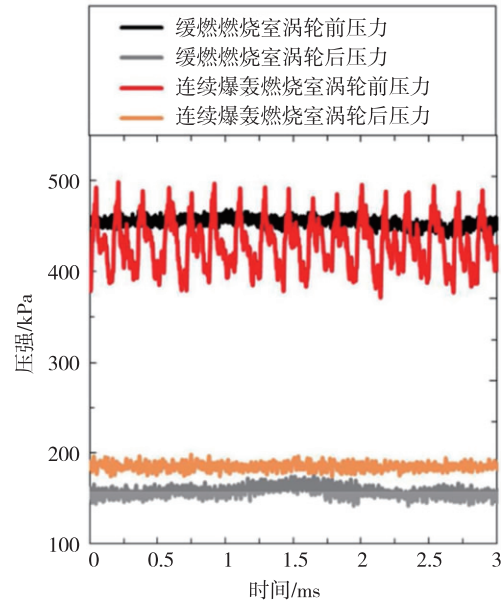


图 20 连续爆轰发动机与 T-63 燃气涡轮组合<sup>[20]</sup>  
Fig. 20 Combination of CDE and T-63<sup>[20]</sup>

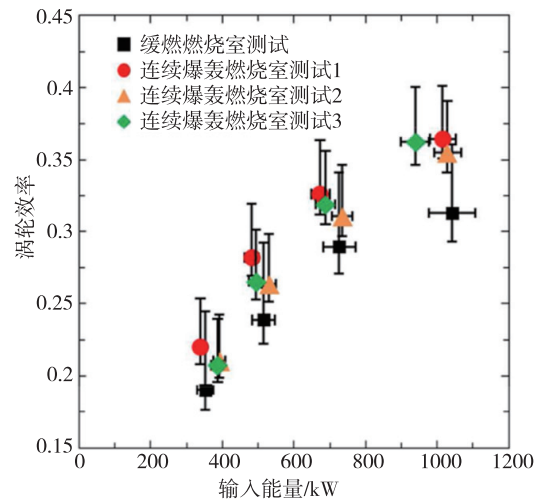
### 3 连续爆轰发动机亟需解决的问题

从连续爆轰发动机概念提出到现在已有 60 年，尤其是经过近 20 年的快速发展，无论在基础研究还是应用研究方面都取得了丰硕的成果，但目前仍有许多技术问题亟待解决。

1) 燃料和氧化剂的快速掺混机理，尤其是液



(a) 压强信号



(b) 涡轮效率与输入能量关系曲线

图 21 连续爆轰涡轮发动机的实验结果  
Fig. 21 Experimental results of a continuous detonation turbine engine

态燃料的快速雾化、蒸发、掺混机理。爆轰波传播速度为 km/s 量级，需要燃料和氧化剂在极短时间内完成混合；并且燃料和氧化剂的混合程度直接影响爆轰波的强度，混合较差将导致爆轰波不能自持传播。这对喷注方式和喷注器的设计提出了较高的要求，液态燃料的快速雾化蒸发掺混机理需要更深入的研究。

2) 爆轰波的起爆和控制技术。在目前的实验研究中，一般采用高能火花塞或预爆轰管起爆，点火之后的情况一般不可预知，可能不会形成稳

定爆轰波,可能形成一个或多个爆轰波,这对于连续爆轰发动机的可靠运行是一个巨大挑战;同时爆轰波在传播过程中不可控,爆轰波会熄灭然后再形成,或者一个爆轰波变为两个爆轰波。这些都不利于连续爆轰发动机的稳定工作,因此需要对爆轰波的起爆技术和控制技术进行深入研究。

#### 4 结论

连续爆轰发动机具有一次起爆、释热速度快、热效率高、结构紧凑等优点。由于其自身特点和军事需求,有望带来航空航天推进技术的革新,目前已成为国内外学者和工业部门的研究热点。近年来,已成功获得多种燃料、多种燃烧室结构、多种喷管下的长时间稳定传播的爆轰波,较深入地认识了连续爆轰流场结构,初步测得推力和比冲,验证了连续爆轰发动机的性能优势并在火箭模态、冲压模态以及涡轮模态下都实现了稳定连续爆轰,这极大拓宽了连续爆轰发动机的适用范围。

目前,连续爆轰发动机的工程化应用研究也已陆续开展。在不久的将来会有相对可靠的原理样机问世。虽然还有许多技术难题需要攻克,相信在广大专家学者的共同努力下,可早日使连续爆轰发动机成为飞行器的优选动力。

#### 参考文献

- [1] 格鲁什卡,韦肯. 爆轰的气体动力学理论 [M]. 北京: 科学出版社, 1986.
- [2] Voitsekhovskii B. Stacionarnay a dyetonatsiya [J]. Doklady Akademii Nauk SSSR, 1959, 129 (6): 1254-1256.
- [3] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22 (6): 1204-1216.
- [4] Bykovskii F A, Zhdan S A. Current status of research of continuous detonation in fuel-air mixtures [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2015, 51 (1): 21-35.
- [5] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation in annular combustors [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2005, 41 (4): 449-459.
- [6] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E. Scaling factor in continuous spin detonation of syngas-air mixtures [J]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2017, 53 (2): 187-198.
- [7] Zhou R, Wang J P. Numerical investigation of flow particle paths and thermodynamic performance of continuously rotating detonation engines [J]. Combustion and Flame, 2012, 159 (12): 3632-3645.
- [8] Zhdan S A, Bykovskii F A, Vedernikov E F. Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture [J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2007, 43 (4): 449-459.
- [9] Davidenko D, Gökalp I, Kudryavtsev A. Numerical study of the continuous detonation wave rocket engine [C]. 15<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Dayton, Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [10] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations [J]. Shock Waves, 2009, 19 (1): 1-10.
- [11] 邵业涛,王健平,藤原俊隆. 连续爆轰发动机的二维数值模拟研究 [C]. 第十三届全国激波与激波管学术会议, 2008.
- [12] 邵业涛,刘劭,王健平. 圆柱坐标系下连续旋转爆轰发动机的数值模拟 [J]. 推进技术, 2009, 30 (6): 717-721.
- [13] Shao Y T, Liu M, Wang J P. Numerical investigation of rotating detonation engine propulsive performance [J]. Combustion Science and Technology, 2010, 182 (11-12): 1586-1597.
- [14] Shao Y T, Wang J P. Change in continuous detonation wave propagation mode from rotating detonation to standing detonation [J]. Chinese Physics Letters, 2010, 27 (3): 216-219.
- [15] Uemura Y, Hayashi A K, Asahara M, et al. Transverse wave generation mechanism in rotating detonation [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34 (2): 1981-1989.
- [16] Tsuboi N, Eto S, Hayashi A K, et al. Front cellular structure and thrust performance on hydrogen - oxygen rotating detonation engine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 33 (1): 100-111.
- [17] Cocks P A, Holley A T, Rankin B A. High fidelity simulations of a non-premixed rotating detonation engine [C]. AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [18] Frolov S M. Directions of detonation research at semenov institute of chemical physics [C]. Proceedings of the International Workshop on Detonation for Propulsion, Beijing, 2015.

过冷加注,证实了该系统的可行性,经过一定的技术积累,后续全贮箱深度过冷加注技术可全面应用于我国低温运载火箭的加注流程中。

### 参考文献

- [1] 符锡理. 运载火箭液氢液氧低温推进剂加注技术[J]. 低温工程, 1995 (6): 1-8.
- [2] 王瑞铨. 国外运载火箭低温加注系统[J]. 导弹与航天运载技术, 1997 (2): 19-29.
- [3] 周载学. 发射技术(上)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [4] 周载学. 发射技术(下)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [5] 《世界航天运载器大全》编委会. 世界航天器运载大

- 全(第2版)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2007.
- [6] Falcon 9 launch vehicle payload user's guide [EB/OL]. [2019-01-28]. [https://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon\\_users\\_guide\\_02182019.pdf](https://www.spacex.com/sites/spacex/files/falcon_users_guide_02182019.pdf).
- [7] 周媛. “能源-暴风雪”号的低温加注系统[C]. 航天第七专业信息网 2010 年度学术交流会议论文集, 2010.
- [8] 廖少英. 液体火箭推进增压输送系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [9] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.
- [10] 陈士强, 范瑞祥, 黄兵, 等. 循环预冷气液两相流降压特性及引射气等效研究[J]. 低温工程, 2014 (4): 35-40.

**引用格式:** 邵业涛, 罗庶, 王浩苏, 等. 低温推进剂深度过冷加注技术研究及对运载火箭性能影响分析[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 18-25.

**Citation:** Shao Y T, Luo S, Wang H S, et al. Research on the supercooling loading technology of cryogenic propellant and its effects on rocket performance [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 18-25.

(上接第 11 页)

- [19] Frolov S M, Aksenov V S, Ivanov V S, et al. Rocket engine with continuous detonation combustion of the natural gas-oxygen propellant system [J]. Doklady Physical Chemistry, 2018, 478 (2): 31-34.
- [20] Rankin B A, Fotia M L, Naples A G, et al. Overview of performance, application, and analysis of rotating detonation engine technologies [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33 (1): 131-143.
- [21] Fotia M L, Hoke J, Schauer F. Experimental performance scaling of rotating detonation engines operated on gaseous fuels [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33 (5): 1187-1196.
- [22] Fotia M L, Schauer F, Kaemming T, et al. Experimental study of the performance of a rotating detonation engine with nozzle [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32 (3): 674-681.
- [23] Kasahara J, Kato Y, Ishihara K, et al. Application

of detonation waves to rocket engine chamber: pulse detonation and rotating detonation engines [M]. Springer International Publishing, 2018: 61-76.

- [24] Goto K, Nishimura J, Higashi J. Preliminary experiments on rotating detonation rocket engine for flight demonstration using sounding rocket [C]. Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [25] Wang C, Liu W, Liu S, et al. Experimental verification of air-breathing continuous rotating detonation fueled by hydrogen [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40 (30): 9530-9538.
- [26] Liu S, Liu W, Wang Y, et al. Free jet test of continuous rotating detonation ramjet engine [C]. 21<sup>st</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Xiamen, China: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.

**引用格式:** 王健平, 张树杰, 姚松柏. 连续爆轰发动机的研究进展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 1-11.

**Citation:** Wang J P, Zhang S J, Yao S B. Progress of continuous detonation engines [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 1-11.