

脉冲爆震涡轮发动机研究进展

郑龙席, 卢杰, 严传俊, 邱华, 王治武, 黄希桥, 李晓丰
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 介绍了脉冲爆震涡轮发动机的基本概念、主要结构形式以及基本特点. 详细介绍了国内外研究状况及课题组的最新研究进展, 对脉冲爆震涡轮发动机需要突破的关键技术、主要研究内容以及发展途径进行了探讨. 研究表明: 相比于传统的涡轮喷气发动机, 脉冲爆震涡轮发动机的耗油率能降低 5%~15%; 在相同的燃烧室入口条件下, 与等压燃烧驱动涡轮相比, 用脉冲爆震燃烧驱动涡轮时的涡轮的单位输出功率要高; 实现了由脉冲爆震燃烧室驱动涡轮, 涡轮带动压气机给脉冲爆震燃烧室供气的自吸气模式, 表明用脉冲爆震燃烧室代替传统等压燃烧室是完全可行的.

关 键 词: 脉冲爆震波; 脉冲爆震燃烧室; 涡轮; 涡轮发动机; 脉冲爆震涡轮发动机

中图分类号: V235

文献标志码: A

Research progress on pulse detonation turbine engine

ZHENG Long-xi, LU Jie, YAN Chuan-jun, QIU Hua,
WANG Zhi-wu, HUANG Xi-qiao, LI Xiao-feng
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Basic concept, main structures and primary characteristics were reviewed of pulse detonation turbine engine. A detail trend at home and abroad of its development was presented; the results of our recent experimental researches were summarized; the key technology and research areas of pulse detonation turbine engine were discussed. Performance calculations show that the specific fuel consumption of pulse detonation turbine engine could have a reduction about 5% to 15% compared with that of traditional turbine jet engine. The specific power of the turbine driven by pulse detonation combustor is higher than that driven by constant pressure combustor under the same inlet conditions of the combustors. A self-aspirated model was successfully achieved by driving the turbine with pulse detonation combustor whose oxidant was supplied by the turbine driven compressor. The results verify the feasibility of substituting the traditional constant pressure combustor with pulse detonation combustor.

Key words: pulse detonation wave; pulse detonation combustion; turbine;
turbine engine; pulse detonation turbine engine

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, PDE)是利用周期性的爆震波产生的高温高压燃气来产生推力的新概念发动机. 这种发动机因为

具有循环热效率高、结构简单等优点而受到国内外研究人员的广泛关注^[1]. 根据其用途的不同, 可以将吸气式脉冲爆震发动机大致分为 3 类: 纯脉

收稿日期: 2013-03-19

作者简介: 郑龙席(1970—), 男, 陕西西安人, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为航空发动机燃烧与流动, 新概念航空航天推进技术, 航空发动机强度、振动与可靠性.

冲爆震发动机、混合式脉冲爆震发动机和组合式脉冲爆震发动机^[2]。其中混合式脉冲爆震发动机(hybrid pulse detonation engine)是一种用脉冲爆震燃烧室(pulse detonation combustor, PDC)来代替传统涡轮喷气发动机燃烧室的发动机,也称为脉冲爆震涡轮发动机(pulse detonation turbine engine, PDTE)。

脉冲爆震涡轮发动机的主要优点有:

1) 循环的热效率高(等压循环的热效率为 0.27, 等容循环的热效率为 0.47, 爆震循环的热效率为 0.49)。

2) 结构相对简单, 质量轻, 发动机的推质比高。爆震燃烧具有自增压作用(爆震燃烧后的 PDC 出口燃气的平均总压能增加 6 倍左右), 用 PDC 代替传统发动机的主燃烧室后, 高压部件的级数可大大减少, 甚至直接替代核心机, 从而大大减轻发动机质量, 提高发动机的推质比。

3) 单位燃油消耗率低。用 PDC 替代高涵道比涡扇发动机的主燃烧室后, 在飞行高度为 10668m, 飞行马赫数为 0.85 时发动机的单位燃油消耗率能降低 8%~10%^[3]。

4) 增推效果好。与传统加力相比, 采用脉冲爆震外涵加力燃烧室的涡扇发动机, 发动机推力可提高 1 倍^[4]。

5) 排气污染少。爆震波是超声速传播的, 所以爆震燃烧快, 效率高, 产物在高温区停留时间短, 污染物尤其是氮氧化物的排放能大大减少^[2]。

6) 与纯脉冲爆震发动机相比, 功率提取更加方便。脉冲爆震涡轮发动机充分利用燃气涡轮发动机机械功率提取高的优势, 扩展了脉冲爆震发动机的应用范围。

7) 与纯脉冲爆震发动机相比, 脉冲爆震涡轮发动机能真正实现地面起动。

PDC 可替代传统涡扇发动机、地面燃机、涡轴发动机的主燃烧室或加力燃烧室, 脉冲爆震涡轮发动机可用作无人驾驶飞机、超声速远程导弹、直升机、舰船、超声速战术飞机、民用客机、战略飞机、空天飞机等的动力装置。

1 脉冲爆震涡轮发动机的分类及定义

根据 PDC 位置的不同可以将脉冲爆震涡轮发动机主要分为 4 种。

1) 带 PDC 加力燃烧室的涡轮喷气或涡扇发动机。这种结构下传统涡轮喷气发动机的加力燃

烧室被脉冲爆震燃烧室所替代, 其基本结构如图 1 所示。

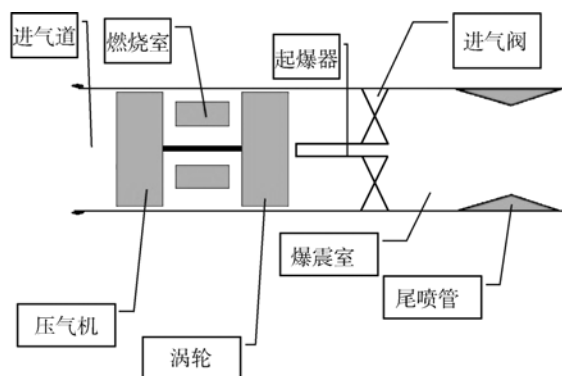


图 1 带 PDC 加力燃烧室的涡轮喷气发动机
Fig. 1 Turbojet engine with PDC afterburner

2) 带 PDC 主燃烧室的涡轮喷气或涡扇发动机。这种结构下传统发动机的主燃烧室被 PDC 替代, 爆震燃烧产物驱动涡轮后, 经过加力燃烧室从尾喷管高速排出产生推力。其基本结构如图 2 所示。

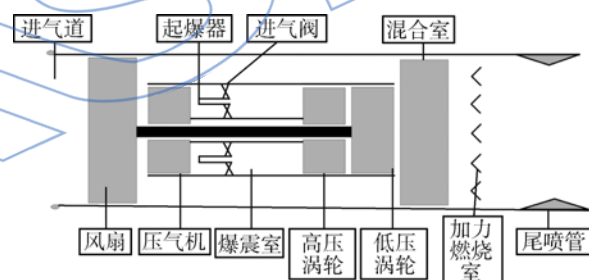


图 2 带 PDC 主燃烧室的涡扇发动机
Fig. 2 Turbofan engine with PDC core burner

3) 带 PDC 主燃烧室的涡轮轴/螺旋桨发动机。这种结构下, 涡轮轴/螺旋桨发动机的主燃烧室被 PDC 替代, 脉冲爆震燃烧产物的能量基本上由涡轮提取并输出轴功率。其基本结构如图 3 所示。

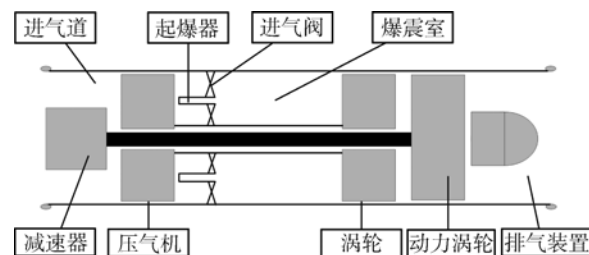


图 3 带 PDC 主燃烧室的涡轮轴/螺旋桨发动机
Fig. 3 Turboshift/turboprop engine with PDC core burner

4) 带 PDC 外涵加力燃烧室的涡扇发动机. 这种结构下, 发动机的外涵道安装有脉冲爆震加力燃烧室, 其基本结构如图 4 所示.

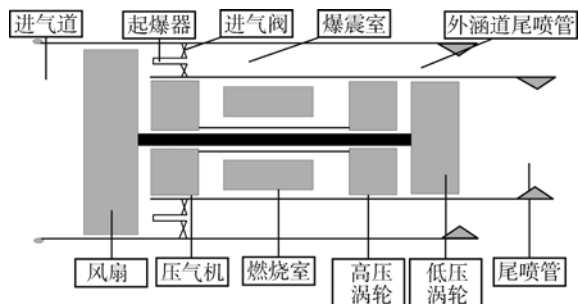


图 4 带 PDC 外涵加力燃烧室的涡扇发动机

Fig. 4 Turbofan engine with PDC duct afterburner

2 脉冲爆震涡轮发动机国内外研究现状及发展趋势

将增压燃烧与涡轮组合起来提供动力的想法最早可以追溯到 1900 年, 但是关于脉冲爆震涡轮发动机的研究却是 2000 年以后才出现. 研究人员从性能计算、数值模拟和实验 3 个方面对脉冲爆震涡轮发动机进行了广泛的研究.

2.1 国外研究现状及趋势

国外开展脉冲爆震涡轮发动机的主要研究机构包括 NASA 格兰全球研究中心、GE 全球研究中心、辛辛那提大学以及日本筑波大学等.

2.1.1 性能计算

美国空军实验室的 Mawid 等^[4]利用三维数值模拟对装有 PDC 外涵加力燃烧室的涡扇发动机的性能进行了评估. 结果表明: 当 PDC 工作频率超过 100 Hz 甚至更高时, 装有 PDC 外涵加力燃烧室的涡扇发动机的性能与带传统加力燃烧室的涡扇发动机的性能相比有明显提高, 发动机推力增加一倍, 耗油率降低了一半. 随后研究人员利用考虑 PDC 详细工作过程的准一维数值模拟和传统的性能分析软件如 NPSS (numerical propulsion systems simulation) 等对脉冲爆震涡轮发动机的性能进行大量的分析工作, 结果表明: 脉冲爆震涡轮发动机与传统的涡轮喷气发动机相比性能有明显提高, 对于带 PDC 主燃烧室的涡轮喷气发动机, 其耗油率与传统等压燃烧室的涡轮喷气发动机相比能降低 5%~15%. 具体研究概况见表 1.

表 1 国外脉冲爆震涡轮发动机性能研究概况一览表

Table 1 List about performance study of pulse detonation turbine engine from abroad

结构类型	推进剂	性能计算方法	工作状态	结论	来源
结构 2	Jet-A-空气	NPSS 性能计算代码	飞行高度为 10 668 m, 飞行马赫数为 0.85	推力增加 2%, 耗油率降低 8%~10%	NASA 格兰全球研究中心 ^[3]
结构 1	JP8-空气	三维数值模拟+热力循环分析	海平面状态	性能优于传统加力燃烧室	美国空军实验室 ^[5-6]
结构 2	未知	准一维代码	未知	耗油率降低 5%	GE 全球研究中心 ^[7]
结构 2	Jet-A-空气	解析模型+NPSS 性能计算代码	海平面状态	设计工况下推力不变时, 耗油率降低 8%	空军技术学院 ^[8]
结构 2	甲烷-空气	PDC 特性图法+极限循环分析法	海平面状态	热效率高干传统发动机	GE 全球研究中心 ^[9]
结构 2	乙烯-空气	准一维代码	未知	未知	GE 全球研究中心 ^[10]

2.1.2 数值模拟

数值模拟方面的主要研究工作集中在爆震波与涡轮的相互作用, 包括二维和三维以及考虑详细化学反应机理的数值模拟. GE 全球研究中心的 Rasheed 等^[11]以氢气和空气为燃料, 对 PDC 与二维涡轮叶栅的相互作用进行数值模拟与实验

研究. 数值模拟与实验研究都表明: 爆震波通过二维涡轮叶栅后, 会反射一道强激波, 并且有一道弱激波通过涡轮叶栅通道向下游传播; 日本的 Nango 等^[12-14]以氢气为燃料用 5 步简化机理研究了 PDC 与二维涡轮叶栅的相互作用, 并计算了涡轮的输出功以及热效率, 随后用两种方法计算了涡

轮的输出功率,并研究了涡轮转速和涡轮输出功率的关系;日本航空宇航研究机构^[15]还利用数值模拟对涡轮的设计进行了初步的研究;Xia 等^[16]对脉冲爆震涡轮发动机进行建模并进行了三维的数值模拟,研究了多管 PDC 的相互作用;NASA 格兰全球研究中心的 Van Zante 等^[17]利用 TURBO 软件对 PDC 与单级轴流涡轮相互作用的流场进行三维数值模拟并分析了通过涡轮后排气噪声的衰减以及涡轮的效率。

2.1.3 实验研究

关于脉冲爆震涡轮发动机的实验研究主要集中在 PDC 与涡轮的匹配,重点关注这种组合系统的热效率、涡轮的效率以及输出功。

美国空军研究实验室的 Hoke 等^[18-19]对带涡轮增压器的自吸气式脉冲爆震发动机进行了研究.该实验证明了 PDC 同涡轮组合的方案是可行的,而且加装涡轮有利于降低脉冲爆震发动机的噪声.美国空军研究实验室^[20-25]对这种 PDC 与涡轮增压器的组合系统(PDTE)的非定常性能开展详细的研究.其实验系统如图 5.实验结果表明:在相同的燃烧室入口条件下,与等压燃烧室(constant pressure combustor, CPC)驱动涡轮相比, PDC 驱动涡轮时的单位输出功率增加了 41.3%,耗油率降低了 28.7%,其实验得到的两种涡轮单位输出功率见图 6^[20](图中 lb 表示质量单位磅;hp 表示功率单位马力)。



图 5 美国空军实验室 PDTE 照片
Fig. 5 Photo of PDTE in Air Force Research Laboratory

除了美国空军研究实验室外,美国 GE 全球研究中心也对 PDC 与涡轮的相互作用进行了详细的研究. Rasheed 等^[26-31]对八管 PDC 与大尺寸单级轴流涡轮相结合的混合推进系统进行了实验研究,以验证多管 PDC 与轴流涡轮组合系统的可行性.其实验系统结构剖面图如图 7 所示.实验结

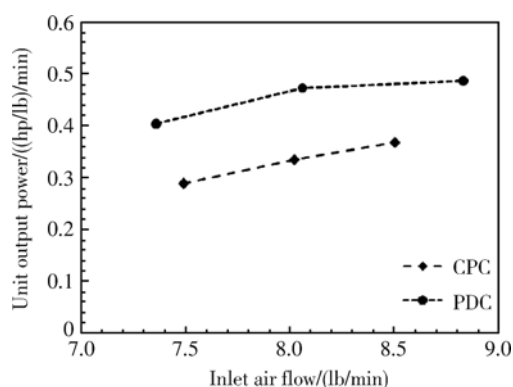


图 6 CPC 和 PDC 驱动涡轮时涡轮的单位输出功率^[20]

Fig. 6 Unit output power of turbine for CPC and PDC configurations^[20]

果显示:在测量误差范围内,涡轮的性能与定常燃烧的性能几乎没有区别,而且在脉冲爆震燃烧模式下整个系统的性能比定常燃烧状态下系统的性能要好。

辛辛那提大学^[32-36]建立了六管并联 PDC 与小型轴流涡轮的组合系统,并进行了实验研究.实验显示:在涡轮的工作特性范围内, PDC 驱动涡轮的性能比 CPC 驱动涡轮的性能要好。

另外,日本筑波大学^[37]对脉动气流与向心涡轮的相互作用进行了实验研究.埼玉大学^[38]研究了单管、双管 PDC 与向心涡轮的相互作用,发现并联双管 PDC 工作过程中,从相邻爆震管传来的不仅有激波还有燃烧产物。

为了研究直接在爆震排气流作用下涡轮的真实性能,辛辛那提大学^[39-40]建立了新的吸气式六管 PDC 与轴流涡轮直连的组合实验系统,见图 8.目前已对这个系统进行了初步测试,下一步将就脉冲爆震排气流作用下的涡轮性能进行详细的实验研究.美国空军研究实验室^[41]同伯明翰大学合作,也建立了一个类似的实验装置,以研究在非定常脉动气流作用下涡轮的性能。

2.2 国内研究现状和发展方向

国内的主要研究工作集中在西北工业大学.西北工业大学在 21 世纪初期开始对新概念的 PDC 与涡轮组合的发动机系统进行研究,主要包含以下方面的研究工作:

1) 利用爆震波理论和脉冲爆震涡轮发动机的工作原理建立了脉冲爆震涡轮发动机的工作循环和性能计算方法^[42-44].初步的性能计算结果显示:装有 PDC 的燃气涡轮发动机的单位推力提高

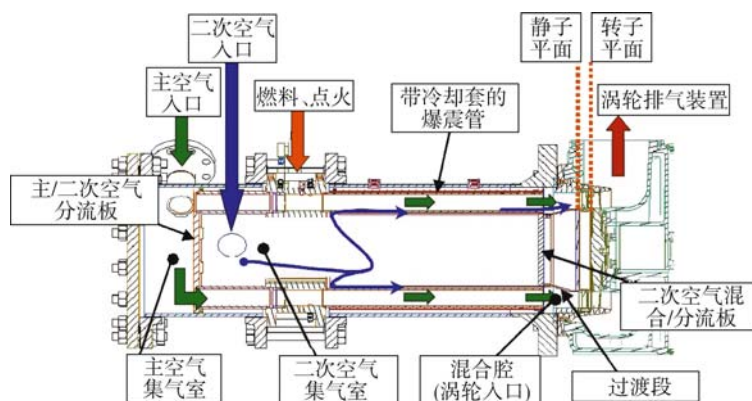


图7 GE全球研究中心脉冲爆震涡轮系统剖面图

Fig. 7 Cross-section view of pulse detonation turbine system in General Electric Global Research Center

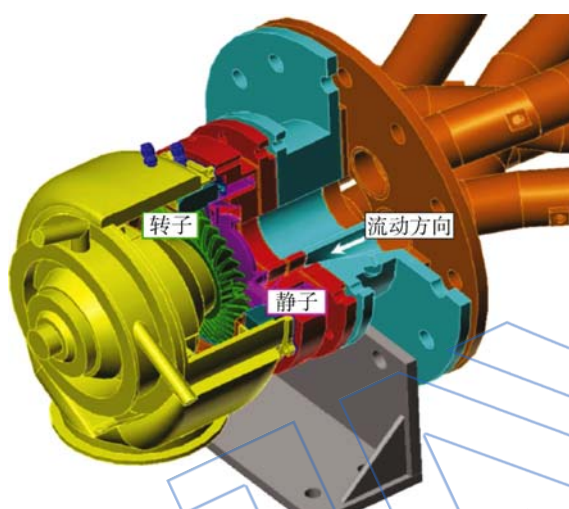


图8 六管PDC与轴流涡轮直连系统

Fig. 8 Six-tube PDC and axial turbine direct connected system

吸气工作模式,PDC的工作频率高达40 Hz,充分验证了用PDC代替CPC的可行性.下一步的目标是提高发动机工作频率及性能.

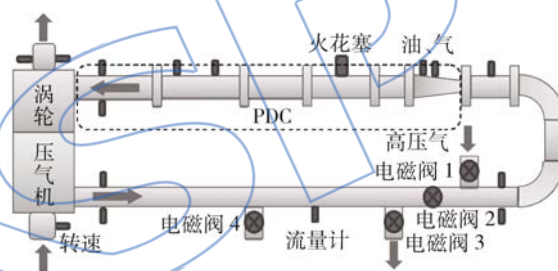


图9 西北工业大学脉冲爆震涡轮发动机试验系统结构简图

Fig. 9 Structure sketch of pulse detonation turbine engine test system in Northwestern Polytechnical University

了27.1%,单位燃油消耗率降低了21.3%.

2) 对爆震波与涡轮静止叶片的相互作用进行了数值模拟^[45].结果显示爆震波通过涡轮静止叶片后峰值压力会衰减,同时会向上游反射一道激波.

3) 设计、集成了由涡轮增压器,PDC,燃油供给单元、润滑单元和测控单元构成的脉冲爆震涡轮发动机原理性实验系统,如图9.研究了这种系统的噪声辐射特性^[46];对爆震波与涡轮的相互作用进行实验研究,获得了整个系统的性能^[47-49].实验表明压气机的压比、效率以及涡轮的功率随着PDC工作频率的增大而增大.

4) 对压气机、PDC及涡轮三者之间的匹配机理进行实验研究.利用这套实验系统实现了由PDC驱动涡轮,涡轮带动压气机,压气机压缩空气给PDC供气的自吸气工作模式.目前已经实现了双管PDC驱动涡轮,压气机给PDC供气的自

3 脉冲爆震涡轮发动机的关键技术

虽然国内外在性能计算、数值模拟以及实验等各个方面对脉冲爆震涡轮发动机进行了广泛的研究,但是脉冲爆震涡轮发动机的研究还处于初步阶段,有很多亟待解决的关键技术难题,主要包括以下几个方面:

1) 稳定可靠的高频短距起爆技术.

形成频率可控的脉冲爆震波是脉冲爆震涡轮发动机正常工作的关键.由于直接起爆需要巨大的能量,目前常用的方法是通过缓燃向爆震转变成爆震波.这个方法虽然能够实现较高频率的爆震起爆,但是会带来很大的能量损失.因此脉冲爆震涡轮发动机的发展需要解决高频短距起爆问题.需要研究的问题包括:①先进的点火方法,如预爆管点火、瞬态等离子体点火、分布式点火源点火等;②PDC内障碍物的结构优化;③液态燃料

的喷射与混合以及起爆。

2) 多管 PDC 的协调稳定工作。

多管 PDC 工作过程中会相互影响,合理设计多管 PDC 头部的进气结构(有阀无阀)、PDC 出口同涡轮的连接结构将是未来研究的重点。

3) 脉冲爆震涡轮发动机流场测量与诊断技术。

4) PDC 与涡轮的匹配问题。

PDC 出口存在涡轮转动部件,PDC 工作循环也会受涡轮的影响。另一方面,PDC 出口气流是高幅值脉动的非定常流动,涡轮入口的参数变化剧烈。现有的涡轮设计方法很难保证这种高幅值脉动气流作用下涡轮的功率提取效率。因此需要研究的问题包括:①PDC 与涡轮的相互作用;②涡轮的非定常效率以及功率输出;③适合 PDC 的涡轮结构强度设计等。

5) 压气机与 PDC 的匹配问题。

爆震波形成后 PDC 是高压燃气,所以必须在压气机和 PDC 之间设计合适的气动阀或者机械阀,以防止 PDC 的高压燃气倒流进入压气机,引起压气机的喘振,导致压气机无法正常工作。合理的机械阀或者气动阀的结构设计与优化是未来一个重要的挑战。需要研究的问题包括:①机械阀/气动阀/旋转阀的结构设计;②脉动出口条件下压气机的效率、稳定性;③压气机与多管 PDC 之间的协调工作等。

6) 脉冲爆震涡轮发动机的性能分析方法与数值模拟技术。

7) 脉冲爆震涡轮发动机的降噪技术。

8) 脉冲爆震涡轮发动机的非稳态循环参数与性能参数测量技术。

9) 脉冲爆震涡轮发动机的控制技术,包括多管 PDC 控制策略、推力调节策略等。

10) 发动机与飞行器的一体化设计等。

4 结 论

脉冲爆震涡轮发动机作为一种新概念发动机,具有许多突出的优点和广阔的应用前景,有望成为未来最先进的动力装置之一。现有的研究成果表明脉冲爆震涡轮发动机的概念是完全可行的,该领域的研究在国内外都处于初步阶段,仍有许多关键技术需要进一步深入研究和突破。

参考文献:

[1] Kailasanath K. Research on pulse detonation combustion

systems; a status report[R]. AIAA-2009-631, 2009.

- [2] 严传俊,范玮,黄希桥. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [3] Petters D P, Felder J L. Engine system performance of pulse detonation concepts using the NPSS program[R]. AIAA-2002-3910, 2002.
- [4] Mawid M A, Park T W, Sekar B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner[R]. AIAA-2000-3474, 2000.
- [5] Mawid M A, Park T W. Towards replacement of turbofan engines afterburners with pulse detonation devices[R]. AIAA-2001-3470, 2001.
- [6] Mawid M, Arana C, Park T, et al. Turbofan engine thrust augmentation with pulse detonation afterburners-nozzle influence[R]. AIAA-2002-4073, 2002.
- [7] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Experimental investigations of an axial turbine driven by a multi-tube pulsed detonation combustor system[R]. AIAA-2005-4209, 2005.
- [8] Andrus I Q, King P I. Evaluation of a high bypass turbofan hybrid utilizing a pulsed detonation combustor[R]. AIAA-2007-5074, 2007.
- [9] Pinggen F, Tangirala V. Effect of mixture properties on the performance estimates of a pulse detonation combustor-based hybrid engine[R]. AIAA-2007-5391, 2007.
- [10] Fuhua M, Thomas L, Venkat T. Limit cycle investigations of pulse detonation combustor for pulse detonation turbine engine[R]. AIAA-2010-6714, 2010.
- [11] Rasheed A, Tangirala V E, Vandervort C L, et al. Interactions of a pulsed detonation engine with a 2D turbine blade cascade[R]. AIAA-2004-1207, 2004.
- [12] Nango A, Inaba K, Kojima T. Aerodynamic effect of turbine blade geometry in pulse detonation combustor[R]. AIAA-2007-1176, 2007.
- [13] Nango A, Inaba K, Kojima T, et al. Numerical study of detonation interaction with a single-stage axial turbine[R]. AIAA-2008-985, 2008.
- [14] Nango A, Inaba K, Kojima T, et al. Numerical study on single-stage axial turbine with pulse detonation combustor[R]. AIAA-2009-294, 2009.
- [15] Kojima T, Tsuboi N, Taguchi H, et al. Design study of turbine for pulse detonation combustor[R]. AIAA-2007-5081, 2007.
- [16] Xia G, Li D, Merkle C. Modeling of pulse detonation tubes in turbine systems[R]. AIAA-2005-0225, 2005.
- [17] Van Zante D, Envia E, Turner M. The attenuation of a detonation wave by an aircraft engine axial turbine stage[R]. NASA TM-2007-214972, 2007.
- [18] Hoke J, Bradley R, Stutrud J, et al. Integration of a pulsed detonation engine with an ejector pump and with a turbo-charger as methods to self-asperate[R]. AIAA-2002-0615, 2002.
- [19] Schauer F, Bradley R, Hoke J. Interaction of a pulsed detonation engine with a turbine[R]. AIAA-2003-0891, 2003.

- [20] Rouser K P, King P I, Schauer F R, et al. Unsteady performance of a turbine driven by a pulse detonation engine [R]. AIAA-2010-1116, 2010.
- [21] Rouser K P, Schauer F R, Sondergaard R, et al. Parametric study of unsteady turbine performance driven by a pulse detonation combustor [R]. AIAA-2010-6536, 2010.
- [22] Rouser K P, King P I, Schauer F R, et al. Time-accurate flow field and rotor speed measurements of a pulsed detonation driven turbine [R]. AIAA-2011-0577, 2011.
- [23] Rouser K P, King P I, Schauer F R, et al. Performance of a turbine driven by a pulsed detonation combustor [R]. Denver, Colorado, US: The ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2011.
- [24] Rankin B A, Gore J P, Hoke J L, et al. Radiation measurements and temperature estimates of unsteady exhaust plumes exiting from a turbine driven by pulsed detonation combustion [R]. AIAA-2013-0886, 2013.
- [25] Rouser K P, King P I, Schauer F R, et al. Experimental performance evaluation of a turbine driven by pulsed detonations [R]. AIAA-2013-1212, 2013.
- [26] Rasheed A, Furman A, Dean A J. Experimental investigations of an axial turbine driven by a multi-tube pulsed detonation combustor system [R]. AIAA-2005-4209, 2005.
- [27] Baptista M, Rasheed A, Badding B, et al. Mechanical response in a multi-tube pulsed detonation combustor-turbine hybrid system [R]. AIAA-2006-1234, 2006.
- [28] Rasheed A, Furman A, Dean A. Wave attenuation and interactions in a pulsed detonation combustor-turbine hybrid system [R]. AIAA-2006-1235, 2006.
- [29] Rasheed A, Furman A, Dean A J. Wave interactions in a multi-tube pulsed detonation combustor-turbine hybrid system [R]. AIAA-2006-4447, 2006.
- [30] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Pressure measurements and attenuation in a hybrid multi-tube pulse detonation system [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25 (1): 148-161.
- [31] Rasheed A, Furman A H, Dean A J. Experimental investigations of the performance of a multitube pulse detonation turbine system [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27 (3): 586-596.
- [32] Glaser A J, Caldwell N, Gutmark E. Performance measurements of a pulse detonation combustor array integrated with an axial flow turbine [R]. AIAA-2006-1232, 2006.
- [33] Caldwell N, Glaser A, Gutmark E. Acoustic interactions of a pulse detonation engine array with a gas turbine [R]. AIAA-2006-1233, 2006.
- [34] Glaser A J, Caldwell N, Gutmark E. Performance of an axial flow turbine driven by multiple pulse detonation combustors [R]. AIAA-2007-1244, 2007.
- [35] Caldwell N, Brunet R, Antoine A, et al. Experimental analysis of a hybrid pulse detonation combustor/gas turbine engine [R]. AIAA-2008-121, 2008.
- [36] Caldwell N, Gutmark E. Performance analysis of a hybrid pulse detonation combustor/gas turbine system [R]. AIAA-2008-4880, 2008.
- [37] Tsukui A, Matsumoto K, Kasahara J, et al. Research on interaction between an intermittent flow and a PDE turbine [R]. AIAA-2009-295, 2009.
- [38] Tsuji T, Shirakawa S, Yoshihashi T, et al. Interaction between two cylinders in a pulse detonation engine [J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2009, 8 (6): 489-500.
- [39] Munday D, George A S, Driscoll R, et al. The design and validation of a pulse detonation engine facility with and without axial turbine integration [R]. AIAA-2013-0275, 2013.
- [40] George A S, Driscoll R, Munday D, et al. Experimental investigation of axial turbine performance driven by steady and pulsating flows [R]. AIAA-2013-0276, 2013.
- [41] Fernelius M H, Gorrell S E, Hoke J L, et al. Design and fabrication of an experimental test facility to compare the performance of pulsed and steady flow through a turbine [R]. AIAA-2013-0277, 2013.
- [42] 邓君香, 严传俊, 郑龙席, 等. 装有脉冲爆震主燃烧室的燃气涡轮发动机热力性能计算 [J]. 西北工业大学学报, 2008, 26 (3): 362-367.
- DENG Junxiang, YAN Chuanjun, ZHENG Longxi, et al. Calculating performance of gas turbine engine with embedded PDC [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26 (3): 362-367. (in Chinese)
- [43] 陈文娟, 范玮, 邱华, 等. 外涵装有脉冲爆震加力燃烧室的涡扇发动机热力性能分析 [J]. 西北工业大学学报, 2010, 28 (2): 240-244.
- CHEN Wenjuan, FAN Wei, QIU Hua, et al. Exploring calculation of thermodynamic performance of the turbo-fan engine with PDCs (pulse detonation combustors) in BD (bypass duct) [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28 (2): 240-244. (in Chinese)
- [44] CHEN Wenjuan, FAN Wei, QIU Hua, et al. Thermodynamic performance analysis of turbofan engine with a pulse detonation duct heater [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 23 (1): 206-212.
- [45] 蒋联友, 严传俊, 邓君香, 等. 爆震波与涡轮叶片相互作用的数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2009, 24 (1): 60-64.
- JIANG Lianyou, YAN Chuanjun, DENG Junxiang, et al. Numerical simulation of detonation wave interacting with turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (1): 60-64. (in Chinese)
- [46] 郑龙席, 邓君香, 严传俊, 等. 混合式脉冲爆震发动机原理性试验系统设计、集成与调试 [J]. 实验流体力学, 2009, 23 (1): 74-78.
- ZHENG Longxi, DENG Junxiang, YAN Chuanjun, et al. Design integration and debugging on principle test system of hybrid pulse detonation engine [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23 (1): 74-78. (in Chinese)

- [47] DENG Junxiang, ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigations of a pulse detonation combustor integrated with a turbine[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2008, 25(4): 247-257.
- [48] 邓君香, 郑龙席, 严传俊, 等. 脉冲爆震燃烧室与涡轮相互作用的试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 307-312.
- DENG Junxiang, ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigations of interaction of a pulse detonation combustor with a turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 307-312. (in Chinese)
- [49] 邓君香, 郑龙席, 严传俊, 等. 脉冲爆震燃烧室与涡轮组合的性能试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(3): 300-304.
- DENG Junxiang, ZHENG Longxi, YAN Chuanjun, et al. Studying experimentally performances of a pulse detonation combustor(PDC)integrated with a turbine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(3): 300-304. (in Chinese)

JALSP