

脉冲爆震发动机和旋转爆震发动机发展研究

The Development of Pulse Detonation Engine and Rotating Detonation Engine

■ 秦亚欣/中国航发研究院

爆震发动机中的爆震波传播速度极快，其燃烧过程可近似为等容燃烧，具有很高的热循环效率和比冲，同时具有工作范围宽、单位燃料消耗率低、结构简单等优点，被看作是21世纪新型航空航天飞行器的动力装置。

爆震发动机是一种基于热循环效率远高于常规等压燃烧的超声速爆震燃烧的发动机，爆震燃烧过程具有很高的燃烧速度和反应物转换速率，可近似为等容燃烧过程。

在航空航天领域，目前采用爆震燃烧方式的发动机有脉冲爆震发动机(PDE)、旋转爆震发动机(RDE)和斜爆震发动机(ODE)。国际上曾经兴起过ODE的研究热潮，但迄今还没有能长时间稳定运行的试验案例，也没有可靠性高的发动机样机，本文不对斜爆震发动机进行研究。

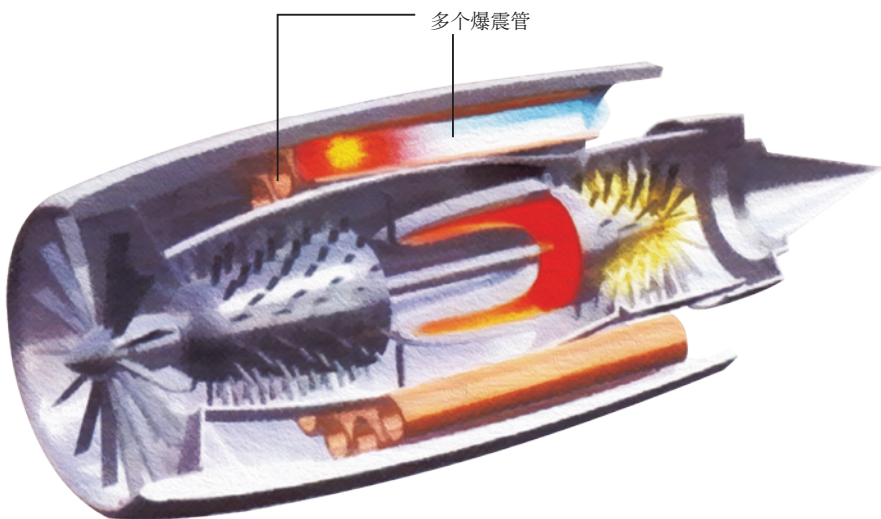


图1 混合PDE示意图

脉冲爆震发动机

PDE是一种利用脉冲式爆震波产生周期性冲量的非定常推进系统，具有以下潜在优点：热循环效率高、结构简单、质量轻、推重比大、比冲大、单位燃料消耗率低、工作范围宽等。它不仅可以作为独立的推进装置，也可以与涡喷或涡扇发动机组合，为亚声速或超声速飞行的飞行器提供动力，当PDE工作频率在100Hz以上时，可近似认为工作过程是连续的，这种组合发动机的推力、耗油率和推重比都比带加力

燃烧室的涡扇发动机改善一倍。

根据侧重点的不同，PDE有不同的分类方式：按爆震管数目可分为单管、多管PDE；按燃料形式可分为气相、液相燃料PDE；按氧化剂的来源可分为自吸气式、火箭式PDE。当前通常将其分为纯PDE、组合循环PDE和混合PDE三大类。纯PDE主要由爆震室、进气道、尾喷管组成；混合PDE是由PDE与涡喷或涡扇发动机相结合，例如，在外涵道或加力段使用PDE，如图1所示；组合循环PDE是由PDE与冲压

发动机、超燃冲压发动机、火箭发动机等动力装置组合而成，在不同速度范围内，运行不同的工作循环。

旋转爆震发动机

进入21世纪后，RDE逐渐受到更多的关注，近些年成为了爆震发动机研究的热点之一。

RDE通常采用环形燃烧室，推进剂从燃烧室的封闭端喷入，产生一个或多个爆震波在燃烧室头部旋转传播，燃烧产物从另一端高速排出，从而产生推力，如图2所示。与

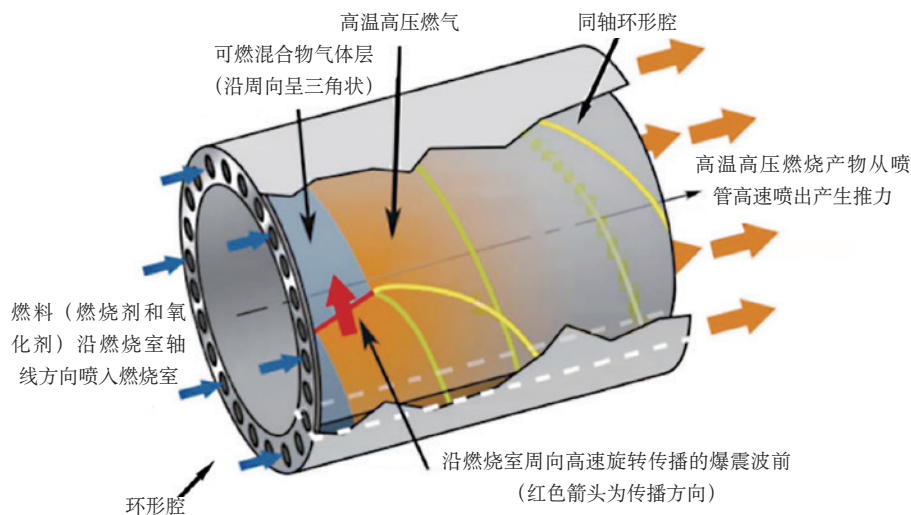


图2 旋转爆震发动机燃烧室简图

PDE相比，理论上RDE只需要一次起爆就可以连续燃烧，避免了高频率重复起爆的问题。RDE的工作频率定义与PDE也有所不同，RDE的工作频率一般表述为振荡频率，近似来看是1s内经过爆震室某一点处的波头数量，而PDE工作频率是爆震循环的频率。RDE可以在火箭基和冲压两种模态下工作。

发展动向与现状

脉冲爆震发动机

鉴于PDE良好的性能和重要的

军事应用前景，一些有实力的国家在PDE的研究方面投入了大量的人力、物力和财力，取得了许多成果。

美国国家航空航天局（NASA）将PDE列为革命性概念加以大力发展，美国国防预先研究计划局（DARPA）、空军、海军也都制订了相应计划支持各研究机构和公司开展PDE研究。美国海军研究局（ONR）与众多大学开展了PDE的多学科研究创新计划（MURI）。

2003年，普惠公司与波音公司联合研制了全尺寸、飞行进气条件

下的五管PDE验证样机ITR-2，如图3和图4所示。该样机完成了模拟飞行马赫数（ Ma ）2.5、飞行高度12192m条件下的地面试验，实现了单管工作频率80Hz稳定工作，产生推力约6700N，最小单位燃料消耗率仅为0.08kg/（N·h）。此外，普惠公司的研究还表明，采用碳氢燃料时，纯PDE的最大飞行速度可达 Ma 4，若采用氢燃料，飞行速度还能提高。

2008年1月31日，由美国空军研究实验室（AFRL）领导研究的PDE在莫哈维机场进行了首次试飞验证，由经过改装的代号为“Long E-Z”的小型飞机采用传统的涡扇发动机进行起飞与降落，飞行期间切换四管PDE工作了10s，飞行高度约为30m，产生高于890N的推力，如图5所示。这次飞行试验对PDE工程化研究具有划时代的意义，证明了PDE作为动力装置的潜力。

2010年得克萨斯大学阿灵顿分校设计制造了一种大尺寸单管旋转阀的脉冲爆震发动机，爆震管直径为10cm，采用预蒸发的煤油做燃料，空气做氧化剂，并进行了地面验证试验。初次的循环试验获得了大约980N的



图3 ITR-2共用喷管试验图

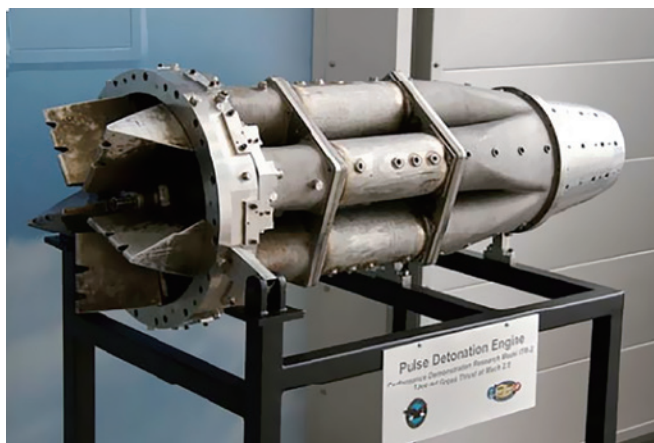


图4 ITR-2共用喷管展示图

峰值推力，火焰传播速度在1288 ~ 1530m/s，达到了亚C-J爆震波速。

日本筑波大学和名古屋大学在脉冲爆震火箭发动机（PDRE）方面做了大量系统性的研究工作。从最初关于PDRE填充效应的数值研究到旋转阀式单管PDRE的工作机理分析与试验验证，并进行了四管旋转阀式PDRE的发射飞行试验，起飞质量32.5kg，平均推力254N，比冲133s，滞空时间接近1.2s，如图6所示。

2013年，俄罗斯留里卡设计局设计制造了一种两级PDE样机并进行了长达10min的试验，如图7所示，该发动机采用煤油空气混合物作为燃料，结果表明，发动机的平均推力超过980N，比推力和燃油效率比常规的喷气发动机提高了30% ~ 50%，2017年该发动机已完成喷气状态和冲压状态的试验。

由此看出，美国等先进国家已结合实际应用需求开展大量试验研究和样机试制，目前已基本完成了原理性试验，进入了演示验证阶段，并取得了阶段性成果，但推力水平仍未达到预期，距离研制基于PDE的经济实用飞行器还需要解决大量技术难题。除此之外，法国、加拿大、以色列、瑞典等国家也开展了PDE的相关研究。

国内相关研究机构在PDE的研究方面紧跟国际前沿，取得了大量的成果。我国PDE技术的研究单位主要是西北工业大学、空军工程大学、南京航空航天大学、航天科工31所、中科院力学所、南京理工大学等。西北工业大学于2002年率先完成了两相脉冲爆震燃烧原理性试验，而后突破了高频工作关键技术，最高单管两相爆震频率高达140Hz，



图5 Long E-Z与四管PDE示意图



图6 日本筑波大学PDRE“TODOROKI II”飞行试验

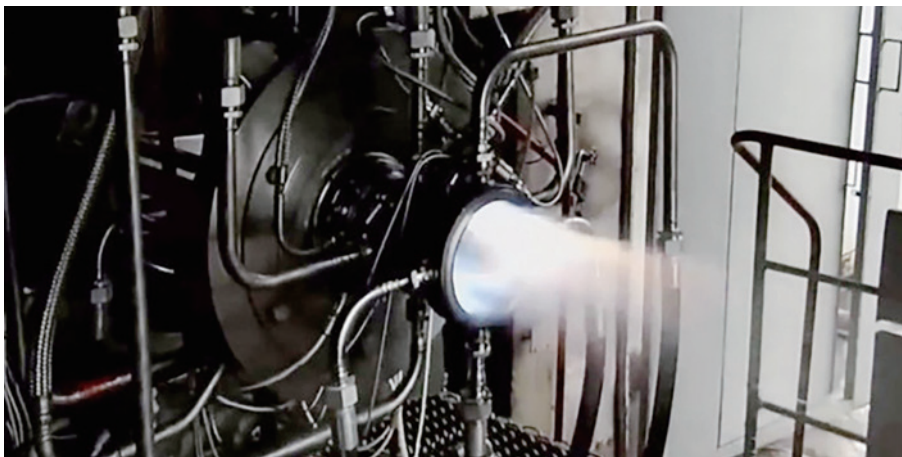


图7 俄罗斯留里卡设计局脉冲爆震发动机试车

采用气态燃料时单管最高频率已达200Hz；进行了由涡轮增压器和脉冲爆震燃烧室组成的混合式PDE以及六管并联PDE研究；研究了起爆方式、进气方式、尾喷管形式、引

射器等对性能的影响，突破了诸多关键技术并掌握了相关设计方法和对性能的影响规律。基于多年积累，西北工业大学研制了国内首台PDRE地面演示验证样机，并成功进行了



图8 西北工业大学研制的PDRE地面演示验证样机



图9 中国航天科工集团第三研究院31所设计的六管并联PDE照片

多次地面滑跑试验，如图8所示。

南京航空航天大学主要侧重于脉冲爆震燃烧技术的工程化应用研究，研究内容具有很强的实用性和针对性。他们在脉冲供油、供气、点火、单级起爆、两相爆震燃烧、缩短爆燃向爆震转变距离等关键技术的研究中取得了显著进展，并完成了带旋转阀的三管PDE基础原理样机研制；还进行了气动阀式PDE原理样机研究，在常温常压条件下以汽油为燃料、空气为氧化剂的试验条件下产生了充分发展的脉冲爆震波，获得1300N的最大推力。此外，南京航空航天大学还在高频、高能、多头、可控小型点火器，自适应供油控制系统，高频电磁阀供油控制系统等PDE附件方面也进行了研究并取得了初步成果。

中国航天科工集团第三研究院31所以弹用PDE为背景，设计了六管并联共用进气装置PDE地面试验原型机，如图9所示，实现了在总频率60Hz下的稳定工作。试验表明，在亚声速半自由射流条件下，系统能够以设定的频率间歇稳定工作，并产生450N的正向推力。

北京航空航天大学、南京理工大学、中科院力学所、空军工程大学等多个科研院所也开展了脉冲爆震燃烧技术基础研究，并取得了一

定的研究成果。

总的来看，我国PDE技术的发展仍处于原理研究和样机试制阶段，技术发展水平与国外相比还存在不少的差距。

旋转爆震发动机

在DARPA和NASA的支持下，以美国空军实验室、海军实验室、普惠公司、洛克达因公司、密歇根大学、辛辛那提大学、俄亥俄州立大学、得克萨斯大学阿灵顿分校、波音公司等为代表，开展了偏工程应用的旋转爆震数值模拟和试验研究，已经开始采用连续旋转爆震燃烧室替代主燃烧室的测试。各高校还围绕着机理问题开展理论分析、数值模拟和试验研究，主要包括燃料喷注与混合、爆震波起爆、燃烧室内爆震波模态、爆震波自持传播机理、燃烧室内压力对上游的影响等。由于总体路线清晰、试验设备先进，测量方式多样，学校和工程单位分工明确、合作充分，美国在旋转爆震机理研究和工程化应用方面属世界领先。

2016年7—9月，俄罗斯先期研究基金会会对液氧-煤油RDE样机进行了33次点火试验，实现连续爆震，产生稳定推力。据俄罗斯卫星网、俄新社等多家媒体报道，俄罗斯战

略导弹部队于2016年10月25日在俄奥伦堡州成功试射了Yu-71高超声速飞行器，该飞行器最终抵达位于俄远东勘察加半岛的库拉靶场，实现了高超声速飞行，Yu-71飞行器飞行速度为5km/s(约Ma15)，就该飞行器目前的飞行速度来讲，爆震发动机是其可能的动力形式。2017年，俄罗斯科学院开展了旋转爆震冲压发动机风洞试验，自由来流的速度为Ma4~8，采用氢燃料的旋转爆震冲压发动机(直径为0.31m，长度为1.05m)，最大比冲为3600s。

法国一方面与俄罗斯开展国际合作，一方面自己独立研制，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。用高频压力频谱分析的方法为手段，证实了氢气/氧气、甲烷/氧气组合的旋转爆震，并且在燃烧室外径100mm的发动机上得到了338.5N的推力。另外，还进行了发动机推力矢量调节能力、复合材料热防护等试验。未来推进技术项目中，计划重点研制氢气/液氧组合的连续旋转爆震发动机，用于多级火箭上。2011年6月21日，MBDA公司发布了基于连续旋转爆震发动机的“英仙座”超声速导弹系统概念，指出新型的冲压连续旋转爆震发动机

(见图10)大大提升了超声速导弹的性能,并将这种新型号与原有布拉莫斯导弹进行对比:在有效载荷1.96kN,巡航速度 $Ma3$ 相同的情况下,新型号可将发射质量由3000kg降为800kg,弹长由8.4m降为5m。据称,基于冲压连续旋转爆震发动机的“英仙座”超声速导弹预计于2030年列装。

波兰华沙工业大学对连续爆震火箭发动机开展了广泛的试验研究。在不同燃烧室尺寸、不同燃料、不同氧化剂、不同入流总压和不同背压条件下开展试验,得到了长时间稳定传播的连续爆震,试验的推力性能测量中,在内直径140mm、外直径150mm的甲烷/氧气连续爆震火箭式发动机燃烧室内获得了平均250~300N的推力,并计划研制基于火箭式的RDE,并将其应用到欧洲小卫星计划的卫星动力系统中。

北京大学以数值模拟为主,利用粒子跟踪法对RDE的热力学性能进行了二维和三维分析,爆震燃烧的平均热效率为31%,RDE的整体

热效率为26.4%,较为准确地确认了RDE的性能优势。开展了氢气/氧气旋转爆震试验,实现了多个爆震波头的稳定传播,发现了旋转爆震传播过程中的低频振荡现象。

国防科技大学通过两级收缩热射流管,采用氢气/氧气热射流切向喷射起爆方式,实现了氢气/空气组合的旋转爆震,分析了热射流的填充过程及起爆能量对旋转爆震波建立过程的影响,并对在试验过程中出现的双波对撞传播模式进行了研究,2017年开展了自由射流连续旋转爆震冲压发动机的试验研究,采用的燃烧室外径为120mm、内径为80mm、长度为660mm,燃料比冲为2510s。

中国航天科工集团第三研究院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,研究的内容包括喷注参数对于连续爆震波的影响、液态燃料下爆震波自持传播模态、爆震波稳定性和压力回传,进气段和燃烧室相互作用,起爆参数和预爆管安装位置对于起爆的影响等问题,

通过试验研究了液态碳氢燃料与空气的旋转爆震燃烧特性,探讨了爆震波的传播模式、爆震波的稳定性和压力回传等问题。在连续旋转爆震冲压发动机方面,该研究所开展了总体性能分析,针对一款外径为400mm发动机,计算得到的流量为5.94kg/s,比冲为1649s。

我国旋转爆震研究与世界同时起步,各个高校发挥其理论分析和基础研究的优势,在爆震机理研究方面,开展了大量的基础研究,部分研究领域处于世界领先地位。由于缺乏统筹规划和目标牵引,再加上受试验条件、测试方法的限制,参数性和指标性的研究成果较少,距离工程化应用还有一定的距离。

结束语

由于爆震发动机具有独特的优点,它在军用和民用等方面有着广阔的应用前景,可能成为21世纪新型动力装置。近期,它可作为无人驾驶飞机、靶机、引诱飞机、靶弹动力装置以及小运载的上面级发动机;中期,它可作为高超声速隐身侦察机、巡航导弹动力装置以及空间作战平台的变轨发动机、姿态控制发动机;远期,它可以作为战略飞机、航天飞机组合动力装置。

我们应从爆震发动机工程应用背景出发,掌握工作机理,突破关键技术,使脉冲爆震发动机有效推力增大、旋转爆震发动机旋转爆震稳定传播时间延长,并拓展爆震发动机进气马赫数,尽早完成可用于工程应用的爆震发动机的研制。

航空动力

(秦亚欣,中国航发研究院,高级工程师,主要从事航空发动机战略与规划研究)

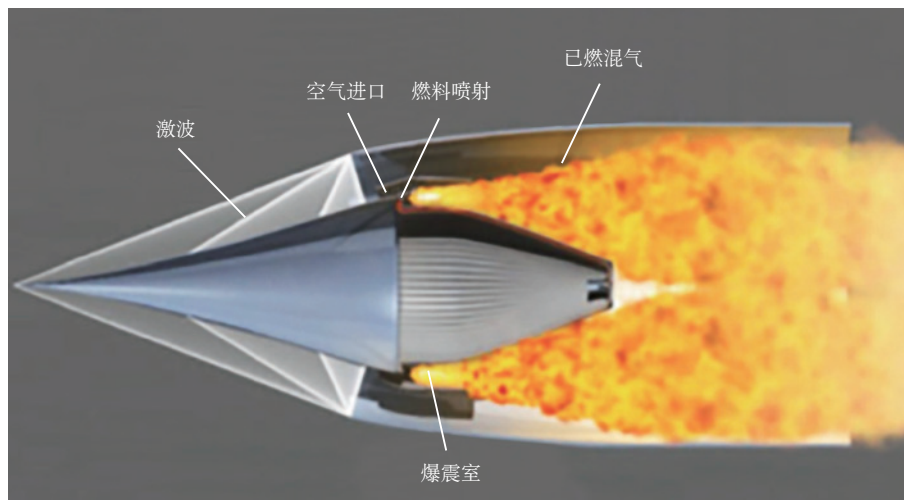


图10 冲压连续旋转爆震发动机