

爆震发动机研究进展^{*}

王 兵¹, 谢峤峰¹, 闻浩诚¹, 滕宏辉², 张义宁³, 周 林^{2,3}

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;

2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;

3. 北京动力机械研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074)

摘 要: 爆震是实现增压燃烧的一种重要途径, 得益于爆震循环的热效率增益, 基于爆震构建的推进装置具有显著的理论性能优势, 有希望推动航空航天动力技术的跨越发展。本文在总结经典爆震理论和爆震推进相关的基础科学问题进展的基础上, 进一步介绍了连续旋转爆震发动机的低阶模型建立方法以及涡轮式和冲压式连续旋转爆震发动机性能分析等方面的研究进展, 并概括了斜爆震发动机的性能分析和关键问题研究进展。最后基于当前研究基础提出对爆震发动机未来研究的展望。

关键词: 旋转爆震; 斜爆震; 性能分析; 爆震发动机; 综述

中图分类号: V231

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0721-17

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210109

Research Progress of Detonation Engines

WANG Bing¹, XIE Qiao-feng¹, WEN Hao-cheng¹, TENG Hong-hui², ZHANG Yi-ning³, ZHOU Lin^{2,3}

(1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

3. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Detonation is an important way to achieve pressurized combustion. Benefiting from the thermal efficiency gain of detonation cycle, the propulsion device based on detonation has significant theoretical performance advantages, which is expected to promote the leaping development of aerospace power technology. On the basis of summarizing the development of classical detonation theory and basic scientific issues related to detonation propulsion, this paper further introduces the research progress of low-order model establishing method of rotating detonation engine, as well as the performance analysis of turbo and ramjet rotating detonation engine, and summarizes the performance analysis and key problem research progress of oblique detonation engine. Finally, some research prospects on detonation engines are discussed based on the current research progresses.

Key words: Rotating Detonation; Oblique detonation; Performance analysis; Detonation engine; Review

1 引 言

近年来爆震推进正在以颠覆性技术的角色为航空航天领域提供新的发展机遇。这种研究热度, 体现为理论分析模型、数值仿真以及地面测试研究大

量研究报道, 更体现为学术界和工业界的高度融合^[1]。大量研究报道和总结, 为爆震推进技术的快速发展提供了基石; 但也要清醒地注意到, 爆震推进技术的工程化依然有大量问题亟待解决。

国内外已有大量关于爆震燃烧、爆震推进的综

^{*} 收稿日期: 2021-03-01; 修订日期: 2021-03-16。

作者简介: 王 兵, 博士, 特聘研究员, 研究领域为喷雾与燃烧推进。E-mail: wbing@mail.tsinghua.edu.cn

通讯作者: 张义宁, 博士, 研究员, 研究领域为空天新型动力技术。E-mail: yining_pde@nuaa.edu.cn

引用格式: 王 兵, 谢峤峰, 闻浩诚, 等. 爆震发动机研究进展[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 721-737. (WANG Bing, XIE Qiao-feng, WEN Hao-cheng, et al. Research Progress of Detonation Engines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 721-737.)

述文献,例如,波兰华沙理工大学 Wolański 在燃烧学会会刊上的全面综述^[2]、北京大学王健平发表在《航空学报》(英文版)关于“连续旋转爆震研究进展”^[3]。美国 AIAA 增压燃烧技术委员会组织,于 2017 年在《Journal of Propulsion and Power》出版了“增压燃烧”专刊。2019 年清华大学王兵应 ICEDRS 大会邀请,以大会邀请报告的形式全面介绍“连续旋转爆震的研究进展与工程应用”^[4],这也是会议举办以来首次以“连续旋转爆震”为主题的大会报告。同年,清华大学王兵与北京大学王健平共同发起了《AIAA Journal》特刊“连续旋转爆震及其应用的进展”,并合著了综述文章,于 2020 年 12 月出版^[1]。2020 年冬季,受波兰科学院邀请在《Transactions on Aerospace Research》撰写英文综述文章^[5]。本综述相比于以前综述详细介绍了涡轮式、冲压式连续旋转爆震发动机和斜爆震发动机性能分析和关键问题等方面最新研究进展。

本文基于目前国内外有限的研究报道整理形成一篇简要的综述论文,希望能够成为进入该领域的更多早期研究者的“垫脚石”,并起到拓宽思路的作用。本文首先回顾了爆震和爆震推进技术的经典理论和发展历史,然后讨论了连续旋转爆震发动机低阶模型的分析方法,最后介绍了典型爆震推进装置包括旋转爆震涡轮、旋转爆震冲压和斜爆震发动机的性能分析和关键问题的研究进展。

2 爆震理论和爆震推进技术

2.1 爆燃和爆震

燃烧波有两种基本类型:爆燃波和爆震波。表 1 中对比列出了典型气相混合物爆燃和爆震过程的一些基本参数。得益于爆震热力循环的热效率增益,基于爆震构建推进装置具有显著的理论性能优势,近年来爆震推进系统愈发受到各国研究人员的关注。

爆震的相关研究始于 19 世纪 60 年代,Abel^[6]、

Table 1 Comparison of the basic parameters of deflagration and detonation

Parameter	Deflagration	Detonation
Mach number Ma	0.0001~0.0300	4~5
Pressure ratio p_1/p_0	0.980~0.976	13~55
Temperature ratio T_1/T_0	4~16	8~21
Density ratio ρ_1/ρ_0	0.06~0.25	1.4~2.6

Berthelot 等^[7]相继成功测量了几种反应物的爆震波速。1900 年左右,Chapman 和 Jouguet 先后发表了关于爆震波的理论解,并成功预测了爆震波速,也就是著名的 Chapman-Jouguet (C-J) 理论^[8]。作为爆震波的理想简化模型,C-J 理论能够精确预测爆震波前后的物理参数,但却未能描述爆震波的详细结构。20 世纪 40 年代后期,Zeldovich、Neumann 和 Döring 相继建立了描述爆震波的一维层流结构,即 ZND 模型^[8]。ZND 模型更加准确地描述了爆震的一维结构,并解释了病态爆震(Pathological detonation)和非理想爆震的存在机制。

然而,进一步的研究发现,实验中观察到的所有真实爆震波都是非定常的。Campbell 等^[9]率先在螺旋爆震(Spinning detonation)中观察到了爆震波面的横向激波。通过烟迹片手段可以记录下爆震波面横波扫过的轨迹,如图 1(a)所示,这些网格状的结构称为爆震胞格(Detonation cell)^[10],图 1(b)给出了胞格结构示意图^[11]。对于远离临界状态的爆震,胞格尺寸 λ 取决于混合物的组分、当量比、压力和温度等性质。大量研究表明,几何尺寸(管直径或通道宽度)与胞格尺寸的比值是影响爆震波传播的一个重要参数,通常认为爆震波的稳定传播需要高于某一临界值,这一准则在管道爆震^[12-13]和旋转爆震^[14-16]的实验均得到了验证。

2.2 爆燃到爆震转捩(Deflagration to detonation transition, DDT)

爆震的起爆有多种方式。其中,直接起爆需要

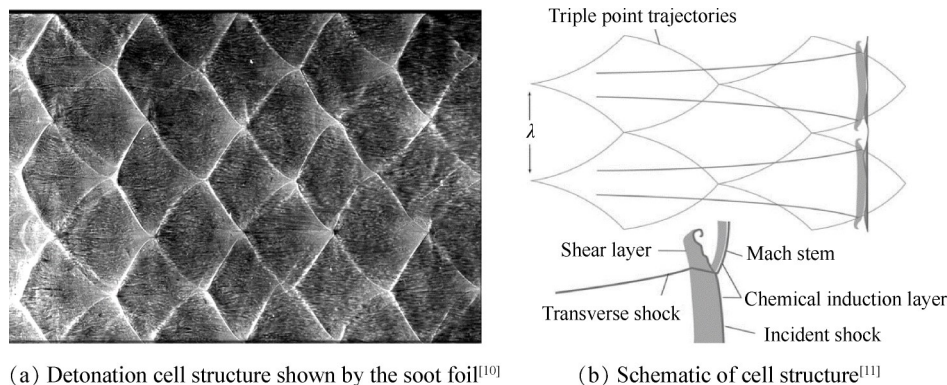


Fig. 1 Detonation cell structure shown by the soot foil and schematic of cell structure

提供高于临界值的起爆能量,但这一临界条件通常难以满足。在多数情况下,爆震的起爆是在点火后经过一段距离的火焰加速、最终触发爆燃到爆震的转换实现,即DDT过程。DDT过程包括两个独立的过程,即火焰加速和爆震起爆,由于这两个过程都具有很强的随机性,因此难以准确预测转换距离或转换时间。Urtiew等^[17]在实验中详细研究了多种起爆模式,研究发现,爆震波的起爆可能来自湍流火焰面、前导激波面或两个前导激波的接触面。尽管这些起爆模式的细节不尽相同,但起爆机制通常都是由激波-火焰相互作用中产生的局部爆炸触发。在爆震燃烧室(如旋转爆震燃烧室)中,DDT通常不是一个重要的过程,一般只存在于起爆的最初阶段^[18]。然而,在某些特定条件下,爆燃状态可能会持续很长时间,甚至会覆盖整个实验过程^[19]。

2.3 连续旋转爆震发动机(Rotating detonation engine, RDE)

旋转爆震(Rotating detonation)这一燃烧形式最早由前苏联科学院 Voitsekhovskii 于1959年在研究横向爆震波时发现^[20],他将氩气稀释的 C_2H_2/O_2 预混气注入圆盘形燃烧室中点燃,并利用完全补偿条纹摄像方法获得了燃烧室内旋转的爆震波结构(图2)。随后在1966年,美国 Nicholls 等^[21]首次提出了将旋转爆震应用于动力系统的理念并开展了实验研究,他们尝试在环形腔室内实现旋转爆震,然而由于组分混合不均匀且燃烧室出口收缩比过大,这一尝试并未成功,实验中只获得了爆燃。1975年前后,Bykoviskii 等^[22]和 Edwards^[23]分别在环形燃烧室中成功实现了旋转爆震,Bykoviskii 等^[24]在后续的工作中进一步验证了旋转爆震在动力系统中应用的可行性。图3^[25]给出了目前连续旋转爆震燃烧室的典型结构,可燃混气从环形燃烧室头部进入,爆震在头部起爆沿周向运动,并在向下游膨胀的高温燃气中形成一道斜激波;爆震波后压力下降,新鲜混气得以持续注入,从而形成连续旋转的爆震波。

作为爆震推进装置的一种,连续旋转爆震发动

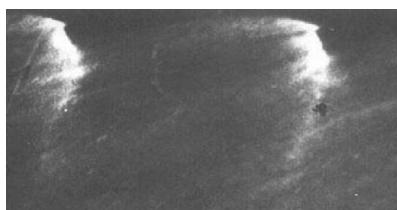


Fig. 2 Photo of rotating detonation waves obtained by Voitsekhovskii^[20]

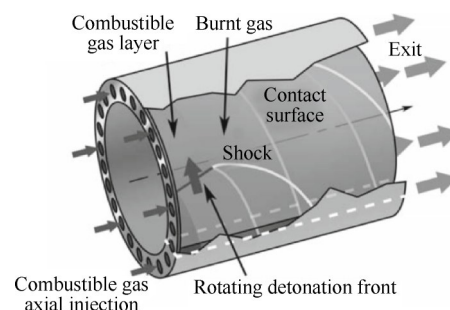


Fig. 3 Schematic of structure and flow field of rotating detonation combustor^[25]

机除了具有潜在的热力循环效率的增益外,其燃烧室结构简单、适用飞行范围宽等优势使其成为了近年来最受关注爆震发动机。至今,针对旋转爆震现象、机理以及稳定性影响因素等关键问题,各国学者已经开展了大量理论和试验研究,取得了显著进展。2011年以来,相关研究结果的发表数量大幅增加,有力支撑了旋转爆震技术的应用前景。目前,包括火箭式^[26]、涡轮式^[27]和冲压式^[28]等在内的多种型式的连续旋转爆震发动机已经得到工程实践。

2.4 驻定爆震发动机(Standing detonation engine, SDE)

使爆震波稳定在超声速来流中的某一特定位置,即所谓的驻定爆震(Standing detonation),是实现吸气式高超声速动力燃烧组织的一种理想方式。驻定爆震发动机的概念在1958年已由Dunlap等^[29]提出,甚至早于连续旋转爆震发动机,但由于理想的正驻定爆震要求来流速度恰好等于C-J爆震速度,一般难以满足,到目前为止,实现驻定爆震的主要方式还是斜爆震(Oblique detonation),即可燃反应物以高于C-J爆震速度的流速冲击楔形或锥形壁面,形成反应面和斜激波耦合的爆震波。斜爆震的理论最早于20世纪60年代已经建立,Pratt对相关理论进行了较为详细的阐述^[30]。

理论上,基于斜爆震构建的吸气式斜爆震发动机(Oblique detonation engine, ODE)能够适应较宽范围(大于C-J爆震速度)的高超声速飞行,且具有爆震发动机的高热循环效率,在高马赫数飞行工况具有显著优势。图4给出了斜爆震发动机的典型结构示意图^[2],主要由进气道、燃料喷注单元、燃烧室和喷管四部分组成。超声速来流经过飞行器前体/进气道压缩后与喷入的燃料混合形成可燃混气,进入燃烧室后在楔形壁面上再次压缩并起爆形成驻定的斜爆震波,随后高温燃气在喷管内膨胀产生推力。与传统超燃冲压发动机不同,斜爆震发动机中燃料在进入

燃烧室前即被喷入,如何避免可燃混气在形成斜爆震前提前燃烧一直是实现这一技术的重要挑战,相关的实验和数值研究还有待进一步开展。

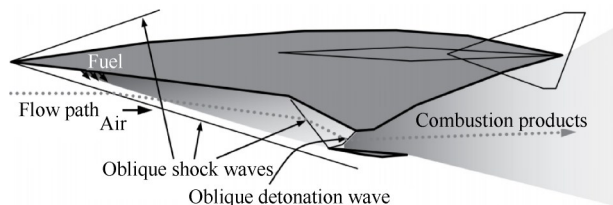


Fig. 4 Structural diagram of oblique detonation engine^[2]

3 连续旋转爆震燃烧室低阶模型

3.1 基本假设

旋转爆震过程具有显著的非定常效应,针对常规燃烧方式的低阶模型不再适用。数值模拟和实验测试的结果均表明,旋转爆震燃烧室的典型流场结构包括沿周向高速旋转的爆震波、附体斜激波以及一系列膨胀波,如图5所示,由于爆震波和斜激波前气流参数不均匀,使得爆震波、斜激波、滑移线会发生弯曲。作为低阶模化方法,为减少计算量,斜激波及其压缩区与膨胀区的滑移线可视为直线。此外,爆震波的周期性传播,导致新鲜预混气向燃烧室中的喷注过程与传统燃烧室具有显著区别。根据旋转爆震燃烧室的流场特征,其热力学过程可分解为新鲜预混气的喷注、旋转爆震以及爆震产物的膨胀3个子过程^[31-35]。因此,分别针对进气、爆震和膨胀过程建模,即可得到旋转爆震过程的热力学模型。

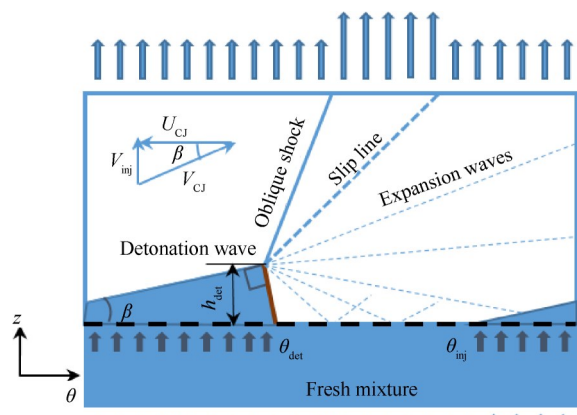


Fig.5 Unfolded rotating detonation combustor illustration with main flow features

3.2 数学物理模型

早期,Sousa等^[36]针对旋转爆震燃烧的特点,提出了考虑发动机整个热力学过程的低阶简化模型,并

对连续旋转爆震涡轮发动机性能进行分析。近期,计自飞等^[35]提出了一种低阶的连续旋转爆震燃烧室模型,认为对于旋转爆震燃烧室的建模,首先是求解爆震波前参数。可燃混气进入爆震燃烧室的参数取决于喷注面上的压力分布。由于膨胀波的作用,喷注面上的压力从爆震波所处的角向位置 θ_{det} 开始沿周向衰减,在某一角向位置 θ_{inj} 处,喷注面上的压力衰减到喷注总压 p_0^* ,可燃混气开始进入爆震室。当喷注面上的压力衰减到临界压力 p_{cr} 时,喷注孔达到流动壅塞。根据质量和能量守恒方程,爆震波前压力 p_1 、温度 T_1 、马赫数 Ma_1 可依次求解。

对于旋转爆震燃烧过程,若来流参数 $p_{\text{inj}}, T_{\text{inj}}$ 已知,基于一维ZND理论可以求解爆震波后参数 $p_{\text{CJ}}, T_{\text{CJ}}$ 以及理论速度 V_{CJ} 。假定新鲜混合气等速进入燃烧室,则爆震波面与新鲜混气和产物的分界面垂直。采用Sichel等^[37]的研究结论,结合一维ZND理论和爆震波后压力的衰减模型,可以得到喷注面的压力分布 $p(\theta)$ 。根据 $p(\theta)$ 可以得到进气区的范围 $\Delta\theta_{\text{inj}}$ 。燃烧室的压力从爆震波所处的角向位置 θ_{det} 开始沿周向衰减,在某一角向位置 θ_{inj} 处压力衰减到喷注总压 p_0^* ,可燃混气开始进入爆震室,从此处开始燃烧室压力等于新鲜混气的压力。相关研究表明,附体斜激波的强度较弱,由于斜激波造成的熵增相比于爆震过程的熵增非常小,同时,由斜激波造成的总压损失与加热造成的总压损失相比也非常小。因此,爆震产物的膨胀过程可按照等熵过程处理。图6总结了以上建立的连续旋转爆震燃烧室的参数化计算模型。

3.3 模型验证及适用范围

本节通过将前文模型的计算结果与数值计算的结论进行比较,来验证其合理性和准确性。图7给出了根据本模型计算的喷注面压力分布与二维、三维数值计算结果的比较,可见本模型的预测结果与二维、三维数值仿真的结果吻合很好。图8给出了根据本模型预测的新鲜预混气质量流率、爆震波高度与数值模拟计算结果的对比。为了直观表征两种方法对应结果之间的差异,引入平均差异AD,其定义如式(1)所示。其中 X_i, X_{i0} 分别表示本文模型计算结果和数值仿真结果, N 表示对比计算的点数。

$$AD = \frac{\sum_{i=1}^N \frac{|X_i - X_{i0}|}{X_{i0}}}{N} \quad (1)$$

通过差异分析可知,在宽广的工况参数范围内,本研究建立的低阶模型关于新鲜预混气质量流量和爆震波高度的计算结果与数值模拟结果的平均差异

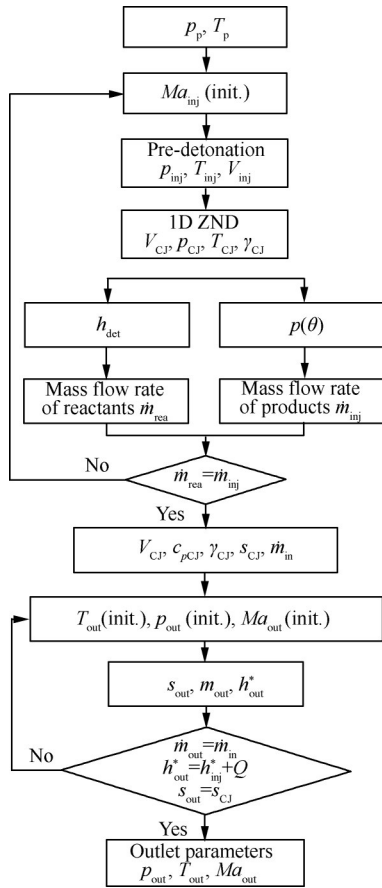


Fig. 6 Summary of the rotating detonation process analysis procedure

分别为7.70%和7.53%。由此可见,本研究提出的旋转爆震过程计算方法合理可行,可用于后续连续旋转爆震涡轮发动机性能的计算分析。

4 连续旋转爆震涡轮发动机性能理论分析

4.1 系统布局与结构

对于连续旋转爆震涡轮发动机的系统构型,以往的方案主要集中在直接由连续旋转爆震燃烧室代替主燃烧室^[36,38-41],并没有考虑涡轮和连续旋转爆震燃烧室之间的相互作用。Sousa等^[36]提出用超声速涡轮代替常规涡轮来解决涡轮与连续旋转爆震燃烧室的匹配问题,但技术成熟度很低。计自飞等^[33,42]提出了一种双流道连续旋转爆震涡轮发动机(DRDATE)的结构布局,如图9所示。通过在连续旋转爆震燃烧室上下游布置隔离段和混合器,实现了叶轮机械与连续旋转爆震燃烧室的匹配。他们还将动力涡轮和动力轴布置在DRDATE(用作燃气发生器)的下游,进而提出了连续旋转爆震涡轮轴发动机的结构,如图10所示。

4.2 性能分析

在本文第3节建立的旋转爆震燃烧室低阶模型基础上,计自飞等^[42]基于工质变比热及化学平衡方法建立双流道连续旋转爆震涡轮发动机DRDATE的

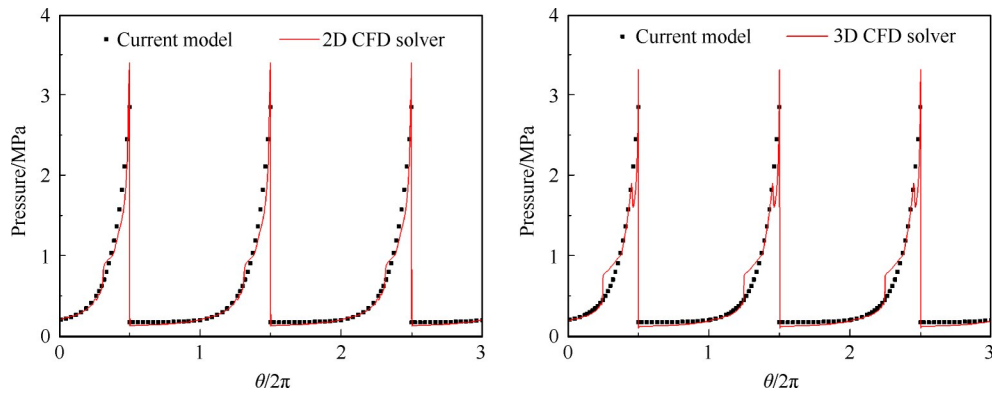


Fig. 7 Comparison of pressure distributions on the thrust wall between the current model and CFD solution

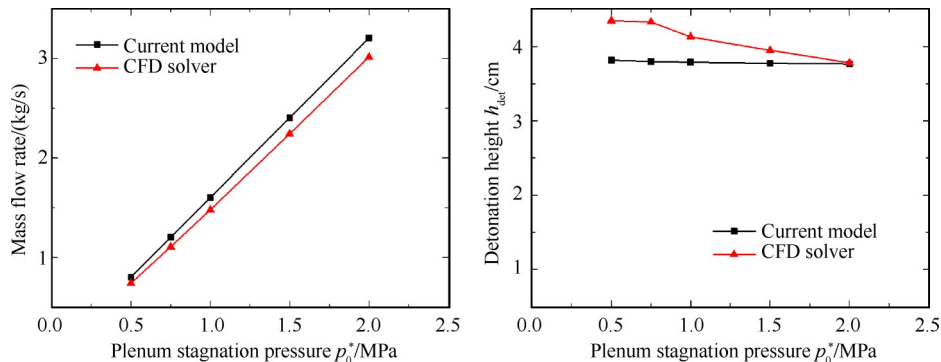


Fig. 8 Model validation of rotating detonation process

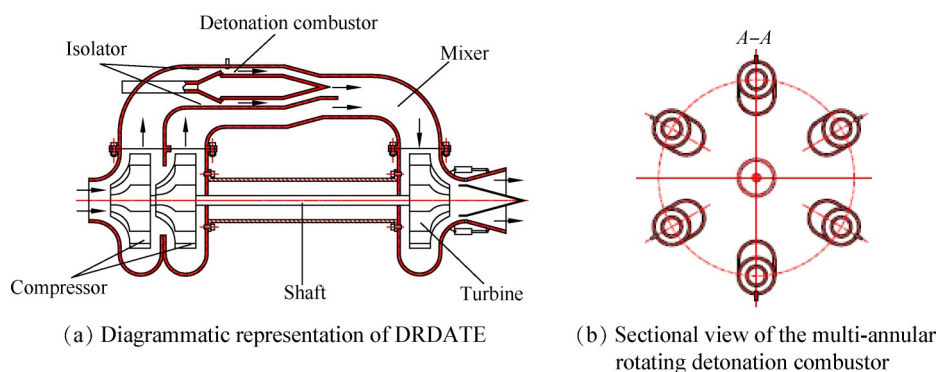


Fig. 9 Schematic structure of DRDATE with the multi-annular rotating detonation combustor^[35]

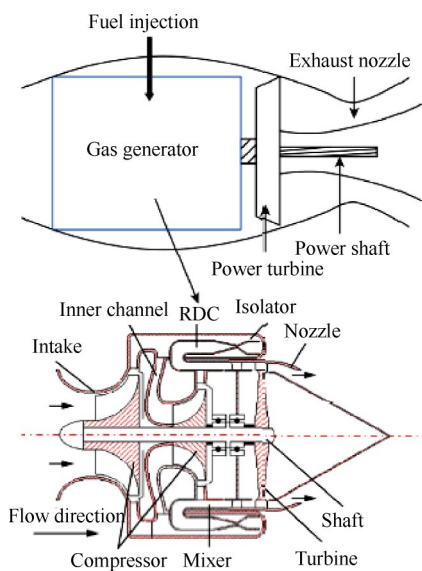


Fig. 10 Configuration of the rotating detonation turboshaft engine^[32]

参数化性能分析模型。在此基础上获得发动机的部件特性及匹配关系,进一步研究了部件参数和飞行参数对发动机总体性能的影响规律。通过与相同设计参数下的传统燃气涡轮发动机性能比较,研究了连续旋转爆震涡轮发动机的性能增益及其变化规律。相关研究表明,循环参数增压比 π_c 和涡轮前温度 T_4^* 对于DRDATE的总体性能具有显著影响。随着增压比的增大,DRDATE的比推力和热效率先增大后减小,耗油率单调减小。随着涡轮前温度的增大,DRDATE的比推力和耗油率单调增大,而热效率先增大后减小。比推力和热效率随增压比的变化规律表明,存在使得比推力和热效率取最大值的最佳增压比,如图11所示。进一步研究表明,最佳增压比随着 T_4^* 、压气机多变效率和涡轮多变效率等参数的增大单调增大。不同飞行条件下总体性能的对比表明,飞行马赫数越大,发动机热效率越高,最大比推力对应的最佳增压比越小,如图12所示。

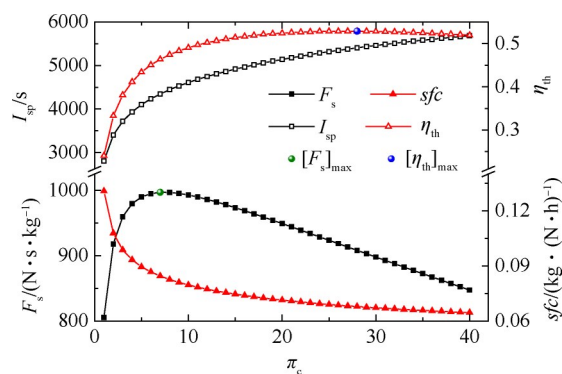


Fig. 11 Variations in performance metrics with π_c ^[31]

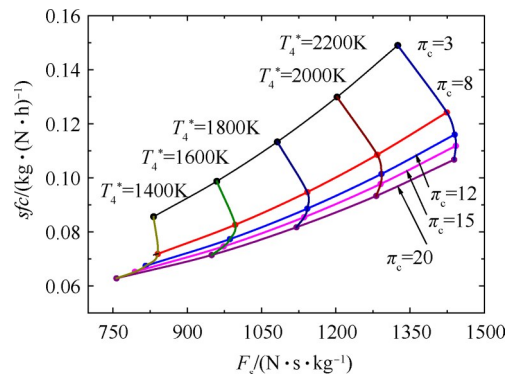
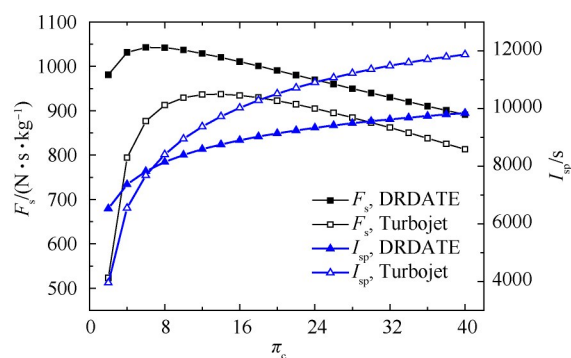


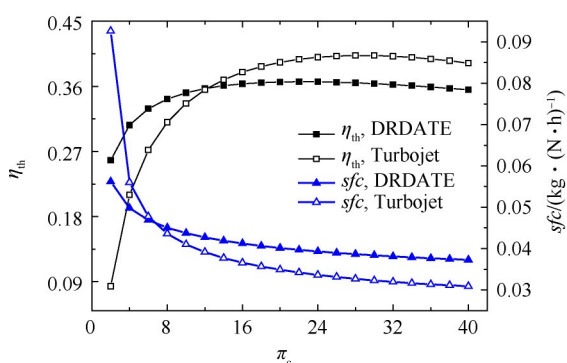
Fig. 12 Variations in performance with cycle parameters^[31]

通过对比相同循环参数下传统燃气涡轮发动机与DRDATE的总体性能发现,在宽广的增压比范围内,DRDATE的比推力性能均具有显著优势,并且比推力优势随着涡轮前温度的升高而增大。DRDATE耗油率和热效率仅在增压比较低时才具有优势,随着增压比的增大,优势逐渐减小,直至消失。当增压比不变时,随着涡轮前温度的增大,油耗性能优势单调减小,如图13所示。

此外,还研究了连续旋转爆震涡轮发动机性能优势随飞行参数的变化规律,如图14所示。研究结果表明,在宽广的飞行高度范围内,DRDATE的总体性能均优于传统燃气涡轮发动机。随着飞行高度的



(a) Specific thrust and specific impulse



(b) Thermal efficiency and specific fuel consumption

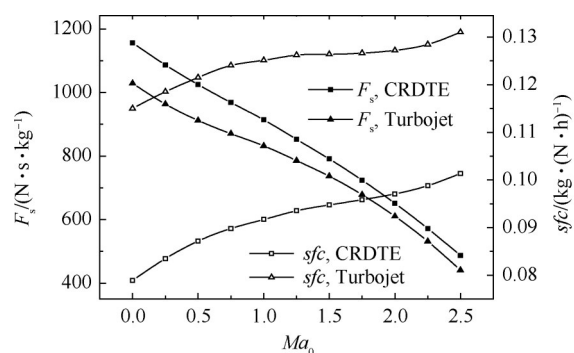
Fig. 13 Overall performance comparison of DRDATE and conventional turbojet for different compressor pressure ratios^[32]

增大, DRDATE 的比推力和耗油率性能增益先增大, 飞行高度 > 11 km 后, 性能增益几乎不随飞行高度而变化。同时, 在宽广的飞行马赫数范围内, DRDATE 均具有显著的性能优势。随着飞行马赫数的增大, DRDATE 的比推力和耗油率性能增益均逐渐减小, 其中, 比推力增益随马赫数的变化显著, 而耗油率增益随马赫数的变化不明显。

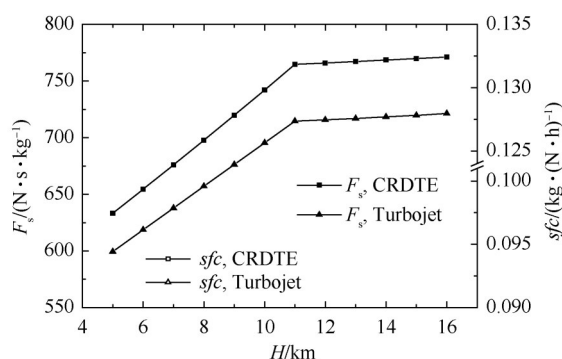
4.3 关键问题分析

依据对叶轮机机械和旋转爆震燃烧的研究, 连续旋转爆震涡轮发动机的布局方式在面向工程应用以及长时间工作时, 将面临爆震燃烧室压力回传的问题, 尤其是在爆震涡轮动力系统的过渡态, 可能影响到压气机的稳定工作。针对连续旋转爆震燃烧室压力反传特性开展研究, 发展综合性能良好的隔离段方案, 为抑制连续旋转爆震发动机压力反传提供可行方案变得尤为重要。

对于连续旋转爆震涡轮发动机来说, 隔离段是连接压气机与燃烧室之间的部件。连续旋转爆震燃烧室的反传压力扰动已在以往的研究中得到普遍证实^[42-45], 反传压力会对涡轮部件的工作和发动机稳定性产生不利影响。计自飞等^[32, 42]根据反传压力扰动



(a) Variation of performance difference with flight Mach number



(b) Variation of performance difference with flight altitude

Fig. 14 Variations in performance advantage with flight parameters^[35]

的传播特性, 提出了一种隔离段配置形式, 通过它来减小反传压力的影响, 如图 15 所示。通过数值模拟研究验证了隔离段的可行性和实用性。同时, 研究结果表明隔离段中障碍物的几何参数对降低连续旋转爆震燃烧室的反传压力起着至关重要的作用, 如图 16 所示。其中, 图 16(a) 中 $S_1 \sim S_4$ 为隔离段中不同压力测点, 图 16(b) 为隔离段中不同测点无量纲压力随时间变化。马虎等^[38-39]验证了压气机与连续旋转爆震燃烧室集成的可行性。此外, 他们还研究了涡

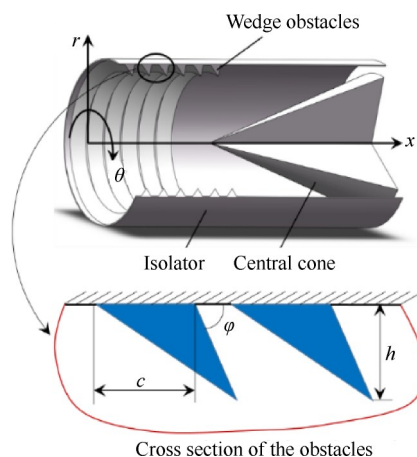


Fig. 15 Cross section of the obstacles^[36]

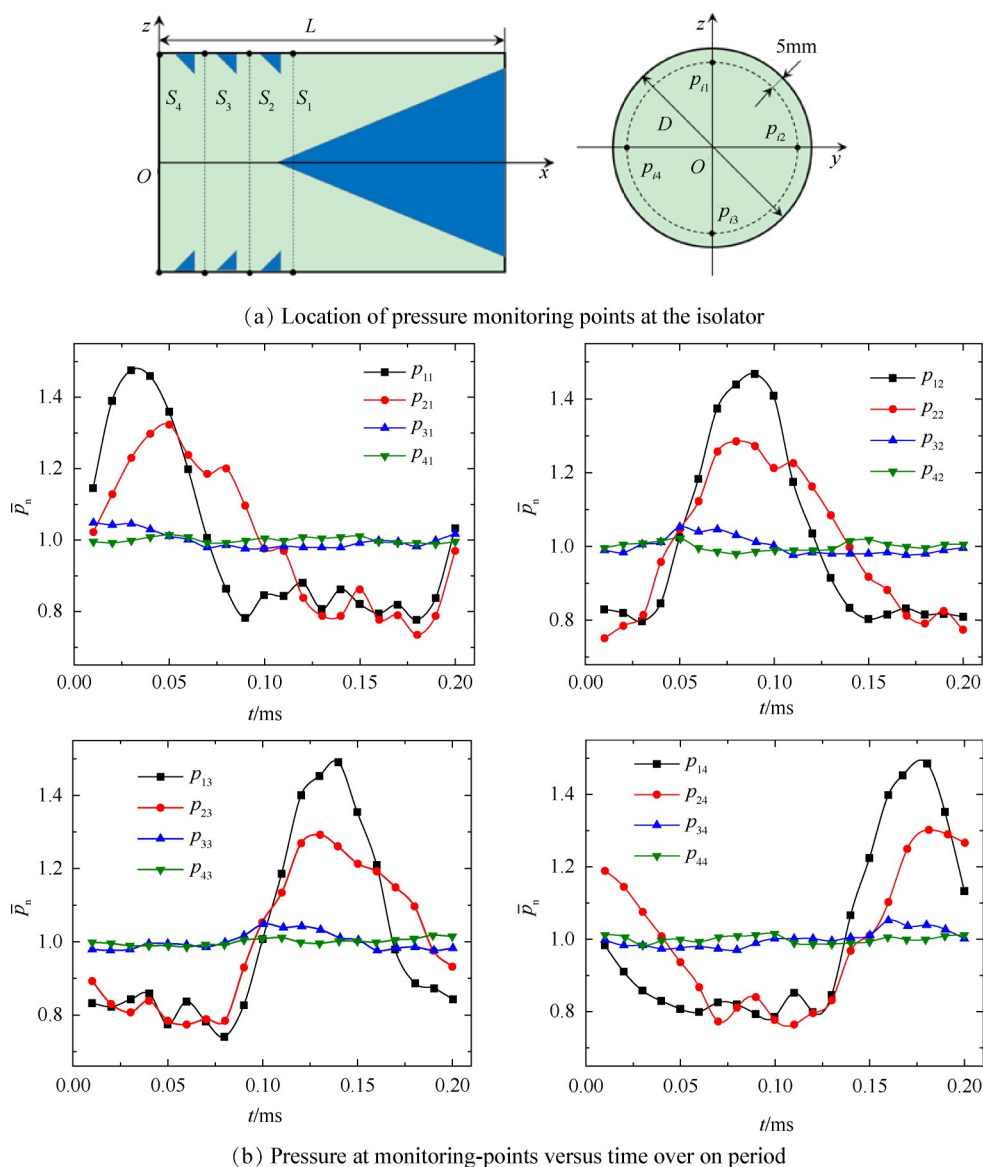


Fig. 16 Effects verification of the isolator structure on reducing the feedback pressure^[36]

轮导向叶片对爆震波传播特性的影响规律。刘哲等^[46-47]基于三维数值模拟研究了连续旋转爆震燃烧室中超声速气流的高频脉动对轴流式涡轮机运行特性的影响规律,揭示了前缘激波在非定常损失机理中起着关键作用。

5 连续旋转爆震冲压发动机性能理论分析

5.1 系统布局与结构

现有布局的冲压发动机最低工作马赫数在 3.0 以上,面临低速难以起动、无法作为单一推进系统使用等困境。同时,带有旋转部件的涡轮发动机难以在马赫数 2.5 以上应用,造成涡轮基组合循环发动机遭遇了马赫数 2.5~3.0 的“推力陷阱”。

Zhdan^[48]首先建立了连续旋转爆震冲压发动机的二维非定常数学模型,模型假设超声速的氢氧混

合物通过一个扩张式入口进入燃烧室,得到了二维流场的结构和动力学特征。随后针对连续旋转爆震发动机的性能分析,Fievisohn 等^[49]提出采用特征线法求解简化流场中爆震波的高度和波后的参数,给出了在波面固定参考系中,由惰性气体约束的爆震波传播的简化模型。Braun 等^[50]针对图 17(a)所示的连续旋转爆震冲压发动机模型,建立了循环分析模型,并对发动机性能进行了详细评估。通过对 Heiser 等^[51]提出的高超声速吸气式冲压发动机的研究,结合连续旋转爆震燃烧室工作特点,张任帅等^[52]提出了一种连续旋转爆震冲压发动机结构布局,其由进气道、旋转爆震燃烧室和尾喷管等部件组成,如图 17(b)所示。根据冲压发动机的工作原理,其理想热力循环过程的 $p-v$ 图,如图 18 所示。其中,0-3 为自由来流空气在进气道中的绝热压缩过程,3-4 为燃烧室

中等压燃烧过程,或者是燃烧室中旋转爆震燃烧过程与爆震波后膨胀过程,4-9为工质在尾喷管中的绝热等熵膨胀过程,9-0为尾气继续在大气中等压放热过程,为一假想的过程。

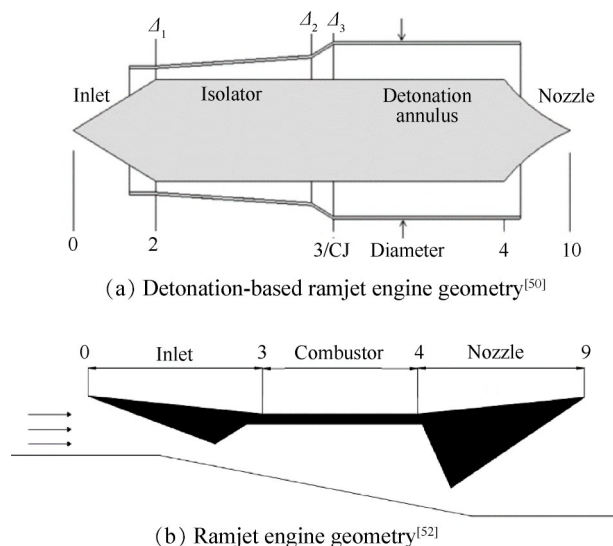


Fig. 17 Schematic structure of ramjet engine

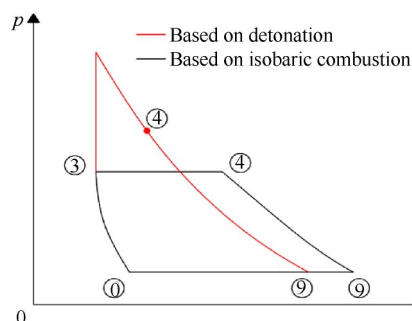


Fig. 18 Thermodynamic cycle of ramjet engine^[52]

5.2 性能分析

基于上述连续旋转爆震冲压发动机的系统布局方案,张任帅等^[52]建立了参数化性能分析模型,研究了飞行马赫数、飞行高度等参数对连续旋转爆震冲压发动机推进性能的影响。如图19所示,研究结果

表明连续旋转爆震冲压发动机的比冲和比推力都随着飞行马赫数的提高而先增后减,马赫数2.5左右是峰值,表现出了和基于等压燃烧的冲压发动机相同的变化趋势。同时固定空气/燃料当量比条件下连续旋转爆震冲压发动机的比冲和比推力在10km以上随着高度的提升而不断下降,如图20所示。

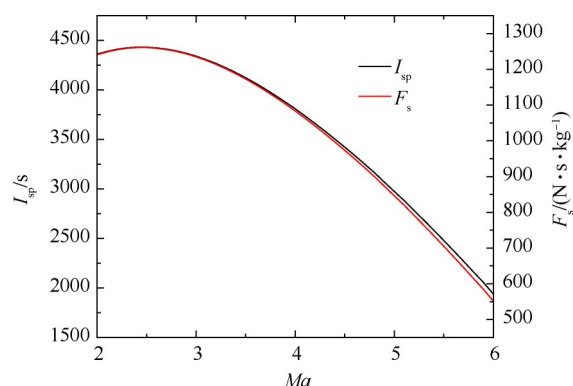


Fig. 19 Variation of the specific impulse and thrust with flight Mach number

5.3 关键问题分析

依据对旋转爆震燃烧室的理论与实验研究基础,连续旋转爆震冲压发动机在面向工程化应用时面临着进气道、燃烧室与尾喷管等多核心部件之间相互协同工作的问题,其最终影响着连续旋转爆震冲压发动机的稳定工作和整体性能。

北京动力机械研究所开展了基于液态碳氢燃料的连续旋转爆震冲压发动机部件匹配研究,成功实现了液态碳氢燃料的旋转爆震燃烧组织,设计了连续旋转爆震冲压发动机地面原理样机,开展了自由射流试验,成功实现了发动机进气道、燃烧室和尾喷管的协同稳定工作,通过试验手段验证了连续旋转爆震冲压发动机的原理可行性,如图21所示。

滕宏辉等^[53-54]针对连续旋转爆震发动机中燃烧组织面临的诸多关键问题,如燃烧室入口温度、燃烧

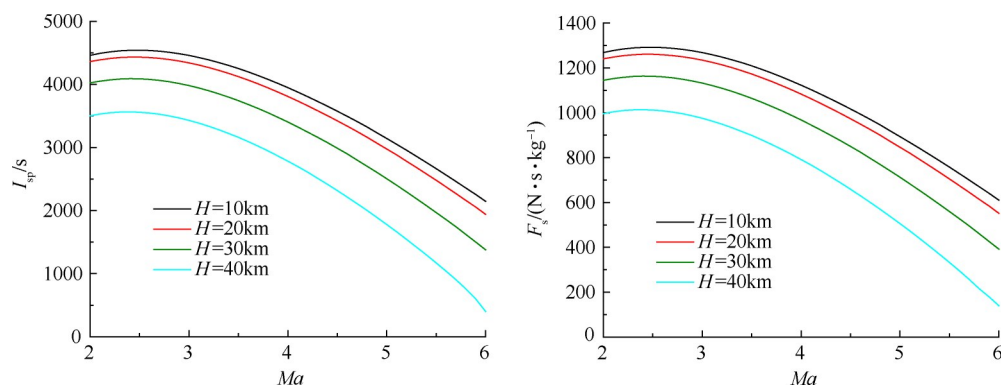


Fig. 20 Variation of the specific impulse and thrust with flight altitude at different flight Mach numbers

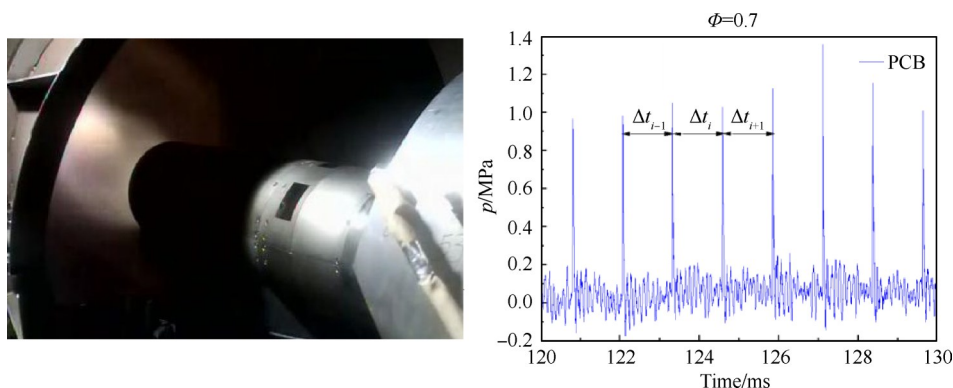


Fig. 21 Test photo of rotating detonation-based ramjet engine and detonation wave pressure measurement by high frequency pressure sensor

室径向尺寸和非预混喷注等方面开展数值研究。入口温度对应着飞行马赫数,飞行马赫数越大则入口温度越高。研究发现,由于化学反应对温度比较敏感,温度的增加会引起反应物化学反应活性的增加,使得燃烧更加容易进行。图 22 为不同无量纲总温 T_i 来流条件下,旋转爆震燃烧室内无量纲静温 T 分布,计算采用当量比 1.0 的 JP10 和空气预混气,燃烧室无量纲内径 $R_i=18$,无量纲外径 $R_o=20$ 。可以看出,随着总温增加,爆震波数目增加,尺寸减小,强度变弱,传播速度下降。当来流总温过高时,燃烧室内难以形成稳定传播的爆震,大多数燃料在喷入之后就爆燃的形式被消耗掉。

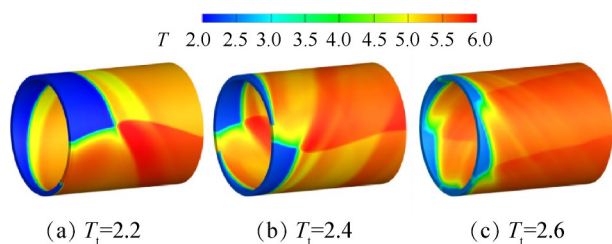


Fig. 22 Effects of inlet temperature on temperature flow field in combustor

原则上,径向尺寸的增加在一定程度上增加燃料喷注的时间,如果燃烧室内爆震波的数目不发生变化,则爆震波的大小会随着燃烧室半径的增加而增加,类似的结论可在 Schwer 等^[55]以往的研究成果中看到。然而,数值模拟结果显示,燃烧室径向尺寸的增加能够改变旋转爆震波的传播模态,而呈现出单波、双波对撞甚至多波同向传播等燃烧组织形式^[54]。图 23 给出的是不同燃烧室无量纲外径条件下,旋转爆震燃烧室内无量纲静温 T 分布。其中,来流为无量纲总温 $T_i=2.2$,当量比 1.0 的 JP10 和空气预混气,燃烧室无量纲厚度为 2。燃烧室径向尺寸的增加

加会在一定程度上改变燃烧室内爆震波的数目,由此会导致爆震波的大小、强度和传播速度的变化。燃烧室径向尺寸的影响相对比较复杂,需要综合考虑燃料的喷注特性、可燃物的反应活性甚至点火方式的影响^[56]。

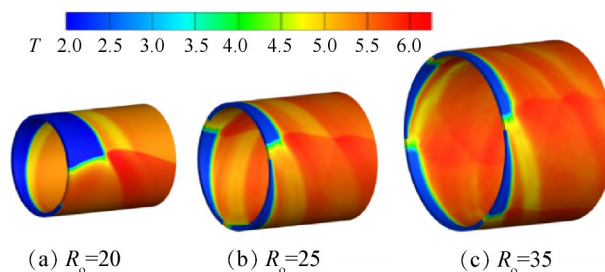


Fig. 23 Effects of radial dimension on temperature flow field of combustor

爆震燃烧的理想情况是波前完全预混好,但在连续旋转爆震发动机的实际应用中存在较大困难,燃料和氧化剂的预混程度会对爆震波的传播模态和燃烧组织产生重要影响。非预混造成的直接影响就是燃料的非均匀分布和不稳定燃烧,为了研究非预混的影响,将燃料和氧化剂进行间隔喷注,并保证当量比为 1.0。图 24 为 C_2H_4 和空气在不同喷注面积比时燃烧室内无量纲静温 T 分布,其中来流为无量纲总温 $T_i=3.0$,燃烧室无量纲内径 $R_i=18$,无量纲外径 $R_o=20$ 。计算结果显示,非预混程度的增加(或者混合效果变差),波面扭曲变形增强,爆震波能够维持相对稳定的传播,但出现局部提前燃烧的现象,甚至导致爆震波数目的增加。同时,也能看到非预混面临的另外一个问题是:在燃烧室内爆震和爆燃燃烧的占比,可能会对发动机的性能产生比较大的影响^[54]。

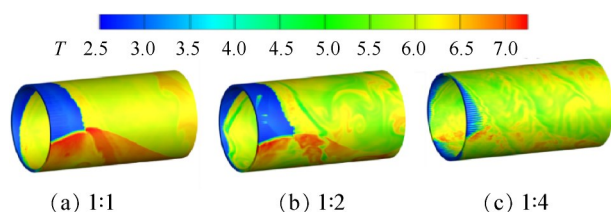


Fig. 24 Influence of non-premixed on temperature flow field of combustor

6 斜爆震发动机性能理论分析

6.1 系统布局与结构

2.4小节已介绍了斜爆震发动机的基本原理和构型,其特点主要体现在以下几方面:(1)爆震燃烧允许进入燃烧室的气流速度高($Ma > 4$),进气过程无需大的压缩比,总压损失小;(2)燃烧室静温低,为燃料化学能释放留出更大温差空间,发动机可工作的油气比范围宽,推力调节范围大;(3)斜爆震燃烧放热过程近似等容,循环热效率高,可获得更高的比冲性能;(4)斜爆震燃烧放热过程时间/空间尺度小,燃烧室长度可大幅缩短,高热载荷内流道面积小,大大降低热防护难度。

斜爆震发动机除了图4所示的燃料在前体/进气道喷注的典型构型,还有另外一种与常规超燃冲压发动机结构形式更相似的燃料内喷构型,即燃料在进气道出口的掺混段内与经进气道压缩的空气混合,达到一定掺混程度后,再进入斜爆震燃烧室燃烧释热。通常称前者为外喷构型,后者为内喷构型,两种构型斜爆震发动机如图25所示。对于内喷构型,在飞行马赫数很高时,过高的气流速度导致燃料在进气道之后喷注面临着掺混段过长的问题。外喷构型将燃料喷注提前至前体或进气道内,利用高马赫数飞行器前体/及进气道细长的特点,大幅增大掺混距离,保证燃烧室前燃料与空气的均匀混合。因此从原理上看,外喷构型相比于内喷构型更加适合更高马赫数的飞行条件,并且内喷构型可以看作是常规超燃冲压发动机向更高马赫数发展时,与外喷构型斜爆震发动机之间的一种过渡构型。但对于外喷构型斜爆震发动机,将进气压缩与燃料掺混的紧密耦合,同时需要避免高总温来流条件下燃料在进入燃烧室前的提前自燃,由此给设计及工程化研制带来诸多新的技术挑战。

6.2 性能分析

斜爆震发动机概念很早就被提出,早期美国NASA的Morrison^[58]通过详细的一维理论分析对斜爆

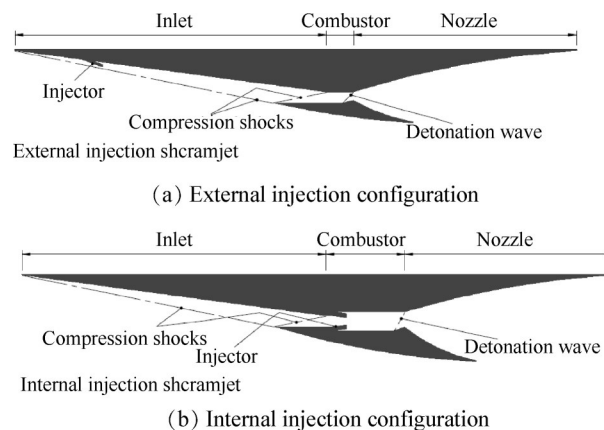


Fig. 25 Schematic diagram of oblique detonation engine^[57]

震发动机性能进行评估,结果表明斜爆震发动机作为吸气式推进装置,具有拓展飞行速度从 $Ma 6 \sim 16+$ 的潜力。随后,Asford等^[59]通过二维计算同时考虑化学非平衡效应、燃料类型、飞行工况及当量比等因素,将斜爆震发动机与超燃冲压发动机进行对比,结果表明斜爆震发动机在整机尺寸、迎风阻力、热防护及性能控制方面都具有明显优势。Dudebout等^[60]更进一步通过求解带化学反应的欧拉方程对斜爆震发动机性能进行评估,结果表明,在高马赫数飞行工况,斜爆震发动机相比于超燃冲压发动机和火箭都具有明显性能优势。国内袁生学等^[61]采用热力学分析方法,定量比较了同样压缩程度条件下,采用爆震、等压和等马赫数三种燃烧模式的发动机性能,论证了理想情况下斜爆震发动机有效性。

尽管以上研究都表明了斜爆震发动机的诸多优势,但相关理论分析和性能评估都未考虑粘性及燃料空气非均匀掺混等实际发动机内非理想效应造成的性能损失。后来,Sislian等^[62]分析了燃料与空气非均匀掺混对斜爆震发动机性能的影响,研究发现非均匀混合会造成点火延迟距离增大,导致需要更长的燃烧室,并且与均匀混合条件相比,斜爆震发动机比冲性能大约降低30%以上。因此,如何在高速气流中实现燃料与空气均匀掺混,成为后续斜爆震发动机研究的重点方向之一。Chan等^[63]针对马赫数11,高度34.5km飞行工况,开展了内喷注构型斜爆震发动机设计及数值仿真,采用悬臂斜坡喷注器喷注氢燃料,最终获得了1109s的燃料比冲,低于相同工况下设计的超燃冲压发动机比冲,但斜爆震发动机燃烧室长度只有超燃的1/5,整机长度也只有超燃的2/3,因此斜爆震发动机可以做的更轻更小,同时热防护需求也大幅降低。

6.3 关键问题分析

在斜爆震发动机中存在着非常复杂的物理和化学过程,对斜爆震波起爆特性、非定常特性、波面稳定性等斜爆震燃烧机理的深入研究是斜爆震发动机工程化研制的关键基础。

北京动力机械研究所张义宁等^[64]针对斜爆震波的起爆特性,结合发动机高空飞行工况,研究了氢气-空气预混气当量比对斜爆震波结构的影响,获得了起爆区结构和特征长度对当量比的依赖关系。他们还针对斜爆震波的非定常效应^[65],研究了斜劈角度突变导致的斜爆震波结构变化。图 26 为斜劈角度突然减小,斜爆震波结构随时间变化过程,结果表明斜爆震波从上游向下游是一个整体结构移动过程,而从下游向上游是一个重新起爆过程,两者存在极大的差异。即使上下游两个稳定结构均为光滑过渡型的起爆区结构,非定常效应也会导致斜爆震波出现复杂的突变结构。此外,针对斜爆震波的波面稳定性^[66],研究了不同气体中(活化能)斜爆震波面胞格结构形成以及失稳规律。研究发现,波面失稳在较低活化能条件下主要取决于活化能的变化,但是对于较高的活化能,由于起爆导致的局部过驱动,会逐渐发挥更重要的作用,从而抵消活化能增加带来的不稳定性效果。由此阐明了燃烧(活化能)和流动(过驱动度)在斜爆震波面失稳中发挥的不同作用。

张义宁等^[67]在燃烧加热直连台上,模拟 $Ma8$ 飞行工况来流焓值条件,以氢气为燃料,开展了非预混来流条件下钝楔诱导斜爆震波试验,在长达 2s 的试验时间里,采用高速纹影和高速摄影观察到了斜爆震波的完整起爆过程及驻定波系结构,如图 27 所示。

清华大学任兆欣等^[68-70]针对气液两相斜爆震的形成与燃烧稳定性机理开展了数值模拟研究工作。

他们面向发动机工作条件,研究了不同来流马赫数和当量比条件下预蒸发煤油气的起爆、波系结构特性与变化规律^[68],发现随着当量比的增大,起爆距离减小,富燃条件下出现双爆震波结构,化学计量条件下斜激波诱导燃烧波至斜爆震波的转变压力最大。针对液体碳氢燃料,研究了不同离散液滴尺度以及不同喷雾当量比下气液两相斜爆震燃烧稳定性,随着燃料预蒸发度的增大,斜激波诱导燃烧波至斜爆震波的转变由突变结构变为光滑过渡结构,转变区的压力随之减小^[69],如图 28 中不同预蒸发度条件下无量纲压力 p 和温度 T 所示。此外,液滴蒸发吸热与化学反应释热的竞争导致起爆距离随喷雾当量比变化成 Λ 型分布,化学计量条件下起爆距离最长^[70],这与气相斜爆震燃烧的研究结论不同。

北京大学王健平课题组研究了低马赫数条件下斜爆震波稳定性^[71],分析了来流马赫数对斜爆震波结构的影响^[72],同时开展了采用大角度、短斜劈直接起爆斜爆震波研究^[73]。研究发现在一定工况下仅采用毫米量级的斜劈即可实现氢燃料斜爆震波的直接起爆驻定,并分析了起爆机制和稳态斜爆震波结构。

国防科学技术大学林志勇等^[74-75]开展了国内首次连续式预混超声速气流斜爆震试验,采用高速纹影研究了高静温预混超声速气流中激波诱导燃烧和脱体爆震起爆及发展的动态过程,系统探究了不同斜劈角度、当量比条件下斜爆震波起爆过程及驻定特性,分析了斜爆震波熄灭与再起爆过程及物理机制。他们还对比了不同结构斜爆震波稳定性及热力循环特性^[76],分析了湍流对斜爆震波起爆及结构的影响^[77]。由于在斜爆震燃烧室内采用斜劈起爆会带来流道堵塞、冷却以及斜爆震波控制等问题,近期又开展了新型起爆技术探索,如超声速流场中热射流

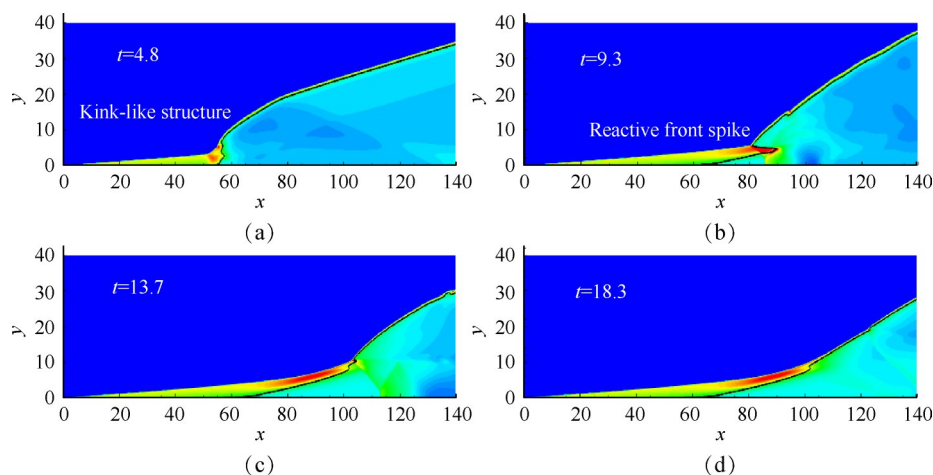
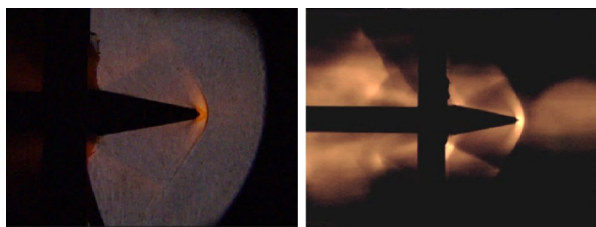


Fig. 26 Structural transformation process of oblique detonation wave caused by sudden change of incoming flow conditions^[65]

Fig. 27 Test photos of oblique detonation^[67]

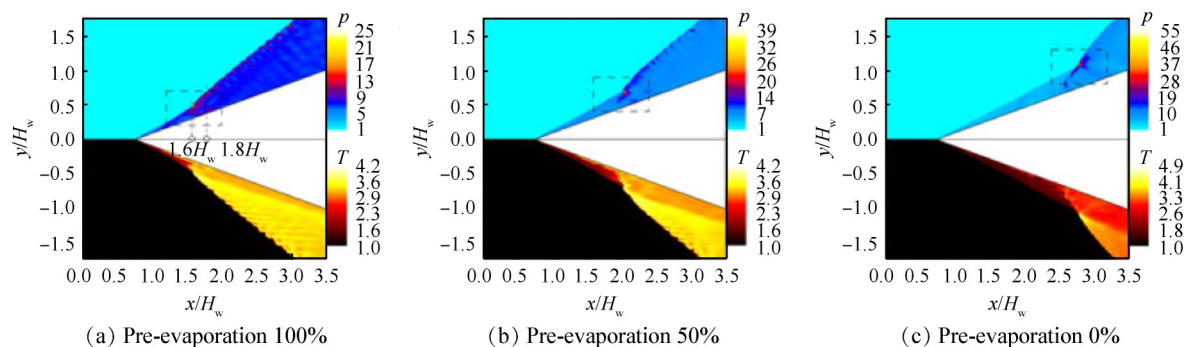
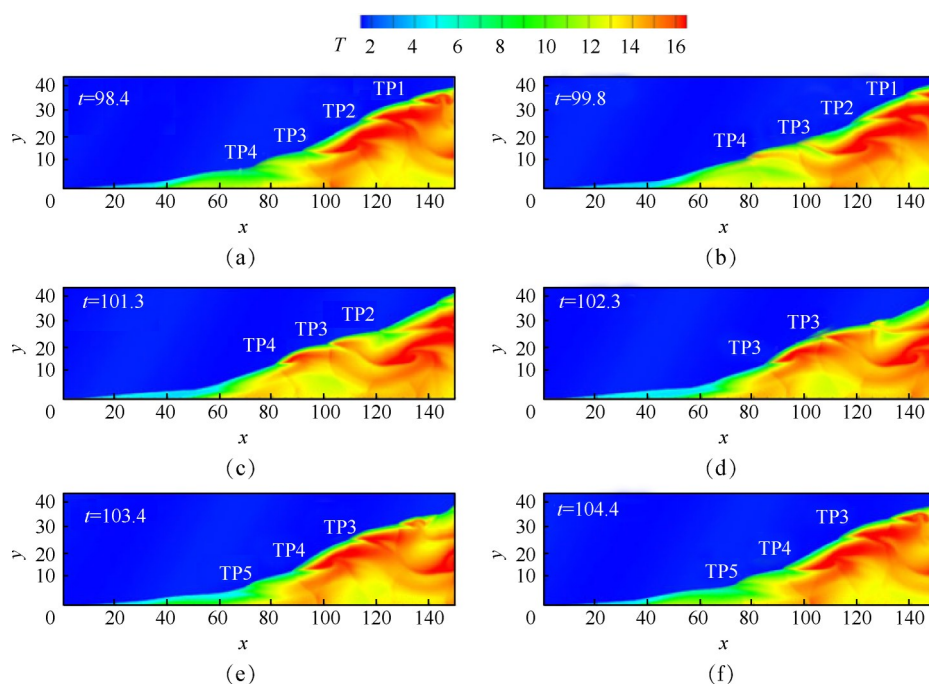
起爆斜爆震研究^[78-80]。

中科院力学所张子健等^[81-82]对斜爆震发动机流动机理及推进性能进行了理论分析,近期开展了氢燃料斜爆震流场数值仿真及原理性试验验证工作^[83-84],实现了超声速气流中氢燃料斜爆震波的起爆与驻定燃烧。

南京理工大学董刚等^[85]开展了圆锥激波诱导的爆燃和爆震不稳定性研究,通过对非定常过程进行模拟和分析,揭示了脱体斜爆震波的不同燃烧振荡

模式。归明月等^[86-87]对斜爆震波面失稳形成的胞格结构进行模拟,通过记录并分析三波点运动轨迹,阐述了斜爆震波面不同胞格结构的波系演化和时空振荡特性。

北京理工大学滕宏辉课题组开展了大量针对斜爆震发动机内真实物理过程的模型化研究,近期重点研究了非定常来流导致的斜爆震波面强迫失稳现象^[88-89],如图29所示为来流扰动作用下斜爆震波面三波点结构TP1~TP4随时间演变过程(无量纲温度流场),图中 x, y, t 均为无量纲。系统分析了斜爆震波结构随飞行工况的变化规律^[90],并对比了不同结构斜爆震波的热效率^[91]。近期进一步开展了斜爆震发动机燃烧室出口流道偏转对斜爆震波驻定结构及稳定性的影响研究^[92-93],分析了内在物理机制,相关研究为斜爆震发动机燃烧室及喷管设计提供重要理论基础。

Fig. 28 Instantaneous distribution of oblique detonation waves under different pre-evaporation inflow^[69]Fig. 29 Variation of ODW temperature fields with unsteady inflow^[88]

从上述进展介绍可以看出,相关研究针对斜爆震在推进系统中应用可能面临的工程实际问题,通过建立一定的简化模型,对发动机内复杂的斜爆震燃烧现象及规律开展了深入探索。上述研究工作一方面深化了对高速可压缩反应流动现象和机理的认识,另一方面也为斜爆震发动机的工程设计提供了理论支撑。

7 结 论

国内外多家研究机构针对连续旋转爆震涡轮、连续旋转爆震冲压和斜爆震发动机开展了系统布局与结构、性能分析和关键问题攻关等一系列研究工作,研究获得了三种不同类型发动机的部件参数和飞行参数对发动机总体性能的影响规律。虽然上述理论性能和关键问题研究得到了诸多有益的结论,但发动机内爆震燃烧过程涉及非常复杂的流动、物理化学过程,充分利用爆震燃烧的诸多优点实现动力系统性能大幅提升,相关应用基础研究和工程实践仍有待进一步深入。

当前关于连续旋转爆震的数理模型大多基于诸多简化假设条件,忽略了发动机内部分真实物理过程(例如,燃料喷注掺混过程、非预混条件下爆震燃烧、复杂几何流道内波系相互影响等),难以获得准确的性能评估结果。下一步需利用大量的数值模拟和基础试验数据,综合考虑连续旋转爆震发动机内诸多真实物理过程,建立更加准确的性能评估数理模型。针对连续旋转爆震涡轮发动机,以前期数值仿真结果为基础,试验验证诸如障碍物的角度、障碍物的高度、障碍物的截面形状和隔离段的总体形状等几何因素对压力波动反传抑制的影响规律,为抑制连续旋转爆震燃烧室压力反传提供最佳解决方案,并提出相应的设计准则。当前对斜爆震燃烧现象及机理的数值模拟研究已较为深入,对斜爆震发动机的工程研制仍处于关键技术攻关阶段,后续应进一步开展斜爆震燃烧及发动机关键部件地面试验验证,推动斜爆震发动机整机的集成设计和发动机性能的试验研究。基于爆震燃烧技术的发动机必将取得长足进步,也必将成为新型航天航空动力技术新的增长点。

参考文献

- [1] Wang B, Wang J P. Introduction to the Special Section on Recent Progress on Rotating Detonation and Its Application[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 4974-4975.
- [2] Wolański P. Detonative Propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [3] Zhou R, Wu D, Wang J P. Progress of Continuously Rotating Detonation Engines [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15-29.
- [4] Wang B. Recent Research Progress on Rotating Detonation and Its Application in Different Engines [C]. *Beijing: 27th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems*, 2019.
- [5] Xie Q F, Ji Z F, Wen H C, et al. Review on the Rotating Detonation Engine and Its Typical Problems[J]. *Transactions on Aerospace Research*, 2020, (261): 107-163.
- [6] Abel F A. Contributions to the History of Explosive Agents [J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1869, 159: 489-516.
- [7] Berthelot M, Vieille P. L'oude Explosive[J]. *Annual Review of Physical Chemistry*, 1883, 28(5), 283-332.
- [8] Fickett W, Davis W C. Detonation: Theory and Experiment (Dover Books on Physics) [M]. *New York: Dover Publications*, 2000.
- [9] Campbell C, Woodhead D W. The Ignition of Gases by an Explosion-Wave, Part I: Carbon Monoxide and Hydrogen Mixtures [J]. *Journal of the Chemical Society (Resumed)*, 1926, 129: 3010-3021.
- [10] Vasil'ev A A. Cell Size as the Main Geometric Parameter of a Multifront Detonation Wave [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1245-1260.
- [11] Lee J H S, Radulescu M I. On the Hydrodynamic Thickness of Cellular Detonations [J]. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2005, 41: 745-765.
- [12] Vasil'ev A A. Geometric Limits of Gas Detonation Propagation [J]. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 1982, 18: 245-249.
- [13] Vasil'ev A A, Mitrofanov V V, Topchiyan M E. Detonation Waves in Gases [J]. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 1987, 23: 605-623.
- [14] Kindracki J, Kobiera A, Wolański P, et al. Experimental and Numerical Study of the Rotating Detonation Engine in Hydrogen-Air Mixtures [J]. *Progress in Propulsion Physics*, 2011, 2: 555-582.
- [15] George A S, Driscoll R, Anand V, et al. On the Existence and Multiplicity of Rotating Detonations [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2691-2698.
- [16] Wen H C, Xie Q F, Wang B. Propagation Behaviors of Rotating Detonation in an Obround Combustor [J]. *Combustion and Flame*, 2019, 210: 389-398.
- [17] Urtiew P A, Oppenheim A K. Experimental Observations of the Transition to Detonation in an Explosive Gas [J]. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A:*

- Mathematical and Physical Sciences*, 1966, 295: 13–28.
- [18] Zhang H L, Liu W D, Liu S J. Effects of Inner Cylinder Length on H_2 /Air Rotating Detonation [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(30).
- [19] Fotia M L, Hoke J, Schauer F. Study of the Ignition Process in a Laboratory Scale Rotating Detonation Engine [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 94: 345–354.
- [20] Voitsekhovskii B V. Maintained Detonations [J]. *Doklady Akademi Nauk SSSR*, 1959, 129: 1254–1256.
- [21] Nicholls J A, Cullen R E, Ragland K W. Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(6): 893–898.
- [22] Bykovskii F A, Klopotov I D, Mitrofanov V V. Spin Detonation of Gases in a Cylindrical Chamber [J]. *Doklady Akademi Nauk USSR*, 1975, 224: 1038–1041.
- [23] Edwards B D. Maintained Detonation Waves in an Annular Channel: A Hypothesis which Provides the Link Between Classical Acoustic Combustion Instability and Detonation Waves [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1977, 16(1): 1611–1618.
- [24] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonation in Annular Combustors [J]. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2005, 41: 449–459.
- [25] Hishida M, Fujiwara T, Wolański P. Fundamentals of Rotating Detonations [J]. *Shock Waves*, 2009, 19(1): 1–10.
- [26] Kasahara J, Kato Y, Ishihara K, et al. Application of Detonation Waves to Rocket Engine Chamber [M]. Cham: Springer International Publishing, 2018.
- [27] Wolański P, Kalina P, Balicki W, et al. Development of Gasturbine with Detonation Chamber [M]. Cham: Springer International Publishing, 2018.
- [28] Liu S J, Liu W D, Wang Y, et al. Free Jet Test of Continuous Rotating Detonation Ramjet Engine [C]. Xiamen: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, 2017.
- [29] Dunlap R, Brehm R L, Nicholls J A. A Preliminary Study of the Application of Steady-State Detonative Combustion to a Reaction Engine [J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1958, 28(7): 451–456.
- [30] Pratt D T, Humphrey J W, Glenn D E. Morphology of Standing Oblique Detonation Waves [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(5): 1225–1227.
- [31] 计自飞, 张会强, 谢峤峰, 等. 连续旋转爆震涡轮发动机热力过程与性能分析 [J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2018, 58(10): 899–905.
- [32] Ji Z F, Zhang H Q, Wang B. Performance Analysis of Dual-duct Rotating Detonation Aero-Turbine Engine [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92: 806–819.
- [33] Ji Z F, Zhang H Q, Wang B, et al. Comprehensive Performance Analysis of the Turbofan with a Multi-Annular Rotating Detonation Duct Burner [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(2).
- [34] Ji Z F, Duan R Z, Zhang R S, et al. Comprehensive Performance Analysis for the Rotating Detonation-Based Turbo shaft Engine [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020, DOI:10.1155/2020/9587813.
- [35] Ji Z F, Wang B, Zhang H Q, et al. Performance Analysis of the Continuous Rotating Detonation Aero-Turbine Engine [C]. Manchester: 23rd International Symposium on Air Breathing Engines, 2017.
- [36] Sousa J, Paniagua G, Morata E C. Thermodynamic Analysis of a Gas Turbine Engine with a Rotating Detonation Combustor [J]. *Applied Energy*, 2017, 195: 247–256.
- [37] Sichel M, Foster J C. The Ground Impulse Generated by a Plane Fuel-Air Explosion with Side Relief [J]. *Acta Astronautica*, 1979, 6(3–4): 243–256.
- [38] Zhou S B, Ma H, Li S, et al. Effects of a Turbine Guide Vane on Hydrogen-Air Rotating Detonation Wave Propagation Characteristics [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42: 20297–20305.
- [39] Zhou S B, Ma H, Liu D K, et al. Experimental Study of a Hydrogen-Air Rotating Detonation Combustor [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42: 14741–14749.
- [40] Wolański P. Application of the Continuous Rotating Detonation to Gas Turbine [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 782: 3–12.
- [41] Naples A, Hoke J, Battelle R, et al. Rotating Detonation Engine Implementation into an Open-Loop T63 Gas Turbine Engine [C]. Texas: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
- [42] Ji Z F. Comprehensive Performance Analysis of the Continuous Rotating Detonation Based Airbreathing Propulsion Systems [D]. Beijing: Tsinghua University, 2019.
- [43] Schwer D A, Kailasanath K. Feedback into Mixture Plenums in Rotating Detonation Engines [C]. Tennessee: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [44] Schwer D A, Kailasanath K. On Reducing Feedback Pressure in Rotating Detonation Engines [C]. Texas: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
- [45] Anand V, George St A, Driscoll R, et al. Analysis of Air Inlet and Fuel Plenum Behavior in a Rotating Detonation Combustor [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2016, 70: 408–416.
- [46] Liu Z, Braun J, Paniagua G. Three Dimensional Optimi-

- zation for Subsonic Axial Turbines Operating at High Unsteady Inlet Mach number[C]. *Ohio: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [47] Liu Z, Braun J, Paniagua G. Characterization of a Supersonic Turbine Downstream of a Rotating Detonation Combustor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(3).
- [48] Zhdan S A. Mathematical Model of Continuous Detonation in an Annular Combustor with a Supersonic Flow Velocity[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2008, 44: 690-697.
- [49] Fievisohn R T, Yu K H. Steady-State Analysis of Rotating Detonation Engine Flowfields with the Method of Characteristics[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 36, 89-99.
- [50] Braun E M, Lu F K, Wilson D R, et al. Airbreathing Rotating Detonation Wave Engine Cycle Analysis[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1): 201-208.
- [51] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, et al. Hypersonic Airbreathing Propulsion[M]. *Washington D C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.*, 1994.
- [52] 张任帅, 计自飞, 王 兵, 等. 基于旋转爆震的火箭基组合循环发动机总体性能分析[C]. 北京: 清华大学航天航空学院博士生论坛, 2019.
- [53] 杨鹏飞, 牟乾辉, 滕宏辉, 等. 旋转爆震波中多波流动模式的数值研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(2): 398-406. (YANG Peng-fei, MOU Qian-hui, TENG Hong-hui, et al. Numerical Investigation on Multiple Wave Propagation Mode of Rotating Detonation Waves[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 398-406.)
- [54] Teng H H, Zhou L, Yang P F, et al. Numerical Investigation of Wavelet Features in Rotating Detonations with a Two-Step Induction-Reaction Model[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45: 4991-5001.
- [55] Schwer D A, Kailasanath K. Numerical Study of the Effects of Engine Size on Rotating Detonation Engines[C]. *Florida: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011.
- [56] Zhao M J, Cleary M J, Zhang H W. Combustion Mode and Wave Multiplicity in Rotating Detonative Combustion with Separate Reactant Injection[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 225: 291-304.
- [57] Wang Y W, Sislian J P. Numerical Investigation of Methane and Air Mixing in a Scramjet Inlet[C]. *Ohio: 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2008.
- [58] Morrison R B. Oblique Detonation Wave Ramjet[R]. *NASA CR-159192*, 1980.
- [59] Ashford S A, Emanuel G. Oblique Detonation Wave Engine Performance Prediction[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1996, 12(2): 322-327.
- [60] Dubebout R, Sislian J P, Oppitz R. Numerical Simulation of Hypersonic Shock-Induced Combustion Ramjets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(6): 869-879.
- [61] 袁生学, 黄志澄. 高超声速发动机不同燃烧模式的性能比较——斜爆轰发动机性能评价[J]. *空气动力学学报*, 1995, 13(1): 48-56.
- [62] Sislian J P, Dubebout R, Schumacher J, et al. Incomplete Mixing and Off-Design Effects on Shock-Induced Combustion Ramjet Performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 41-48.
- [63] Chan J, Sislian J P, Alexander D. Numerically Simulated Comparative Performance of a Scramjet and Shcramjet at Mach 11[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134.
- [64] Wang T, Zhang Y N, Teng H H. Numerical Study on Initiation of Oblique Detonations in Hydrogen-Air Mixtures with Various Equivalence Ratios[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 49: 130-134.
- [65] Zhang Y, Yang P, Teng H, et al. Transition Between Different Initiation Structures of Wedge-Induced Oblique Detonations[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56: 4016-4023.
- [66] Zhang Y, Zhou L, Gong J, et al. Effects of Activation Energy on the Instability of Oblique Detonation Surfaces with a One-Step Chemistry Model[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(10).
- [67] Zhang Y N, Pan H, Jia B Y, et al. Experimental Investigation on Initiation of Oblique Detonation Waves[C]. *Xiamen: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technology Conference*, 2017.
- [68] Ren Z X, Wang B. Numerical Study on Stabilization of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves in Premixing Kerosene-Air Mixtures[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107(10).
- [69] Ren Z X, Wang B, Xiang G M, et al. Numerical Analysis of Wedge-Induced Oblique Detonations in Two-Phase Kerosene-Air Mixtures[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(3): 3627-3635.
- [70] Ren Z X, Wang B, Xiang G M, et al. Effect of the Multiphase Composition in a Premixed Fuel-Air Stream on Wedge-Induced Oblique Detonation Stabilisation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 846: 411-427.
- [71] Liu Y, Wu D, Wang J P. Analytical and Numerical Investigations of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves at Low Inflow Mach Number[J]. *Combustion Science and Technology*, 2015, 187(6): 843-856.
- [72] Liu Y, Han X D, Yao S B, et al. A Numerical Investigation of the Prompt Oblique Detonation Wave Sustained by a Finite-Length Wedge[J]. *Shock Waves*, 2016, 26:

- 729-739.
- [73] Liu Y, Liu Y S, Wu D, et al. Structure of an Oblique Detonation Wave Induced by a Wedge [J]. *Shock Waves* 2016, 26:161-168.
- [74] 林志勇. 高静温超声速预混气爆震起爆与发展过程机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- [75] 林志勇, 周进, 张继业, 等. 预混超声速气流斜激波诱导脱体爆震研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(1): 50-54.
- [76] Miao S K, Zhou J, Lin Z Y, et al. Numerical Study on Thermodynamic Efficiency and Stability of Oblique Detonation Waves [J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8): 3112-3122.
- [77] Yu M Y, Miao S K. Initiation Characteristics of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves in Turbulence Flows [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 147: 195-204.
- [78] 蔡晓东. 超声速气流中的爆震过程研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- [79] Cai X, Deiterding R, Liang J, et al. Diffusion and Mixing Effects in Hot Jet Initiation and Propagation of Hydrogen Detonations [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2017, (28): 324-351.
- [80] Chen W, Liang J, Cai X, et al. Three-Dimensional Simulations of Detonation Propagation in Circular Tubes Effects of Jet Initiation and Wall Reflection [J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(4).
- [81] 张子健. 斜爆轰推进理论、技术及其实验验证[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
- [82] 马凯夫, 张子健, 刘云峰, 等. 斜爆轰发动机流动机理分析[J]. *气体物理*, 2019, 4(3): 1-10.
- [83] Zhang Z, Ma K, Zhang W, et al. Numerical Investigation of a Mach 9 Oblique Detonation Engine with Fuel Pre-Injection [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105(10).
- [84] 张子健, 韩信, 马凯夫, 等. 斜爆轰发动机燃烧机理试验研究[J]. *推进技术*, 2021, DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.200828. (ZHANG Zi-jian, HAN Xin, MA Kai-fu, et al. Experimental Research on Combustion Mechanism of Oblique Detonation Engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.200828.)
- [85] 董刚, 范宝春, 李鸿志. 圆锥激波诱导的爆燃和爆轰不稳定性研究[J]. *兵工学报*, 2010, 31(4): 401-408.
- [86] Gui M Y, Fan B C, Dong G. Periodic Oscillation and Fine Structure of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves [J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2011, 27(6): 922-928.
- [87] Gui M Y, Fan B C. Wavelet Structure of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves [J]. *Combustion Science and Technology*, 2012, 184: 1456-1470.
- [88] Yang P, Ng H D, Teng H. Numerical Study of Wedge-Induced Oblique Detonations in Unsteady Flow [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 876: 264-287.
- [89] Yang P, Ng H D, Teng H. Unsteady Dynamics of Wedge-Induced Oblique Detonations under Periodic Inflows [J]. *Physics of Fluids*, 2021, 33(1).
- [90] Teng H H, Tian C, Zhang Y N, et al. Morphology of Oblique Detonation Waves in a Stoichiometric Hydrogen-Air Mixture [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2021, 913(A1).
- [91] Bian J, Zhou L, Teng H. Structural and Thermal Analysis on Oblique Detonation Influenced by Different Forebody Compressions in Hydrogen-Air Mixtures [J]. *Fuel*, 2021, 286(2).
- [92] Wang K, Zhang Z, Yang P, et al. Numerical Study on Reflection of an Oblique Detonation Wave on an Outward Turning Wall [J]. *Physics of Fluids*, 2020, 32(4).
- [93] Wang K, Teng H, Yang P, et al. Numerical Investigation of Flow Structures Resulting from the Interaction Between an Oblique Detonation Wave and an Upper Expansion Corner [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2020, 903(A28).

(编辑: 史亚红)