

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2025.01.04

# 脉冲爆震增压发动机非稳态参数测试技术研究现状与展望

郑龙席, 杨振, 王丁丁, 卢杰\*

(西北工业大学, 陕西 西安 71000)

**摘要:** 综述了吸气式脉冲爆震发动机在非稳态燃烧条件下的关键参数测试技术。在燃烧组织方面, 阐述了爆震波压力和燃气速度的测量方法, 探讨了压电、压阻传感器及光学技术的研究情况, 分析了这些技术应用于高温高频环境时所面临的挑战; 在燃烧室性能研究方面, 分析了增压比和燃烧效率测量技术的研究现状, 论述了基于质量加权平均法和光学技术的高精度测量方案; 在部件匹配方面, 介绍了涡轮转速与效率的动态测试方法, 分析了非稳态条件下涡轮效率下降的原因, 并提出设计优化建议; 在整机性能方面, 总结了推力测量技术的最新研究进展, 阐述了基于动态系统参数识别和反卷积技术的高精度推力测量方法。对脉冲爆震增压发动机非稳态参数测试技术未来的发展方向进行展望, 指出可通过提高传感器和光学设备的抗干扰能力、优化燃烧室结构设计、研发具有更高时间和空间分辨力的动态测试系统、研究更智能的多参数联合测量系统等手段, 进一步提升脉冲爆震增压发动机非稳态参数测试技术的准确性和可靠性, 推动该技术的工程化应用。

**关键词:** 吸气式脉冲爆震发动机; 非稳态参数; 燃烧组织; 燃烧室性能; 部件匹配; 整机性能

**中图分类号:** TB9; V231.2; TK442 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2025) 01-0065-15

## Research status and prospects of unsteady parameter testing techniques for pulse detonation enhanced engines

ZHENG Longxi, YANG Zhen, WANG Dingding, LU Jie\*

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 71000, China)

**Abstract:** The article reviews the key parameter testing technologies for air-breathing pulse detonation engines under unsteady combustion conditions. It elaborates on the methods for measuring detonation wave pressure and gas velocity, explores the research status of piezoelectric and piezoresistive sensors as well as optical technologies, and analyzes the challenges faced by these technologies in high-temperature and high-frequency environments. The current state of the research on the measurement of pressure ratio and combustion efficiency is analyzed, and high-precision measurement schemes based on the mass-weighted average method and optical technologies are discussed. Dynamic testing methods for turbine speed and efficiency are introduced, the reasons for turbine efficiency decline under unsteady conditions are analyzed, and the design optimization suggestions are proposed. The latest advancements in thrust measurement technologies are summarized, and the high-precision thrust measurement methods based on dynamic system

收稿日期: 2024-12-10; 修回日期: 2024-12-20

基金项目: 跨域飞行交叉技术实验室开放课题项目(2024-KF-02208)

引用格式: 郑龙席, 杨振, 王丁丁, 等. 脉冲爆震增压发动机非稳态参数测试技术研究现状与展望[J]. 计测技术, 2025, 45(1): 65-79.

**Citation:** ZHENG L X, YANG Z, WANG D D, et al. Research status and prospects of unsteady parameter testing techniques for pulse detonation enhanced engines[J]. Metrology & Measurement Technology, 2025, 45(1): 65-79.



parameter identification and deconvolution techniques are elaborated. Finally, the future development directions of unsteady parameter testing technologies for pulse detonation boosted engines are envisioned, including improving the anti-interference capability of sensors and optical devices, optimizing combustion chamber design, developing dynamic testing systems with higher temporal and spatial resolution, and researching more intelligent multi-parameter integrated measurement systems. These efforts aim to further enhance the accuracy and reliability of unsteady parameter testing technologies for pulse detonation boosted engines and promote their engineering applications.

**Key words:** air-breathing pulse detonation engine; unsteady parameters; combustion organization; combustion chamber performance; component matching; overall system performance

## 0 引言

吸气式脉冲爆震发动机(Air-breathing Pulse Detonation Engine, APDE)是一种基于脉冲爆震燃烧原理的新概念发动机<sup>[1-2]</sup>。APDE具有热效率高、工作范围广、结构简单、燃油消耗低等潜在优势,成为国内外新概念推进技术领域的研究热点。

非稳态参数测试技术的发展成为突破APDE研究瓶颈的关键。近年来,国内外学者针对爆震燃烧组织、燃烧室性能、部件匹配和整机性能等方面开展了深入研究。在爆震燃烧组织方面,爆震波压力和燃气速度直接决定了燃烧的瞬态特性和能量释放效率;在燃烧室性能方面,增压比和燃烧效率等重要评价指标直接影响发动机运行效果和推进性能;在部件匹配方面,涡轮的转速和效率是确保系统稳定和高效运行的关键;在整机性能方面,精确的推力测试技术对于保障发动机高效、可靠运行至关重要。相关研究为推动APDE非稳态参数测试技术的发展提供了重要支撑,但该技术复杂、动态环境下的工程化应用仍面临诸多挑战。

本文结合现有研究,从燃烧组织、燃烧室性能、部件匹配和整机性能4个方面,系统梳理APDE非稳态参数测试技术的发展现状,深入探讨各类测试方法的优缺点和适用场景,并展望APDE非稳态参数测试技术未来的发展方向,为APDE非稳态参数测试技术的优化升级和工程化应用提供参考。

## 1 燃烧组织中非稳态参数测试

### 1.1 爆震波压力测试

在爆震波压力测量领域,波阵面的瞬态压力或波后压力(即Chapman-Jouguet平面压力,简称C-J平面压力)的测量是研究重点。爆震压力具有

极高的瞬态峰值和复杂的非稳态分布特性,波阵面压力可达数十兆帕,并伴随高频动态变化,频率范围通常可达数十赫兹甚至更高。这种非稳态压力在空间和时间上呈现高度的非线性特性,并且,受到温度梯度、气体成分及边界条件的显著影响,在压力波的传播与反射过程中,可能出现局部压力增强或衰减的复杂现象。准确测量C-J压力对于深入研究爆震波的传播特性以及能量释放的动态过程至关重要。现阶段,压力传感器仍然是获取爆震波压力参数的主要装置,其中压阻式和压电式传感器最为常用。

#### 1.1.1 压电传感器

压电压力传感器是一种通过压电效应实现压力检测的传感器,广泛应用于高频动态压力测量,其原理为:压电材料在外力作用下产生电荷,电荷量与施加的压力成正比,根据电荷量计算得到相应的压力值。压电传感器适用于瞬时压力的检测<sup>[3-4]</sup>。

压电压力传感器具有响应速度快、结构简单、适用于高温环境等优点。然而,由于交流耦合特性,压电传感器难以测量静态压力,并且在压力骤降场景中容易出现下冲现象。如图1所示,利用Kistler传感器进行压力测量时,当压力从高压瞬间降至常压时,传感器输出可能出现反向非物理解电压现象,导致信号失真<sup>[5-6]</sup>。此外,传感器的高阻抗输出容易受电磁干扰影响,因此在复杂环境中进行压力测量时,需采用电磁屏蔽措施,并设计抗干扰电路。

#### 1.1.2 压阻传感器

压阻压力传感器是一种基于压阻效应的压力测量装置,利用单晶硅材料在受力时电阻率发生变化的特性实现压力监测<sup>[7-8]</sup>。压阻传感器对微小

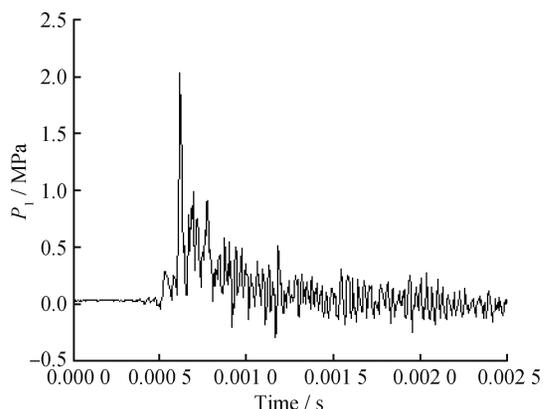


图1 压电传感器所测得的爆震压力  
Fig.1 The detonation pressure measured by the piezoelectric sensor

压力的变化极为敏感,适用于一定范围内的动态压力测量。

与压电传感器相比,压阻压力传感器的主要优点在于其具备高灵敏度、高分辨力以及优良的线性特性,在静态及长时间压力监测中表现出色<sup>[9]</sup>。然而,在多循环爆震等高温环境中,压阻传感器的硅材料易受温度影响,会出现信号温漂现象。因此,压阻压力传感器通常更适用于短时间或温度较为稳定的测量场景,以确保数据的准确性和稳定性。

## 1.2 燃气速度测试

在脉冲爆震发动机的燃烧过程中,燃气速度是影响燃烧反应充分性、能量传递效率和燃烧室内流动特性的重要参数。精确测量燃气速度可以帮助研究人员更好地理解燃烧室内的流动结构和湍流特性,从而指导燃烧过程的控制和设计,对于提高燃烧效率、提升发动机性能具有重要意义。

### 1.2.1 粒子图像测速技术

粒子图像测速(Particle Image Velocimetry, PIV)是一种基于光学的流场测量技术,通过追踪流体中的示踪粒子运动来确定流体的速度分布<sup>[10-11]</sup>。PIV的基本原理是将示踪粒子(如油滴或TiO<sub>2</sub>颗粒)均匀分布在流体中,采用高频激光照明并利用高速相机拍摄粒子运动图像序列,通过相邻图像间粒子位移的交叉相关计算,得到流体的局部速度矢量。由于PIV技术具有非接触和高分辨力等特点,特别适用于脉冲爆震发动机中的复杂瞬态流动结构的可视化研究<sup>[12-14]</sup>。

研究人员已对APDE的排气流场特性开展了大量研究,旨在揭示爆震排气的复杂结构及其对下游组件的影响。许多研究运用PIV技术来捕捉高速流场中的涡流、激波等结构,并提供流场的定量数据。例如,OPALSKI A等人<sup>[15]</sup>使用PIV技术对超填充APDE的排气流场进行了测量,获取了排气流场的速度场分布,展示了APDE在不同运行工况下的排气特性。HAGHDOOST M R等人<sup>[16-17]</sup>在不同填充率下运用高频PIV技术观测瞬态速度场,测量结果如图2所示,其中, $x$ 、 $y$ 分别为APDE出口轴向距离与纵向距离, $D$ 为爆震室直径。测试结果清晰地展示了排气阶段中轴向与径向速度的分布及其演变过程,包括初始震波、主涡环和剪切层的动态变化。PIV技术为理解APDE燃烧和推进机制提供了重要实验数据支撑,有助于建立APDE排气对下游组件作用的基础模型。

尽管PIV技术在APDE排气流场的测量中展示了巨大的应用潜力,但在极端工况下,该技术的应用仍面临多个难题。首先,在APDE的高温 and 高压环境中,示踪粒子容易蒸发或失去其结构完整性,从而影响测量精度。其次,由于APDE排气流场高速变化,要求激光系统与相机必须具备极高的同步频率和空间分辨力,以确保准确捕捉瞬态现象。此外,流场中粒子的分布稀疏且不均匀,这种噪声干扰提高了数据处理难度<sup>[18]</sup>。

### 1.2.2 基于可调谐半导体激光吸收光谱的测速技术

可调谐半导体激光吸收光谱(Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy, TDLAS)技术被广泛应用于燃气速度的测量,该技术基于多普勒效应,通过测量气体中吸收光谱线的频率偏移,可以准确推导得到流速。当激光束穿过燃气流时,气体分子的运动会引起吸收谱线的频率变化,频移的大小与气体的流速成正比,可计算得出燃气的速度分布<sup>[19]</sup>。此外,基于TDLAS分析吸收谱线的强度和宽度,能够实时得出温度和压力数据。凭借高频率、非接触式测量、对高温环境适应性好等优点,TDLAS技术在APDE测量领域中展现出极大的应用潜力。

在已有研究中,TDLAS技术在APDE中的应用主要聚焦于获取燃烧流场的瞬态温度和气体组分数据。MATTISON D W等人<sup>[20]</sup>最早在APDE中使用

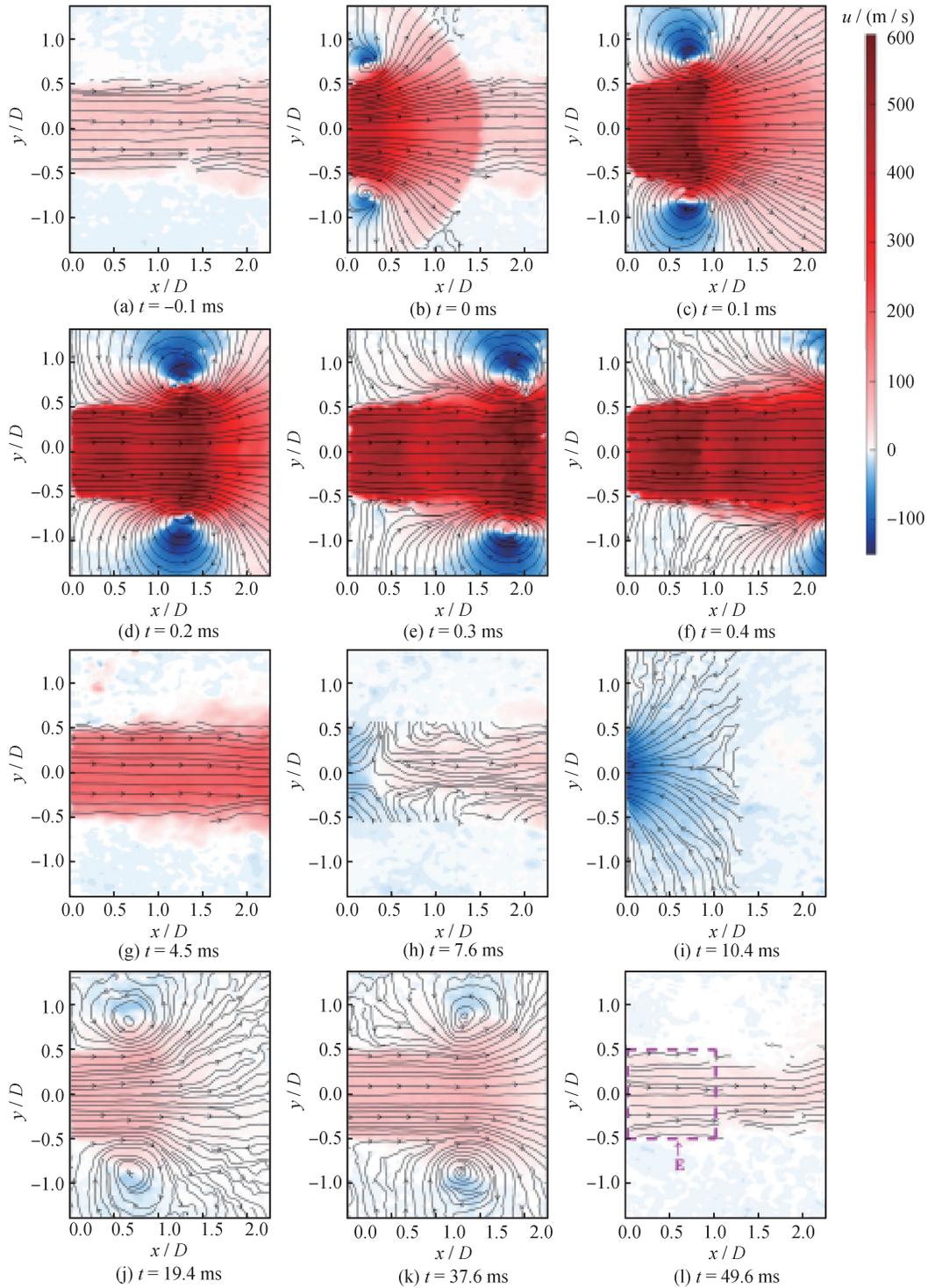


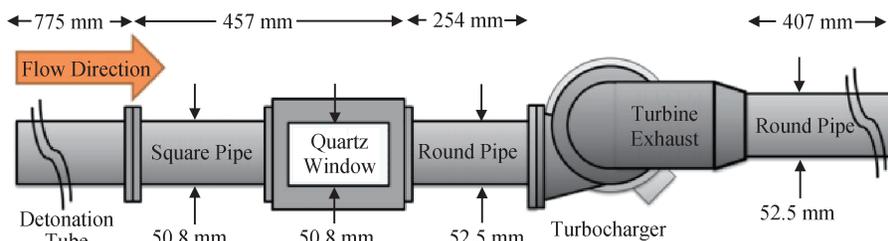
图2 不同时刻排气流径向速度分布<sup>[17]</sup>

Fig.2 Radial velocity distribution of the exhaust flow at different time instants<sup>[17]</sup>

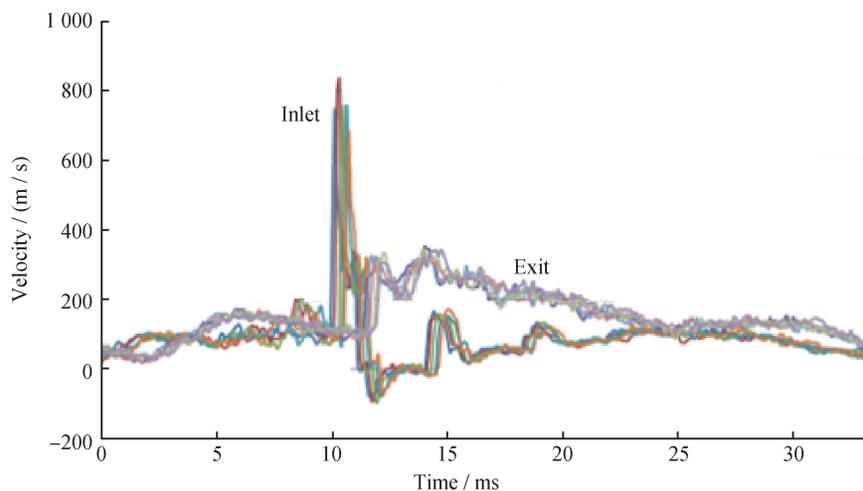
TDLAS技术测量了水蒸气的温度和浓度分布，展示了其在高温燃烧环境中实现精准测量的潜力。LYLE K T等人<sup>[21]</sup>基于多普勒频移原理，首次实现了APDE燃气速度的实时测量。这些研究奠定了TDLAS技术在APDE排气流场测量中的应用基础，

证明了其在获取高频瞬态气体参数方面的有效性。

ROUSER K P等人<sup>[22]</sup>优化了TDLAS技术的应用方式，通过在APDE涡轮系统的入口和出口处安装TDLAS设备，实现了全周期内静温、静压及速度的高分辨率监测，测试系统及测试结果如图3所



(a) 脉冲爆震发动机涡轮实验系统  
(a) Pulse detonation engine turbine experimental system



(b) 燃气速度测试结果  
(b) Gas velocity test results

图3 TDLAS燃气速度测试<sup>[22]</sup>

Fig.3 TDLAS gas velocity measurement<sup>[22]</sup>

示。通过测量水蒸气的温度、压力和速度分布，捕捉瞬态反射压力波及反向流动现象，测量结果为APDE驱动涡轮的非稳态流场建模和系统效率分析提供了有力支撑。

尽管TDLAS技术在APDE燃气速度、温度和组分的测量中表现出了显著优势，但在实际应用中依然面临多种挑战。高温条件下，激光的吸收谱线可能会出现展宽或位移，从而影响燃气速度和温度测量的准确性；高速气流和燃气介质的动态变化可能引入不规则的信号噪声，导致高频条件下的燃气速度和组分测量误差增大；流场中频繁的压力波动对激光的稳定性也提出了更高要求，这进一步增加了测量过程的复杂性，提高了信号处理难度。

## 2 燃烧室性能非稳态参数测试

### 2.1 增压比测试

增压比是评估APDE性能的重要参数，其定义为燃烧室出口总压与压气机出口总压的比值，反

映了爆震燃烧对气流增压能力的实际表现<sup>[23]</sup>。

不同于缓燃燃烧，脉冲爆震燃烧具有极强的非定常排气特性，其排气流量、压力、温度均随时间周期变化，因此常用一个脉冲爆震循环内的爆震室出口平均压力来衡量该爆震室的增压能力。脉冲爆震燃气驱动涡轮做功主要集中在高温高压燃气冲击涡轮的阶段，该阶段通过涡轮的流量多，但所占一个脉冲爆震循环时间比例小。基于时间平均的计算方法会低估脉冲爆震燃烧室的增压能力，目前已有的研究普遍认为基于质量平均的计算方法<sup>[24-26]</sup>获得的等效总压能够更为实际地反映爆震燃气的做功能力。爆震室出口等效总压计算公式为

$$P_{avg}^{MA} = \frac{\int_0^{t_{cycle}} W(t) P_{t-out}(t) dt}{\int_0^{t_{cycle}} W(t) dt} \quad (1)$$

式中： $P_{avg}^{MA}$ 为质量加权平均压力， $W(t)$ 为 $t$ 时刻的爆震出口流量， $P_{t-out}(t)$ 为 $t$ 时刻的爆震出口总压， $t_{cycle}$ 为一个爆震周期的时间。

试验中，在爆震室出口安装L型测试段，测试

段示意图如图4(a)所示,在与出口燃气平行和正对燃气的壁面上分别布置大量程高频响压电型压力传感器,用于检测爆震室出口燃气的静压和总压。根据式(1)以及图4(b)所示的测量结果,结合试验测得的出口总压与数值计算的出口流量,可以计算回流型爆震室的增压比。

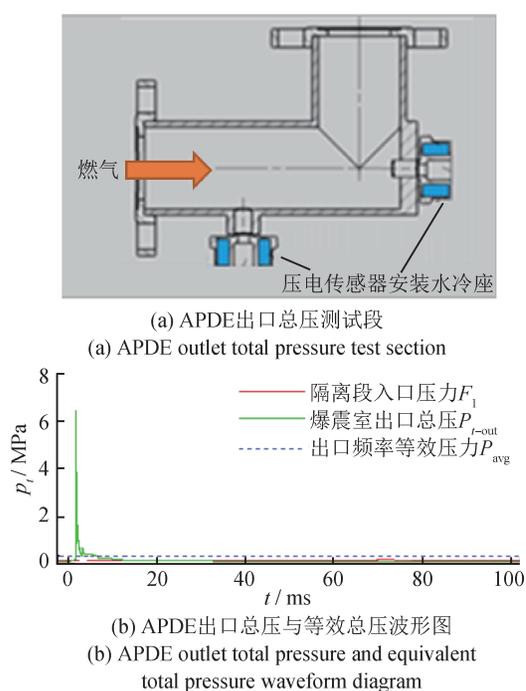


Fig.4 APDE outlet total pressure measurement

## 2.2 燃烧效率测试

### 2.2.1 燃烧效率计算方法

燃烧效率可以表示为燃油化学能转化为热能的程度。燃烧效率的定义可分为3种:①焓增燃烧效率;②温升燃烧效率;③燃气分析法的燃烧效率<sup>[27]</sup>。温升法是较为常用的燃烧效率计算方法,其原理是:通过测量燃料燃烧后温度升高的幅度,间接计算燃烧效率 $\eta$ ,公式为

$$\eta = \frac{T_{i4} - T_{i3}}{T_{i40} - T_{i3}} \quad (2)$$

式中: $T_{i4}$ 为出口截面平均温度, $T_{i3}$ 为进口截面平均温度, $T_{i40}$ 为燃料完全燃烧时燃烧室出口温度。 $T_{i40}$ 由理论公式计算得到,不受实际测量结果影响。

### 2.2.2 爆震温度测试方法

燃烧温度是表征燃烧过程的重要参数,其分布对于研究不同燃料类型、配比及发动机的燃烧流场特性至关重要。通常,燃烧温度指火焰气体

在热平衡状态下的温度,但在爆震燃烧等非稳态条件下,气体往往处于非平衡状态。反应区内温度受燃气混合、热释放和流动扰动的影响,会呈现出明显的时空不均匀性和剧烈波动,并伴随高温梯度与局部过热现象。此外,部分能量转化实际为分子振动、转动或电子能级的变化,有效温度会发生动态变化。研究这种温度的非稳态特性对揭示能量转换过程、中间产物生成及火焰传播机制具有重要意义,但同时对温度测量提出了更高要求。

燃烧温度的测量方法可分为接触式和非接触式两大类<sup>[28-30]</sup>。接触式方法(例如热电偶法等)适用于简单燃烧环境下的测量(例如测量温度较低且变化不大的稳态火焰)。在非接触式测量方法中,光谱法最为常用。光谱法包括双色测温法、相干反斯托克斯拉曼散射光谱(Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy, CARS)法、激光诱导荧光法以及可调谐半导体激光吸收技术等。

#### 1) 双色测温法

双色测温法是国内外研究较多的火焰温度测量方法,其根据两个不同波长的辐亮度 $L(\lambda)$ 之比得到火焰的温度 $T_F$ 。

由普朗克定律知,物体辐亮度为

$$L(\lambda) = \varepsilon(\lambda, T_F) \frac{C_1}{\lambda^5 (e^{C_2/\lambda T_F} - 1)} \quad (3)$$

式中: $C_1$ 为第一辐射常数, $C_2$ 为第二辐射常数, $\varepsilon(\lambda, T_F)$ 为燃气的光谱发射率, $\lambda$ 为波长。

光谱发射率的表达式有不同的形式。利用双色法测量火焰温度的优点是无需参考光源,有利于简化光路布置;缺点是测量精度取决于假定的 $\varepsilon(\lambda, T_F)$ 表达式的准确度。

JENKINS T P<sup>[29-30]</sup>在传统双色测温法的基础上提出了双色调制吸收/发射测量法来测量碳黑的温度。该方法使用两个接近的光谱波长,结合调制吸收法,通过实时测量辐射亮度比值来监测燃烧产物温度。实验表明,该方法在火焰的瞬态动态过程中提供了高时空分辨力的温度数据,能够有效克服燃烧环境下的背景辐射干扰,确保测量数据的准确性。与传统的双色测温法相比,该方法仅涉及单色发射率的比值,无需获取绝对单色发射率,也无需假设折射率,极大提高了测量精度。

## 2) 相干反斯托克斯拉曼散射光谱法

相干反斯托克斯拉曼散射光谱是一种基于拉曼效应的非线性光谱测量技术,用于精确测量介质的温度分布。其原理为:泵浦光和斯托克斯光在燃烧区域内以特定角度交汇,产生相干反斯托克斯散射光,相干反斯托克斯散射光信号与介质温度密切相关,通过分析CARS谱线的轮廓即可获得火焰的精确温度分布<sup>[31-32]</sup>。

在实际应用中,CARS系统通过精确的光学调节可以实现高空间分辨力测量。其相干特性有效抑制了荧光和背景光干扰,使信号具有高方向性和高信噪比。宽带单脉冲CARS能够捕捉毫微秒级的瞬态光谱,特别是通过信号交叉排列光束重叠法(Beam Overlap by Crossing Arrangement of Signals, BOXCARS)配置,可满足燃烧室微小区域的高精度测量需求<sup>[33]</sup>。在脉冲爆震燃烧研究中,CARS技术发挥着重要作用。由于爆震波的高速传播及爆震室内的高温高压环境,传统的温度测量方法面临着巨大挑战,而CARS凭借其高时间分辨力和优异的抗干扰性能,能够准确捕捉爆震波前后的温度分布及气体组分变化。研究人员利用CARS技术测量了脉冲爆震发动机喷流中的燃烧温度与气体浓度,并成功观察到了爆震波引发的温度剧增效应,揭示了爆震过程中化学反应的剧烈程度及其对排气温度的影响<sup>[34]</sup>。

CARS技术在PDC应用中尽管具有明显优势,但也面临一些技术挑战。例如,在PDC爆震室内,由于极高的压力和温度,使用大功率激光有可能损伤光学元件,提高设备的损耗和维护难度。此外,燃烧过程中的高吸收性燃料可能会导致信号发生衰减,影响CARS的测量准确性。为了优化CARS在PDC中的应用,研究人员致力于开发具有更高耐温性和耐用性的光学系统,同时通过调整激光参数以降低高功率带来的损耗<sup>[35-36]</sup>。

综上所述,CARS凭借其卓越的分辨力和抗干扰能力,已成为PDC燃烧温度与成分精准测量的重要工具。尽管在设备的耐用性和适应性上仍有改进空间,但CARS技术已经在高温、高速流场研究中展现出独特优势,并推动了脉冲爆震发动机领域的发展。

## 3) 激光诱导荧光法

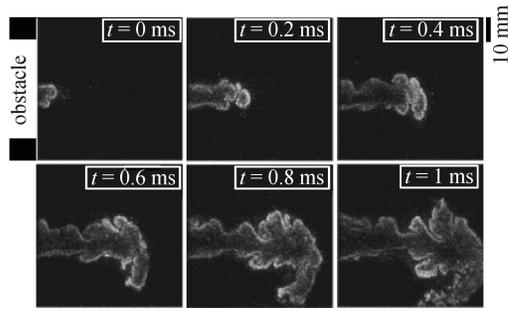
激光诱导荧光(Laser Induced Fluorescence, LIF)技术是一种通过激发分子或原子发射荧光来检测其空间分布的光谱测量方法。LIF能够在燃烧诊断中实时测量流场中的温度、压力、速度及浓度参数,尤其适用于微量自由基(如OH和CH)的检测。相比其他光学测量手段,LIF的荧光散射横截面更大,因此具备较高的灵敏度和空间分辨力,广泛应用于脉冲爆震燃烧等复杂流场的研究领域<sup>[37]</sup>。

在APDC实验研究中,德国慕尼黑工业大学的研究人员<sup>[38-39]</sup>开发了基于羟基平面激光诱导荧光(Hydroxyl Planar Laser-Induced Fluorescence, OH-PLIF)的高速成像系统,专门用于观测氢气-空气混合物的爆震现象。该系统使用了20 kHz的高频激光和高速相机,能够实时捕捉火焰传播、形变以及爆震波形成的全过程。OH-PLIF技术捕捉火焰加速过程如图5(a)所示,燃烧室内轴向温度分布如图5(b)所示(其中纵坐标无量纲)。OH-PLIF技术能够精准地解析火焰前沿结构及温度场的分布,揭示从缓燃到爆震过渡过程中的火焰不稳定性、湍流与激波相互作用等机制。当火焰速度接近声速时,火焰的自发辐射与高温环境下的激光吸收会影响荧光信号强度,研究团队通过使用短门限时间的高速相机以及优化激光入射角等方法,有效减少了爆震过程中的干扰,确保了结果图像的高信噪比和高清晰度。

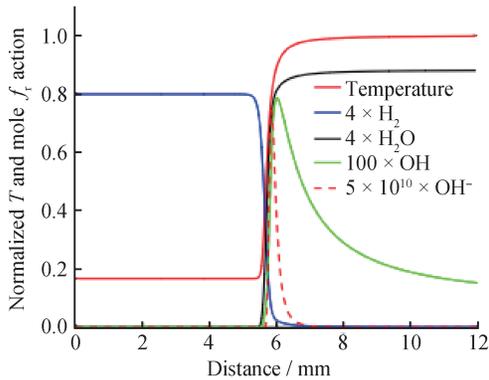
尽管OH-PLIF技术在PDC实验中展现了巨大的潜力,但其未来应用仍面临诸多挑战。为了实现三维流场的精准诊断,未来需要结合多平面OH-PLIF成像技术,或开发更具耐高温性能的光学系统,以提升测量精度和系统稳定性。这些优化措施将推动OH-PLIF技术在PDC以及其他复杂燃烧环境中的应用,为燃烧流场研究提供更加全面的数据支持。

## 4) 基于TDLAS的爆震温度测量技术

TDLAS技术凭借其高精度、连续测量能力以及实用性,在脉冲爆震发动机燃烧流场中的温度和气体组分监测中得到广泛应用。基于可调谐近红外连续波二极管激光器实现的TDLAS技术可覆盖750 nm ~ 2 μm的光谱范围,其系统结构相对简单,信号强度高,数据处理较为简便,并且可以



(a) OH-PLIF技术捕捉火焰加速过程  
(a) The flame acceleration process captured by OH-PLIF technology



(b) 燃烧室内轴向温度分布  
(b) Axial temperature distribution inside the combustion chamber

图5 系统测试结果<sup>[38]</sup>

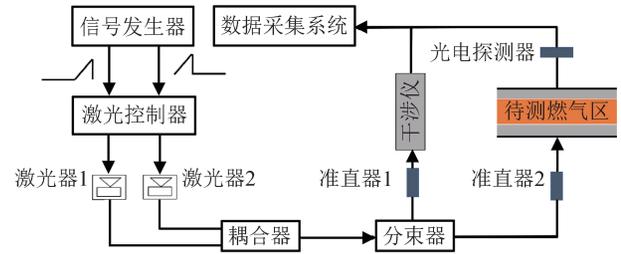
Fig.5 OH-PLIF system test results<sup>[38]</sup>

与光纤相结合, 实现远程监测。TDLAS采用视线法, 能够快速、连续地测量燃烧流场中的温度和气体组分浓度, 非常适用于复杂燃烧环境下的非接触实时测量<sup>[39-42]</sup>。

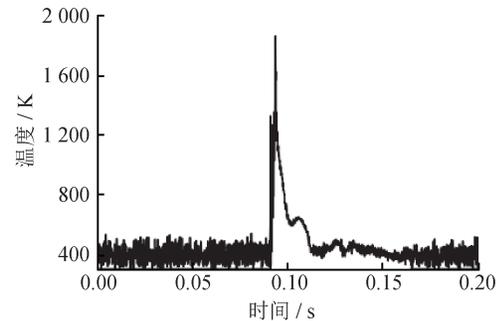
SANDERS S T等人<sup>[43]</sup>基于TDLAS技术, 采用波长复用策略对脉冲爆震火箭发动机燃气参数进行测量, 实现了气体温度、H<sub>2</sub>O浓度和烟尘体积分数的原位测量。ROUSER K P等人<sup>[44]</sup>利用TDLAS技术对脉冲爆震燃烧室进出口燃气参数进行了测量, 获得全周期时间分辨力的入口和出口温度和速度参数; 陈帆等人<sup>[45]</sup>利用TDLAS技术的时分复用策略对脉冲爆震火箭发动机燃气参数进行测量, 实现了脉冲爆震火箭发动机在1Hz和5Hz工作频率下的燃气温度和H<sub>2</sub>O浓度测量。

吴昭等人<sup>[46]</sup>设计了基于TDLAS的APDE燃气温度测量系统, 通过直接吸收和时分复用策略, 在5~30 Hz工作频率范围内, 实现了燃气温度的动态测量。随着工作频率的增加, 燃气温度也相应升高, 这为APDE的燃烧系统优化和性能评估提

供了重要数据支撑。APDE出口TDLAS二维温度场测量如图6所示。



(a) TDLAS测温验证实验系统  
(a) TDLAS temperature measurement verification experimental system



(b) 典型工况APDE单一工作周期燃气温度测量结果  
(b) Typical operating condition: single cycle gas temperature measurement results of the APDE

图6 APDE出口TDLAS二维温度场测量<sup>[46]</sup>

Fig.6 2D temperature field measurement at the APDE outlet using TDLAS<sup>[46]</sup>

尽管TDLAS技术在APDE研究中展现了巨大潜力, 但在未来的实际应用中仍面临挑战。例如, 在高温高压环境下, 吸收谱线的展宽效应会影响测量精度; 此外, 随着频率的增高, 光强衰减也可能影响系统的稳定性。因此未来的研究方向包括: 提升激光调制频率, 以满足高频脉冲条件下的测量需求; 优化系统的耐用性, 使其能够适应爆震燃烧流场中的极端工作条件等<sup>[25]</sup>。

### 3 部件匹配非稳态参数测试

#### 3.1 涡轮转速测试

涡轮转速是吸气式脉冲爆震发动机部件匹配研究中的重要参数。爆震燃烧的周期性高频冲击特性导致涡轮在工作过程中表现出显著的动态响应, 特别是爆震燃气引发的震动会对涡轮转速产生非定常性影响, 而涡轮转速的变化不仅反映了爆震燃气对涡轮的做功能力, 还直接关系到压气机的运行稳定性以及整个系统的性能优化策略<sup>[47]</sup>。

因此需要利用精确的转速测量技术进行定量分析。

为研究涡轮进口爆震燃气引起的非稳态效应,通常采用光电式转速传感器对涡轮转速进行测量,具体原理为:在压气机的转子表面粘贴感光材料,将传感器探头固定在压气机机壳上,使其正对感光材料,当转子旋转时,感光材料每次经过传感器探头时会产生一个光电信号,形成脉冲。通过示波器和数据采集系统记录两个连续脉冲信号之间的时间间隔 $\Delta t$ ,根据式(4)计算涡轮的转速 $N$ 。这种方法能够实时监测涡轮的瞬态转速变化,为动态条件下的涡轮性能分析提供关键数据支撑。

$$N = \frac{60}{\Delta t} \quad (4)$$

### 3.2 涡轮效率计算方法

涡轮效率是评估涡轮能量转换性能的重要参数,直接影响发动机的整体推进效率。在稳态条件下,涡轮效率 $\eta_{\text{稳态}}$ 通常定义为实际输出功率与理想功率的比值<sup>[48-50]</sup>,计算公式为

$$\eta_{\text{稳态}} = \frac{h_{i4} - h_{i5}}{h_{i4} - h_{i5s}} \quad (5)$$

式中: $h_{i4}$ 和 $h_{i5}$ 分别为涡轮入口和出口的总焓, $h_{i5s}$ 为等熵膨胀出口的总焓。

非稳态条件下,由于爆震燃气流场的高频波动性,流场参数无法简单地用定常值描述。非稳态涡轮效率 $\eta_{\text{非稳态}}$ 的测量需要引入时间积分方法,以捕捉完整爆震周期内的瞬态参数变化过程<sup>[51-53]</sup>,计算公式为

$$\eta_{\text{非稳态}} = \frac{\int_0^T m(t)[h_{i4}(t) - h_{i5}(t)]dt}{\int_0^T m(t)[h_{i4}(t) - h_{i5s}(t)]dt} \quad (6)$$

式中: $t$ 为时间, $T$ 为爆震周期, $m(t)$ 为瞬时质量流率。

脉冲爆震涡轮效率通常低于稳态涡轮效率,这主要归因于脉冲燃气引起的流动非均匀性、压力损失和激波效应。特别是在爆震过程中,激波与边界层相互作用引起的涡流及流场分离效应会增加流动能量损失。此外,涡轮叶片设计所产生的影响和入口流动匹配问题在非稳态条件下更加突出,这也是导致涡轮效率下降的关键原因之一<sup>[53]</sup>。

非稳态涡轮性能测试需要基于高频动态测量手段捕捉瞬态数据,并通过动态修正优化方法提

高计算精度。实验系统须具备高时间分辨力和高频动态响应能力,此外在设计阶段需优化燃烧室和涡轮匹配,以减少效率损失,提升系统整体性能。

## 4 整机性能非稳态参数测试

整机性能是衡量吸气式脉冲爆震发动机实际应用效果的重要指标,整机性能参数包括推力、比冲、燃料利用率等。整机性能测试的复杂性主要来源于APDE固有的非稳态工作特性,尤其是在推力测量方面,高频爆震产生的非稳态气流、脉冲间相互作用和应力波传播等因素,对传统测试方法提出了挑战。本文重点介绍推力测试方法及加速度修正技术。

### 4.1 推力测试方法

APDE推力测试的研究始于通过弹道摆装置测量单循环爆震管的最大功率推力<sup>[54-60]</sup>。随着PDE多循环操作技术的发展,更复杂的非稳态推力测试技术逐渐成为研究热点。现有的推力测试方法主要包括推力壁压力积分法、负荷传感器法、负荷弹簧结合阻尼系统的方法、力传感器法等。推力壁压力积分法通过记录推力壁的压力历史并进行时间积分来计算推力,原理简单且直接<sup>[61-63]</sup>。但高温爆轰环境可能引发压力传感器的热漂移,影响测量精度。负荷传感器法和负荷弹簧结合阻尼系统的方法能够测量时间平均推力,但受系统加速度效应引入的惯性力干扰影响,测量值与真实值存在偏差<sup>[64-71]</sup>,尤其是在高频操作条件下,惯性效应会显著影响测量结果,因此需要进行复杂的校准过程以提高测量精度。力传感器法是近年发展起来的一种直接测量非稳态推力的方法。将PDE安装于无摩擦滑轨上,通过快速响应的力传感器直接捕获推力信号<sup>[72-80]</sup>。尽管该方法简单且能够实现实时测量,但实验装置的结构响应对测量结果具有重要影响。例如,脉冲间的相互作用、应力波传播与反射等因素会引入高频噪声,从而干扰推力信号的准确性。且这些结构响应未必能在下一次爆轰脉冲到来之前完全衰减,特别是在操作频率较高的情况下,这可能导致推力信号发生脉冲间相互作用<sup>[81-84]</sup>。

## 4.2 推力测试加速度修正

为了解决惯性力叠加效应和应力波引起的高频噪声问题<sup>[85-87]</sup>,研究者开发了一些针对PDE的新型推力测量方法,基于动态系统参数识别的推力修正技术是其中之一,该技术的原理为:假设整个PDE系统为线性系统,通过测量已知的输入与响应建立系统传递函数,利用反卷积技术降低应力波传播与脉冲间相互作用的影响<sup>[88-97]</sup>。基于动态系统参数识别的推力修正技术结合了动态数据分析和标准信号处理方法,在复杂的气体动力学条件下仍能获得较高的测量精度。JOSHI D D<sup>[98]</sup>通过数值和半径研究验证了该技术的有效性,并指出系统传递函数能够全面表征PDE的动态特性,为非稳态推力测量提供了可靠的理论工具。

JOSHI D D等人<sup>[99]</sup>还提出了一种新的推力修正方法,利用系统传递函数全面表征非稳态推力测量装置的动态特性,解决了脉冲爆震发动机推力测量中的惯性力影响、应力波干扰和脉冲间相互作用问题,大幅提高了测量精度。此方法中惯性力修正的基本原理是通过测量系统的瞬态加速度信号,结合装置的有效振动质量对测量推力进行修正,公式为

$$F_{\text{comp}}(t) = F(t) - m_{\text{eff}} a_{\text{filt}}(t) \quad (7)$$

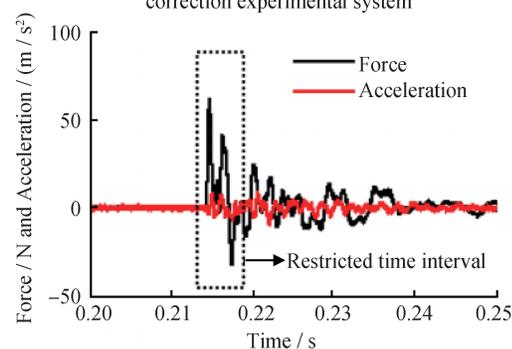
式中:  $F_{\text{comp}}(t)$ 为修正后的推力,  $F(t)$ 为原始测量推力,  $m_{\text{eff}}$ 为系统的有效振动质量,  $a_{\text{filt}}(t)$ 为经过滤波处理的加速度信号。

此方法中传递函数的建立依赖于已知输入信号和响应信号的测量,利用傅里叶变换在频域中完成反卷积操作,并结合滤波技术去除低频漂移和高频噪声。非稳态推力测试试验系统及测试结果如图7所示,惯性修正能够有效降低结构振动和噪声干扰的影响,使测量推力与真实推力更为接近,推力偏差减少约7%~8%。

未来的非稳态推力测试技术发展应侧重于进一步优化动态系统的表征方法,例如结合多参数联合测量和智能信号处理技术以提高传递函数的精确性和实时性。同时,为适应更复杂的工作环境,提升传感器的响应速度和抗干扰能力也尤为重要。实时的非稳态推力测量与修正技术将成为未来的热点研究方向,为推动APDE的工业化应用提供重要支撑。



(a) 非稳态推力测试加速度修正试验系统  
(a) Unsteady thrust measurement acceleration correction experimental system



(b) 推力及加速度测试结果  
(b) Thrust and acceleration test results

图7 非稳态推力测试试验系统及测试结果<sup>[99]</sup>

Fig.7 Unsteady thrust test system and test results<sup>[99]</sup>

## 5 总结与展望

在燃烧组织方面,爆震波压力和燃气速度的测量直接关系到脉冲爆震发动机燃烧过程的优化策略制定。压电和压阻传感器作为核心测量工具,在动态压力测量中具有较高的时间分辨力和适用性,但在高温高压环境中的抗干扰能力和长期稳定性仍有不足。PIV和TDLAS等光学测量技术通过高分辨力的非接触测量,揭示了燃气速度和湍流特性对流场结构的影响,然而这些技术在复杂的高频动态环境中面临示踪粒子稳定性和测量精度的挑战,需要进一步优化测量方法。

燃烧室性能直接影响发动机的推进能力和热效率。现有增压比测量方法通过L型测试段和高压压力传感器捕捉动态压力波动,采用质量加权平均方法提升了对非稳态燃烧室实际性能的评估精度。基于CARS以及基于LIF的测量技术能够精准捕获燃烧产物的温度和组成分布,但复杂的实验条件和高成本的实验设备限制了上述技术的应用

场景, 如何提升极端爆震条件下测量设备的抗干扰能力也有待研究。

部件匹配研究的重点在于涡轮转速和效率的测量与优化。光电转速传感器提供了高时间分辨力的动态转速数据, 但爆震燃气的周期性高频冲击特性对涡轮效率的动态响应影响尚需深入研究。非稳态涡轮效率的测量方法通过时间积分捕捉完整爆震周期内的瞬态数据, 并结合瞬时流量和焓变化计算涡轮效率, 虽然测量精度有所提升, 但实验装置的动态响应能力仍需优化以应对复杂的流动环境。

整机性能方面, 推力测量对于评估脉冲爆震发动机实际推进性能至关重要。高频非稳态气流影响、脉冲间相互作用和应力波传播干扰提高了推力测量的复杂性。推力壁压力积分法、负荷传感器法等传统推力测量方法可在一定程度上满足测试需求, 但由于惯性力叠加效应和噪声的影响, 测量误差显著增加。基于动态系统参数识别的推力修正方法通过建立系统传递函数并结合反卷积技术, 有效提升了测量准确性。

未来的研究中, 应进一步优化测量技术和系统集成。在燃烧组织方面, 应提高传感器和光学测量设备的抗干扰能力和适应性, 以满足极端工况(如高频动态环境)下的测量需求; 燃烧室的研究需结合多物理场模拟技术, 根据实验数据优化燃烧室结构设计, 进一步提升性能评估的精度; 在部件匹配方面, 需深入研究非稳态涡轮动态响应, 开发具有更高时间和空间分辨力的动态测试系统; 在整机性能优化方面, 可结合人工智能技术与实时信号处理算法, 开发多参数联合测量与综合分析系统, 进一步提升APDC非稳态参数测量技术的准确性和可靠性。

### 参考文献

- [1] 严传俊, 范玮. 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.  
YAN C J, FAN W. Principles and key technologies of pulse detonation engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Press, 2005. (in Chinese)
- [2] 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 B, XIE Q F, WEN H C, et al. Research progress of detonation engines [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(4): 721-737. (in Chinese)
- [3] 郑龙席, 王治武, 黄希桥, 等. 脉冲爆震涡轮发动机技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019.  
ZHENG L X, WANG Z W, HUANG X Q, et al. Pulse detonation turbine engine technology [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University Press, 2019. (in Chinese)
- [4] PEACE J T, LU F K. Detonation-to-shock wave transmission at a contact discontinuity [J]. Shock Waves, 2018, 28(5): 981-992.
- [5] BIRMAN V. Thermal effects on measurements of dynamic processes in composite structures using piezoelectric sensors [J]. Smart Materials and Structures 5.4, 1996, 5(4): 379-385.
- [6] GRAY J A T. Reduction in the run-up distance for the deflagration-to-detonation transition and applications to pulse detonation combustion [D]. Berlin: Technische Universität Berlin, 2018.
- [7] BARLIAN A A, PARK W T, MALLON J R, et al. Review: semiconductor piezoresistance for microsystems [J]. Proceedings of the IEEE, 2009, 97(3): 513-552.
- [8] CARTER S, NED A, CHIVERS J, et al. Selecting piezoresistive vs. piezoelectric pressure transducers [J]. Kulite Semiconductor Products, 2016: 1-25.
- [9] SETTLES G. Schlieren and shadowgraph techniques: visualizing phenomena in transparent media [J]. Applied Mechanics Reviews, 2022, 55(4): 76-77.
- [10] HARGATHER M J, SETTLES G S. A comparison of three quantitative schlieren techniques [J]. Optics & Lasers in Engineering, 2012, 50(1): 8-17.
- [11] ALLGOOD D, GUTMARK E, MEYER T, et al. Computational and experimental studies of pulse detonation engines [C]// Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2003. DOI: 10.2514/6.2003-889.
- [12] ELSINGA G E, OUDHEUSDEN B W, SCARANO F, et al. Assessment and application of quantitative schlieren methods: calibrated color schlieren and background oriented schlieren [J]. Experiments in Fluids, 2004, 36(2): 309-325.
- [13] GLASER A, CALDWELL N, GUTMARK E. Performance measurements of a pulse detonation combustor array integrated with an axial flow turbine [C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006. DOI: 10.2514/6.2006-1232.
- [14] OWENS Z C. Flowfield characterization and model development in detonation tubes [D]. San Francisco Bay Area: Stanford University, 2008.
- [15] OPALSKI A, PAXSON D, WERNET M. Detonation

- driven ejector exhaust flow characterization using planar DPIV [C]// 41st AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson, Arizona, 2005: 1–20.
- [16] HAGHDOOST M R, EDGINGTON - MITCHELL D M, PASCHEREIT C O, et al. Investigation of the exhaust flow of a pulse detonation combustor at different operating conditions based on high-speed schlieren and PIV [C]// AIAA Scitech 2019 Forum, 2019: 1512–1537.
- [17] HAGHDOOST M R, EDGINGTON - MITCHELL D, PASCHEREIT C O, et al. High-speed schlieren and particle image velocimetry of the exhaust flow of a pulse detonation combustor [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58 (8) : 3527–3543. .
- [18] REZAY HAGHDOOST M, EDGINGTON-MITCHELL D, NADOLSKI M, et al. Dynamic evolution of a transient supersonic trailing jet induced by a strong incident shock wave [J]. *Physical Review Fluids*, 2020, 5 (7). DOI: 10.1103/PhysRevFluids.5.073401.
- [19] 刘佩进, 王志新, 杨斌, 等. 结合吸收光谱与互相关法的燃气速度测量方法研究[J]. *光谱学与光谱分析*, 2017, 37(2): 532–536.
- LIU P J, WANG Z X, YANG B, et al. Research on gas velocity measurement method combining absorption spectroscopy and cross-correlation method [J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2017, 37(2): 532–536. (in Chinese)
- [20] MATTISON D W, BROPHY C M, SANDERS S T, et al. Pulse detonation engine characterization and control using tunable diode-laser sensors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(4): 568–572.
- [21] LYLE K T, JEFFRIES J B, HANSON R K. Diode-laser sensor for air-mass flux 1: design and wind-tunnel validation [J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(9): 2204–2212.
- [22] ROUSER K P, KING P I, SCHAUE F R, et al. Time-accurate flow field and rotor speed measurements of a pulsed detonation driven turbine [C]// 49th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition, 2011: 7749–7764.
- [23] BONG C, LEE J W, SUN H J, et al. TDLAS measurements of temperature and water vapor concentration in a flameless MILD combustor [J]. *Measurement Science and Technology*, 2021, 32 (5). DOI: 10.1088/1361-6501/abd8ff.
- [24] 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.
- [25] GEORGE A C S, DRISCOLL R, MUNDAY D E, et al. Experimental comparison of axial turbine performance under pulsed-air and pulsed-detonation flows [C]// AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference, 2013. DOI: 10.2514/6.2013-3624.
- [26] AMBADY S, HOFER D C, TANGIRALA V E, et al. Turbine efficiency for unsteady, periodic flows [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134: 1–6.
- [27] 熊妮. APDE 光学诊断及进排气系统研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2009.
- XIONG C. Optical diagnostics and intake/exhaust system research of APDE [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)
- [28] 黄希桥, 严传俊, 范玮, 等. 脉冲爆震燃烧效率的探索性试验研究 [J]. *航空动力报*, 2006(6): 962–966.
- HUANG X Q, YAN C J, FAN W, et al. Exploratory experimental study on the combustion efficiency of pulse detonation [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006 (6) : 962–966. (in Chinese)
- [29] JENKINS T P, HANSON R K. A soot temperature diagnostic combining flame emission and modulated laser absorption [C]// 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2000. DOI: 10.2514/6.2000-953.
- [30] JENKINS T P, HANSON R K. Soot diagnostic for pulse detonation engine studies [C]// 36th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000. DOI: 10.2514/6.2000-3588.
- [31] YANG S R, ZHAO J R, SUNG, et al. Multiplex CARS measurements in supersonic H<sub>2</sub>/ air combustion [J]. *Applied Physics B: Lasers and Optics*, 1999, 68: 257–265.
- [32] MAGRE P, COLLIN G, PIN O, et al. Temperature measurements by CARS and intrusive probe in an air-hydrogen supersonic combustion [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2001, 44(21): 4095–4105.
- [33] MAGRE P, BOUCHARDY P. Nitrogen and hydrogen coherent anti-stokes raman scattering thermometry in a supersonic reactive mixing layer [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2000, 28(1): 697–703.
- [34] CUTLER A D, MAGNOTTI G, CANTU L, et al. Dual pump coherent anti-stokes Raman spectroscopy measurements in a dual-mode scramjet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(3): 539–549.
- [35] CUTLER A D, GALLO E C A, CANTU L M L. Coherent anti-Stokes Raman spectroscopy measurement of ethylene in combustion [J]. *Applied Optics*, 2017, 56 (11) : 30–36.

- [36] KIM A, DEDIC C E, CUTLER A D. Development of a fs / ps CARS system for temperature and species measurements in a dual - mode scramjet combustor [C]// AIAA SCITECH 2023 Forum, 2023.
- [37] SPEARRIN R M, GOLDENSTEIN C S, SCHULTA I A, et al. Simultaneous sensing of temperature, CO, and CO<sub>2</sub> in a scramjet combustor using quantum cascade laser absorption spectroscopy [J]. *Applied Physics B*, 2014, 117: 689-698.
- [38] BOECK L R, MÉVEL R, FIALA T, et al. High-speed OH PLIF imaging of deflagration-to-detonation transition in H<sub>2</sub>-air mixtures [J]. *Experiments in Fluids*, 2016, 57(6): 105-118.
- [39] BOECK L R, BERGER F M, HASSLBERGER J, et al. Detonation propagation in hydrogen - air mixtures with transverse concentration gradients [J]. *Shock Waves*, 2016, 26(2): 181-192.
- [40] 杨斌, 齐宗满, 杨荟楠, 等. 基于 TDLAS 的燃烧流场速度测量方法 [J]. *燃烧科学与技术*, 2015, 21(6): 516-520.  
YANG B, QI Z M, YANG H N, et al. Velocity measurement method based on TDLAS for combustion flow [J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2015, 21(6): 516-520. (in Chinese)
- [41] BONG C, LEE J, SUN H, et al. TDLAS measurements of temperature and water vapor concentration in a flameless MILD combustor [J]. *Measurement Science and Technology*, 2021, 32(5). DOI: 10.1088/1361-6501/abd8ff.
- [42] HARGATHER M J, SETTLES G S. A comparison of three quantitative schlieren techniques [J]. *Optics & Lasers in Engineering*, 2012, 50(1): 8-17.
- [43] SANDERS S T, MATTISON D W, MA L, et al. Wavelength agile diode - laser sensing strategies for monitoring gas properties in optically harsh flows: application in cesium-seeded pulse detonation [J]. *Optics Express*, 2002, 10(12): 505-514.
- [44] ROUSER K P, KING P I, SCHAUER F R, et al. Time resolved flow properties in a turbine driven by pulsed detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(6): 1528-1536.
- [45] 陈帆, 陶波, 黄斌, 等. 基于 TDLAS 的脉冲爆震火箭发动机尾焰参数测量 [J]. *燃烧科学与技术*, 2013, 19(6): 501-506.  
CHEN F, TAO B, HUANG B, et al. Measurement of PDRE plume based on TDLAS technology [J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2013, 19(6): 501-506. (in Chinese)
- [46] 吴昭, 李江帆, 卢杰, 等. 基于 TDLAS 的脉冲爆震发动机燃气温度测量 [J]. *燃烧科学与技术*, 2024, 30(4): 411-418.  
WU Z, LI J F, LU J, et al. Temperature measurement of burning gas in pulse detonation engine based on TDLAS [J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2024, 30(4): 411-418. (in Chinese)
- [47] ROUSER K P, KING P I, SCHAUER F R, et al. Unsteady performance of a turbine driven by a pulse detonation engine [C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010: 13077-13092.
- [48] SURESH A, HOFER D C, TANGIRALA V E. Turbine efficiency for unsteady, periodic flows [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2012. DOI: 10.2514/6.2009-504.
- [49] GLASER A, CALDWELL N, GUTMARK E. Performance of an axial flow turbine driven by multiple pulse detonation combustors [C]// 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007. DOI: 10.2514/6.2007-1244.
- [50] CALDWELL N, GUTMARK E. Performance analysis of a hybrid pulse detonation combustor/ gas turbine system [C]// 44th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008: 3646-3655.
- [51] ROUSER K, KING P, SCHAUER F, et al. Unsteady performance of a turbine driven by a pulse detonation engine [C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-1116.
- [52] HOFER D C, TANGIRALA V E, SURESH A. Turbine efficiency for unsteady, periodic flows [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012. DOI: 10.1115/1.4003246.
- [53] GLASER A, CALDWELL N, GUTMARK E. Performance of an axial flow turbine driven by multiple pulse detonation combustors [C]// 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007. DOI: 10.2514/6.2007-1244.
- [54] NICHOLLS J A, WILKINSON H R, MORRISON R B. Intermittent detonation as a thrust-producing mechanism [J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1954, 27(5): 534-541.
- [55] TAKEUCHI S, DOI N, KASAHARA J, et al. Net impulse measurements of pulse detonation tube by using fuel -air mixture [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-148.
- [56] KASAHARA J, ARAI T, MATSUO A. Net impulse measurements of pulse detonation tube by using fuel-air mixture [C]// AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-148.

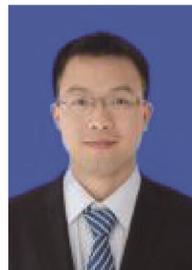
- ture[J]. AIAA Paper, 2003.
- [57] COOPER M, JACKSON S, AUSTIN J, et al. Direct experimental impulse measurements for detonations and deflagrations[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(5): 1033-1041.
- [58] COOPER M, SHEPHERD J E. Effect of porous thrust surfaces on detonation transition and detonation tube impulse [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 811-819.
- [59] KIYANDA C B, TANGUAY V, HIGGINS A J, et al. Effect of transient gas dynamic processes on the impulse of pulse detonation engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(5): 1124-1126.
- [60] HINKEY J B, BUSSING T R A, KAYE L. Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fueled pulse detonation engine [C]// *Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1995. DOI: 10.2514/6.1995-2578.
- [61] FAN W, YAN C J, HUANG X Q, et al. Experimental investigation on two-phase pulse detonation engine [J]. *Combustion and Flame*, 2003, 133(4): 441-450.
- [62] STANLEY S, BURGE K, WILSON D. Experimental investigation of pulse detonation wave phenomenon as related to propulsion application [C]// *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1995. DOI: 10.2514/MJPC95.
- [63] ZHANG F Y, FUJIWARA T, MIYASAKA T, et al. Detonation studies of high-frequency-operation pulse detonation engine with air/hydrogen [C]// *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2003: 1-7.
- [64] AARNIO M J, HINKEY J B, BUSSING T R A. Multiple cycle detonation experiments during the development of a pulse detonation engine [C]// *32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1996.
- [65] HINKEY J, WILLIAMS J, HENDERSON S, et al. Rotary-valved, multiple-cycle, pulse detonation engine experimental demonstration [C]// *33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997.
- [66] RASHEED A, TANGIRALA V E, PINARD P F, et al. Experimental and numerical investigations of ejectors for PDE applications [C]// *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Huntsville, Alabama, 2003: 1-9.
- [67] SHEHADEH R, SARETTO S, LEE S Y, et al. Thrust augmentation measurements for a pulse detonation engine driven ejector [C]// *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Fort Lauderdale, Florida, 2004: 1-9.
- [68] WILSON J, SGONDEA A, PAXSON D E, et al. Parametric investigation of thrust augmentation by ejectors on a pulsed detonation tube [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1): 108-115.
- [69] ALLGOOD D, GUTMARK E, HOKE J, et al. Performance measurements of multicycle pulse-detonation-engine exhaust nozzles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1): 70-77.
- [70] GLASER A, BRUMBERG J, RASHEED A, et al. Investigations of thrust generated by a valved, multitube PDE with exit nozzles [C]// *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Hartford, CT., 2008: 1-14.
- [71] KASAHARA J, HIRANO M, MATSUO A, et al. Thrust measurement of a multicycle partially filled pulse detonation rocket engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(6): 1281-1290.
- [72] MATSUOKA K, ESUMI M, IKEGUCHI K B, et al. Optical and thrust measurement of a pulse detonation combustor with a coaxial rotary valve [J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159(3): 1321-1338.
- [73] NGUYEN N, CUTLER A D. Pressure and thrust measurements of a high-frequency pulsed-detonation tube [C]// *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008: 1930-1940.
- [74] HINKEY J, HENDERSON S, BUSSING T. Operation of a flight-scale rotary-valved, multiple-combustor, pulse detonation engine (RVMPDE) [C]// *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1998. DOI: 10.2514/6.1998-3881.
- [75] SCHAUER F, STUTRUD J, BRADLEY R. Detonation initiation studies and performance results for pulsed detonation engine applications [C]// *39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2001.
- [76] KASAHARA J, HASEGAWA A, NEMOTO T, et al. Thrust demonstration of a pulse detonation rocket "TODOROKI" [C]// *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2007: 54-67.
- [77] TAKAGI S, MOROZUMI T, MATSUOKA K, et al. Study on pulse detonation rocket engine using flight test demonstrator "TODOROKI II" [C]// *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2014.
- [78] LI J L, FAN W, CHEN W, et al. Propulsive performance of a liquid kerosene/oxygen pulse detonation rocket engine [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(1): 265-271.
- [79] STRONGE W J. *Impact mechanics* [M]. London: Univer-

- sity of Cambridge Press, 2004.
- [80] CARBONARO M. Aerodynamic force measurements in the VKI longshot hypersonic facility [M]// New trends in instrumentation for hypersonic research. Dordrecht: Springer Netherlands, 1993: 317-325.
- [81] STORKMANN V, OLIVIER H, GRONIG H. Force measurements in hypersonic impulse facilities[J]. AIAA Journal, 1998, 36(3): 342-348.
- [82] BERNSTEIN L P R C. Force Measurements in short-duration hypersonic facilities[J]. 1975.
- [83] NAUMANN K W, ENDE H, MATHIEU G. Technique for aerodynamic force measurement within milliseconds in shock tunnel[J]. Shock Waves, 1991, 1(3): 223-232.
- [84] TANNO H, KODERA M, KOMURO T, et al. Aerodynamic force measurement on a large-scale model in a short duration test facility [J]. Review of Scientific Instruments, 2005, 76(3).
- [85] TANNO H, KOMURO T, TAKAHASHI M, et al. Unsteady force measurement technique in shock tubes [J]. Review of Scientific Instruments, 2004, 75 (2) : 532-536.
- [86] MEE D J. Dynamic calibration of force balances for impulse hypersonic facilities[J]. Shock Waves, 2003, 12: 443-455.
- [87] JOARDER R, JAGADEESH G. A new free floating accelerometer balance system for force measurements in shock tunnels[J]. Shock Waves, 2003, 13: 409-412.
- [88] SANDERSON S R, SIMMONS J M. Drag balance for hypervelocity impulse facilities [J]. AIAA Journal, 1991, 29(12): 2185-2191.
- [89] JOSHI M V, REDDY N M. Aerodynamic force measurements over missile configurations in IISc shock tunnel at  $M_\infty = 5.5$  [J]. Experiments in Fluids, 1986, 4 (6) : 338-340.
- [90] SAHOO N, MAHAPATRA D R, JAGADEESH G, et al. An accelerometer balance system for measurement of aerodynamic force coefficients over blunt bodies in a hypersonic shock tunnel [J]. Measurement Science and Technology, 2003, 14(3): 260-272.
- [91] SATHEESH K, JAGADEESH G. Analysis of an internally mountable accelerometer balance system for use with non-isotropic models in shock tunnels[J]. Measurements, 2009, 42(6): 856-862.
- [92] ROBINSON M, SCHRAMM J M, SCHRAMM K. An investigation into internal and external force balance configurations for short duration wind tunnels [C]// New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI. Notes on Numerical Fluidmechanics and Multidisciplinary Design (NNFM), Springer, Berlin, 2008. DOI: 10.1007/978-3-540-74460-3\_16.
- [93] ROBINSON M J, MEE D J, PAULL A. Scramjet lift, thrust and pitching-moment characteristics measured in a shock tunnel[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1): 85-95.
- [94] DANIEL W J T, MEE D J. Finite element modelling of a three-component force balance for hypersonic flows [J]. Computers and Structures, 1995, 54(1):35-48.
- [95] COOPER M, SHEPHERD J E. The effects of nozzles and extensions on detonation tube performance [C]// AIAA Paper, 2002.
- [96] SMITH A L, MEE D J, DANIEL W J T, et al. Design, modelling and analysis of a six component force balance for hypervelocity wind tunnel testing [J]. Computers and Structures, 2001, 79(11): 1077-1088.
- [97] ABDEL-JAWAD M M, MEE D J, MORGAN R G. New calibration technique for multiple-component stress wave force balances [J]. Review of Scientific Instruments, 2007, 78(6). DOI: 10.1063/1.2744235.
- [98] JOSHI D D. Unsteady thrust measurement techniques for pulse detonation engines [D]. Arlington: University of Texas at Arlington, 2014.
- [99] JOSHI D D, LU F K. Unsteady thrust measurement for pulse detonation engines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(1): 225-236.

(本文编辑: 刘圣晨, 米若鑫)



第一作者: 郑龙席(1970—), 男, 教授, 博士, 主要研究方向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。



通信作者: 卢杰(1988—), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为爆震燃烧基础理论及吸气式脉冲爆震发动机。