

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2024.03.04

超燃冲压发动机燃烧室光学测量技术发展现状

吴凌昊^{1,2}, 石小江², 李杨^{1,2}, 雷庆春^{1*}, 范玮¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 综述了超燃冲压发动机燃烧室光学测量技术的最新发展现状, 归纳了三类测量方法: 一维方法、二维方法和三维方法。一维方法可以测量燃烧室某个点或某条线平均的燃烧组分浓度以及温度信息, 是研究燃烧化学反应特性的重要手段; 二维方法可以实现燃烧室火焰结构或流场信息的面测量, 是研究燃料与空气的掺混特性、火焰传播特性, 以及火焰与湍流、旋涡、激波相互作用的重要手段; 三维方法是对二维方法测量能力的重要拓展, 他可以克服二维方法只能对流场一个平面进行测量或只能获得整个流场积分信息的缺陷, 实现燃烧场的空间三维测量。指出了未来内窥技术是满足真实的燃烧室结构光学测试的重要途径, 总结了当前超燃冲压发动机燃烧室光学测量工程应用的主要难题, 展望了提升超燃冲压发动机燃烧室光学测量成熟度的方法。

关键词: 超燃冲压发动机; 燃烧室; 光学测量; 激光吸收光谱

中图分类号: V239; TK16; TB96

文献标志码: A

文章编号: 1674-5795 (2024) 03-0057-15

Optical measurement techniques for scramjet combustor: A review

WU Linghao^{1,2}, SHI Xiaojiao², LI Yang^{1,2}, LEI Qingchun^{1*}, FAN Wei¹

(1. Northwestern Polytechnical University, School of Power and Energy, Xi'an 710129, China;

2. AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: This paper reviews the latest developments and applications of optical techniques for measurements in scramjet combustor. Three categories of measurement methods are summarized: one-dimensional method, two-dimensional method and three-dimensional method. One-dimensional method can measure the combustion species concentration and temperature at a point or along a line in the combustion chamber, which is an important means to study the characteristics of combustion chemical reactions. Two-dimensional method can realize the planar measurement of flame structure or flow field information, and is an important approach to study the mixing of fuel and air, flame propagation, and the interaction between flame and turbulence, vortex and shock wave. The three-dimensional method is an important extension of the measurement ability of the two-dimensional method. It can overcome the line-of-sight limitation of the two-dimensional method, and realize the three-dimensional measurement of the combustion field. It is pointed out that endoscopy technology will be an important approach to meet the needs of optical testing in realistic combustion chamber. This paper summarizes the major problems encountered in the application of optical measurement in scramjet combustion chamber. Possible methods to improve the maturity of optical measurement in scramjet combustion chamber is prospected.

Key words: scramjet; combustor; optical measurement; laser absorption spectroscopy

收稿日期: 2024-06-10; 修回日期: 2024-06-18

基金项目: 国家自然科学基金项目(52336006)

引用格式: 吴凌昊, 石小江, 李杨, 等. 超燃冲压发动机燃烧室光学测量技术发展现状[J]. 计测技术, 2024, 44(3): 57-71.

Citation: WU L H, SHI X J, LI Y, et al. Optical measurement techniques for scramjet combustor: A review [J]. Metrology & Measurement Technology, 2024, 44(3): 57-71.



0 引言

超燃冲压发动机可以使吸气式喷气飞行器达到高超声速飞行状态(马赫数大于6),与传统的航空发动机相比,超燃冲压发动机没有压气机和涡轮等旋转部件,整个系统结构更简单^[1],因此具有十分广阔的应用前景。超燃冲压发动机主要由4个部分组成:进气道、隔离段、燃烧室、尾喷管。进气道利用一系列斜激波串将高超声速来流空气进行减速增压,隔离段对即将进入燃烧室的气流进行整流,喷入燃烧室的燃料与高超声速来流空气进行混合燃烧并产生高温燃气,高温燃气经尾喷管膨胀加速后排出,产生推力。

超燃冲压发动机燃烧室的目的是最大限度地 将燃料的化学能转化为热能,进而转化为系统的 推力。发展超燃冲压发动机的关键技术是燃烧室 的设计技术,超燃冲压发动机燃烧室技术需要解 决的主要问题是 在有限的空间(米级)、时间(毫秒 级)以及超声速气流中,实现燃料的喷射、雾化、 蒸发、掺混、点火和稳定燃烧,这需要深入理解 燃烧室内一系列复杂的物理化学过程,包括燃料 与空气的掺混、燃料的化学反应特性、火焰传播

特性,以及火焰与燃烧室中的涡流、激波、膨胀 波、附面层的相互作用等。先进的光学测量技术 可以在高时空分辨率下获得燃烧过程的重要参数, 以便深入理解小尺度燃烧与湍流的作用机理,是 超燃冲压发动机燃烧室设计不可缺少的手段。近 几年,随着超高重复频率相机(重复频率超过 200 kHz)以及激光(100 kHz)的问世^[2-3],燃烧光学 测量技术取得了令人瞩目的发展成果。其中,复 杂激光光谱技术与层析技术尤为突出,实现了从 实验室到超燃冲压发动机燃烧室的应用,代表了 光学测量技术在燃烧测量领域的最高水平,有助 于研究人员认识与理解密闭空间内超声速燃烧 过程。

先进光学测量技术在燃烧测量领域有着十分 出色的表现,但是种类繁多的光学测量技术各有 优势,其应用需针对不同的应用对象、测量参数 和测量环境具体分析。其中,测量空间维度是需 要分析的重要因素之一,直接代表了光学测量技 术解析测试空间尺度的能力。根据解析空间尺度 的能力将超燃冲压发动机燃烧室光学测量技术归 为三类:一维方法、二维方法和三维方法,如表1 所示。一维方法包括激光吸收光谱技术、相干反

表1 几种常见的燃烧室光学技术对比

Table 1 Comparison of optical measurement techniques for combustor

测量维度	测量技术	测量类型	测量参数	测试能力
一维	激光吸收光谱技术	单线均值测量	温度、组分浓度(H ₂ O、CO ₂ 、CO等)	770 ~ 2 200 K ^[9] (测温范围)
	相干反斯托克斯拉曼散射技术	单点测量	温度、组分浓度(N ₂ 、O ₂ 、H ₂ 等)	500 ~ 2 100 K ^[16] (测温范围)
	自发拉曼散射技术	单点测量	温度、组分浓度(H ₂ 、CH ₄ 、CO ₂ 等)	500 ~ 2 500 K ^[24] (测温范围)
二维	平面激光诱导荧光技术	切面测量	火焰切面结构、切面温度分布、切面微量组分浓度分布	100 kHz ^[47] (时间分辨率)
	激光吸收光谱层析诊断技术	切面测量	切面温度、切面组分浓度分布	300 ~ 2 300 K、50 kHz ^[54] (测温范围、时间分辨率)
	阴影/纹影技术	投影面测量	密度梯度分布,流场结构(爆震波、冲击波等)	100 kHz ^[46] (时间分辨率)
	化学发光技术	投影面测量	燃烧过程参数(热释放率、化学反应速率等)	系统简单
三维	快速扫描法	体测量	组分浓度、密度等分布	1 kHz ^[72] (时间分辨率)
	层析成像	体测量	温度、速度、密度等分布	20 kHz ^[74-75] (时间分辨率)

斯托克斯拉曼散射技术、自发拉曼散射技术；二维方法包括平面激光诱导荧光技术、激光吸收光谱层析诊断技术、阴影/纹影技术、化学发光技术；三维方法包括快速扫描技术、层析成像技术。本文综述了这些技术的最新发展现状以及各技术目前能实现的最高水平。

1 一维方法

1.1 激光吸收光谱技术

激光吸收光谱(Laser Absorption Spectroscopy, LAS)技术的原理:当波长一定的一束光穿过被测介质时,其强度会因燃烧产物分子吸收而衰减,形成吸收谱线。吸收谱线的衰减程度与被测介质的温度、组分浓度、压力等信息相关,因此可通过测量吸收谱线的强度信息来推算燃烧场的温度、组分浓度等信息。在实际测量中,探测器测得激光沿程的平均光谱吸收率 A_{rea} 表示为

$$A_{\text{rea}} = \int_{-\infty}^{\infty} -\ln\left(\frac{I}{I_0}\right)d\nu = S(T) \cdot P \cdot X \cdot L \quad (1)$$

式中: I_0 为入射光强度, I 为透射光强度, $S(T)$ 为温度 T 的谱线强度, P 为压力, X 为组分浓度, L 为吸收路径长度。

从式(1)中可以看出,积分的光谱吸收率是 T 的非线性函数,是 P 和 X 的线性函数,则两个不同频率下的积分光谱吸收率的比值仅仅是 T 的函数

$$\frac{A_{\text{rea}_1}}{A_{\text{rea}_2}} = \frac{S_1(T)}{S_2(T)} \quad (2)$$

因此,可以先通过实验测量 A_{rea_1} 和 A_{rea_2} ,再根据式(2)来推算温度 T ,进而在已知压力 P 的情况下通过式(1)推算出组分浓度 X 。

LAS技术开始应用于超燃冲压发动机燃烧室的参数测量时,主要是通过利用近红外光谱来测量燃烧产物中 H_2O 分子的浓度和温度^[4-7]。近几年,LAS技术在超燃冲压发动机燃烧室的参数测量中有了突破性进展,主要包括:①利用中红外光谱改进了对 H_2O 分子、 CO_2 分子浓度的测量,并首次实现了碳氢燃料超燃冲压模型燃烧室内的 CO 分子浓度测量;②实现了LAS技术的二维层析测量(将在2.2节做详细介绍);③实现了对脉冲装置的带宽改进测量方法;④首次实现了在真实飞行器中的测量,测量结果可表征发动机超燃冲压发动机燃

烧室内的流动燃烧特性。

图1(a)和图1(b)分别是典型的利用中红外光谱技术进行超燃冲压发动机燃烧室LAS测量的实物图和示意图^[8]。图1(b)中每条激光束可通过转动装置实现在 X - Y 平面的移动,并采用2 482 nm和2 551 nm吸收线对 H_2O 分子进行浓度和温度的表征测量,采用4 855 nm吸收线对 CO 分子进行浓度和温度的表征测量,采用4 176 nm吸收线对 CO_2 分子进行浓度的表征测量。图1(c)和图1(d)是利用实验装置得到的测量结果图^[9],其中的每个点表示的是沿时间平均的结果。图1(c)为流场下游凹腔外部的测量结果,图1(d)为流场上游凹腔内部的测量结果。由图1(c)与图1(d)对比可知,凹腔内的燃烧产物随着空气向主流区扩散。另外,在靠近凹腔内部的区域, $\text{CO} + \text{CO}_2$ 的密度与 H_2O 的密度非常吻合,说明燃料(C_2H_4)中的C、H元素完全转化为 CO 、 CO_2 和 H_2O 。相反,在主流区, $\text{CO} + \text{CO}_2$ 的密度明显小于 H_2O 的密度,说明在该区域存在未燃烧的燃料或未进行反应的碳氢自由基。

此外,ZHANG W等人^[10]在复现高超声速飞行条件下的激波风洞(JF-12)实验中验证了站立式斜爆轰冲压发动机原型机燃烧室内的爆轰燃烧模式,同时表明了基于LAS技术的现场实时爆轰诊断在激波隧道自由射流实验中是可实现的。该实验结果为研究超燃冲压燃烧室里的燃烧特性以及湍流燃烧机理提供了重要的数据支撑。

1.2 相干反斯托克斯拉曼散射技术

相干反斯托克斯拉曼散射(Coherent Anti-Stokes Raman Scattering, CARS)技术是一种非线性光谱技术,该技术利用3束激光(其中2束为泵浦光,1束为斯托克斯光)同时汇聚于被测焦点,通过与被测流体的非线性拉曼作用产生第4种光谱(CARS光谱),上述产生CARS光的现象也被称为四波混频效应。CARS光谱信号与被测流体的组分、温度相关,因此可通过测量CARS光谱信号的信息来推算被测流体的组分和温度。CARS信号具有方向性,类似于弱激光,当用CARS进行测量时,信号易与入射光分离,从而实现较高的信号收集效率,达到较高的信噪比。CARS信号是一种相干光,采用较小的窗口即可完成信号采集,非CARS的干扰信号会随着距离平方的倒数而衰减,因此,可以通

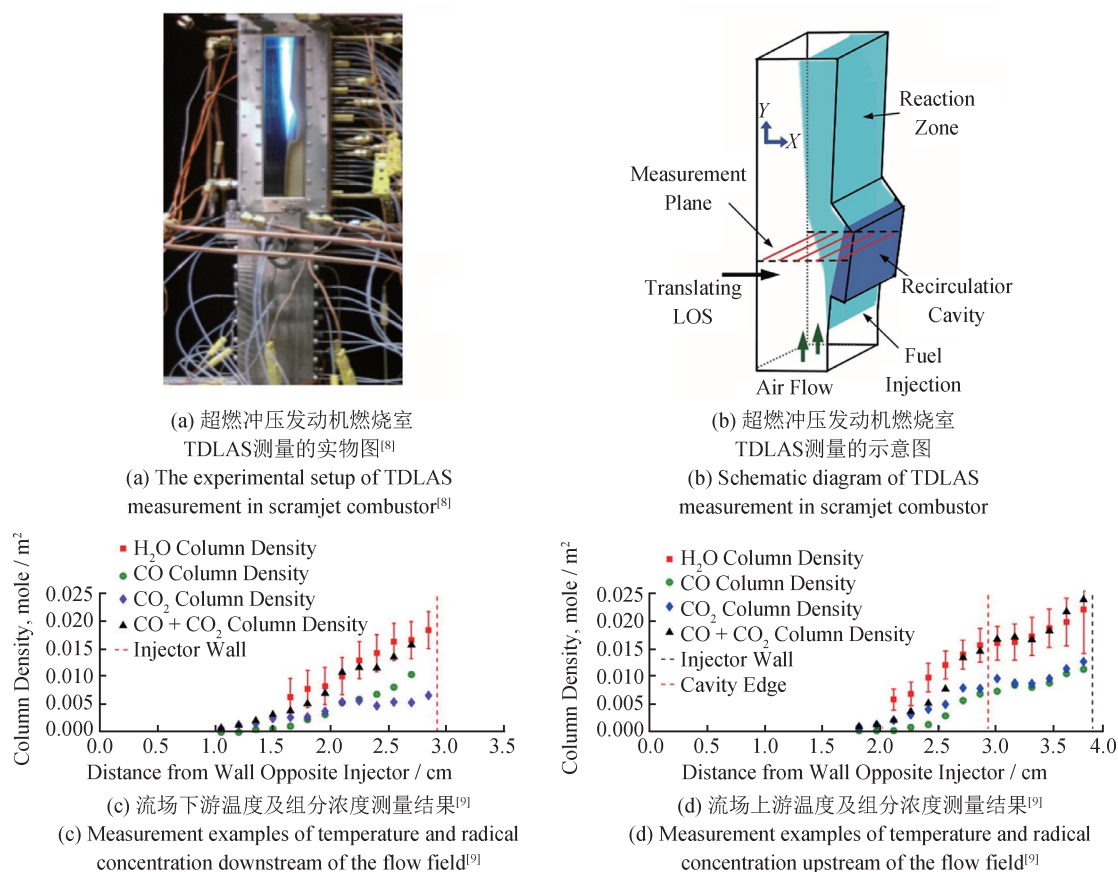


图1 超燃冲压燃烧室TDLAS测量

Fig. 1 TDLAS measurement in a scramjet combustor

过简单设定光圈的孔径即可滤掉干扰信号。

研究人员已经利用CARS技术在超燃发动机燃烧室的参数测量中开展了大量工作，大多是在以氢气为燃料的条件下展开的。ANDERSON等人^[11]的工作最早将CARS技术应用于超声速燃烧室模型的测量研究，在其研究中，多色CARS被用来同时测量氢气/空气超声速燃烧室模型中的 N_2 、 H_2 和 H_2O 的组分浓度。来自NASA兰利研究中心的CUTLER A D等人^[12]利用Q支跃迁 N_2 CARS光谱，实现了氢气/空气超燃燃烧室模型中温度的测量。YANG S R等人^[13]利用Q支跃迁 O_2 CARS光谱和S(5)、S(6)跃迁 H_2 CARS光谱，实现了温度、 O_2 和 H_2 浓度的同时测量。MAGRE P等人^[14-15]首次实现了利用Q支跃迁 N_2 和Q支跃迁 H_2 对贫燃和富燃区域的温度测量。这些测量工作的缺陷在于，通过CARS得到的测量数据来自于相对较少的测量点以及较低的时间分辨率，因此这些数据不能准确预估超声速流场的动力发展情况。

针对上述问题，NASA兰利研究中心最近的研究工作聚焦于获取更多更详细的测量数据量上。CUTLER A D等人^[16]实现了对超声速燃烧室5个不同平面的温度以及 O_2 、 N_2 和 H_2 浓度的同时测量。CUTLER A D等人^[17]还利用改进的CARS模型，实现了对乙烯/空气超声速燃烧装置中 C_2H_4 浓度的测量。ALAN等人^[18]研制了一种用于测量双模超燃冲压发动机燃烧室气流温度和相对物质浓度的飞秒/皮秒相干反斯托克斯拉曼散射(fs/ps-CARS)系统。

1.3 自发拉曼散射技术

拉曼散射技术的原理是：当激光入射到某一物质上时，物质的分子吸收光子能量由基态跃迁到虚态，但虚态不稳定，分子很快就会释放光子能量回到基态。若分子回到与他初始状态相比能量较高的基态上，分子会释放出小于入射光子的能量，此过程称为斯托克斯拉曼散射；若分子回到与他初始状态相比能量较低的基态上，分子将会释放出大于入射光子的能量，此过程称为反斯

托克斯拉曼散射。上述过程中光的频率都发生了变化,属于非弹性散射过程,由于散射光无相干性,且具有自发发射性质,所以也称为自发拉曼散射(Spontaneous Raman Scattering)。

自发拉曼散射信号的频率、强度及偏振等参数与被测燃烧区域的组分浓度和温度有关,因此可利用自发拉曼散射信号来测量燃烧场的组分浓度与温度。自发拉曼技术相较CARS技术的优势在于,其可以仅利用一束激光获得所有组分浓度的同时测量;自发拉曼技术的劣势为光谱信号非常微弱,因而限制了其在很多工业场合的应用。在燃烧测量方面,拉曼散射技术被应用于亚声速燃烧室的测量^[19-20]、开放环境的超声速射流火焰测量^[21]、密闭空间超声速冷态流场的测量^[22-23]。直至2016年,GRADY N R等人^[24]首次报道了自发拉曼技术在超声速(来流马赫数为2)燃烧室里的测量应用,在该工作中,为了增强拉曼散射信号,使用紫外激光波段代替可见光激光波段来激发被测区域分子,通过拉曼散射信号可以同时获得凹腔内部主要燃烧产物的组分浓度(包括 H_2 、 CH_4 、 CO_2 、 CO 、 O_2 、 N_2)以及温度信息。该研究结果表明:在凹腔斜面同时喷注 H_2 和 CH_4 的情况下, H_2 会被极快消耗掉,而大部分 CH_4 会被保留下来并被凹腔回流输运到凹腔壁面下方,形成高温富燃的环境,该环境是产生多环芳烃的原因。陈淑真^[25]利用自发拉曼散射技术,探究了以航空煤油为燃料的回流型燃烧室内温度和主要组分浓度随压力和油气比的变化规律。该实验结果表明:回流型燃烧室内表现出明显的高湍流特征,油气比和压力的变化对燃烧室内燃烧状态的影响较明显,油气比和压力的上升都能促进空气和煤油之间的燃烧反应和流场温度的提高。

2 二维方法

二维方法根据获取信号方式的不同可以分为两类:第一类是通过发射一个厚度极薄的(0.7 mm)片光源穿过被测区域,从而激发该流体区域特定的分子或自由基团而产生激发光,通过相机捕捉激发光即可揭示这些分子或自由基团的二维分布,典型的方法为平面激光诱导荧光技术;第二类是通过沿着观测方向的累加,获取沿着光路的积分信号,典

型的方法包括化学发光技术、阴影/纹影技术。

2.1 平面激光诱导荧光技术

平面激光诱导荧光(Planar Laser Induced Fluorescence, PLIF)技术可以在纳秒级的时间尺度上探测到单种或少数燃烧自由基组分的荧光,被认为是测量高速燃烧过程中不可或缺的手段。PLIF是一种瞬时、空间分辨的技术,在测量过程中会涉及到可以量化燃烧过程和流场可视化的分子跃迁信息,因此可被用来研究一系列非常重要的燃烧特性参数,如火焰结构^[26-27]、化学反应区特性^[28-30]、掺混特性^[31-32]、温度分布^[33]等。在PLIF测量中,一束激光首先被扩大为一片(极薄的)光,该片光被聚焦在测量区域,其能量被受激分子所吸收,在极短的时间内,处于受激状态的分子将发出自发荧光,该荧光被称为激光诱导荧光(laser-induced fluorescence, LIF)。

利用PLIF技术探究超声速燃烧与掺混过程的工作包括:HARTFIELD R J等人^[34-35]利用碘分子(Iodine)PLIF,对燃料-空气掺混过程进行定量的研究;TAKAHASHI H等人^[36]利用丙酮作为示踪粒子,研究了组分浓度分布和密度分布。BARNES等人^[37]也利用丙酮PLIF,研究了在凹腔直接喷注燃料情况下的燃料分布情况;THAKUR A和SEGAL C^[38]利用丙酮PLIF,探究凹腔斜面后的燃料浓度分布情况。然而,这些工作是在发动机冷态条件下开展的,在工作模式下,燃烧室里的温度可达到1 200 K,此时不论是碘蒸气还是丙酮都会分解,因而不适合作为热态情况下的PLIF示踪粒子。

在热态工况研究方面,RASMUSSEN C C等人^[39]利用NO分子PLIF结合阴影图像,研究了在超声速来流条件下凹腔斜面喷注燃料的稳定燃烧极限,接着利用 CH_2O 和OH分子PLIF研究了来流马赫数为2.4时,凹腔内部的火焰稳定机理,提出了凹腔内部燃料的喷注位置对火焰稳定性有着重要影响^[40]。CANTU L M等人^[32]利用NO分子PLIF图像,研究了双模态超燃冲压发动机燃烧室燃料和空气的掺混过程。KOBAYASHI K等人^[41]也利用NO分子PLIF图像,研究了菱形燃料喷嘴喷注时的掺混情况。GASTON M等人^[42]利用NO分子PLIF,获得了掺混情况评价参数以及 H_2 喷嘴的喷注情况。GRUBE M R等人^[43]同时利用NO和OH分子PLIF,

研究了超声速凹腔的设计。ROSSMANN T等人^[44]利用NO分子PLIF,研究了低压高超声速下的燃料-空气掺混层,并利用PLIF技术得到了可压缩掺混层的图像。ANDREW A J等人^[45]采用fs/ps-CARS和OH-PLIF技术,对带腔式火焰座的乙烯燃料双模超燃冲压发动机燃烧室进行研究,其中,fs/ps-CARS用于量化局部温度,同时获取的OH-PLIF图像用于观察局部火焰结构。总体来说,NO分子的PLIF图像一般用来量化燃料与空气的掺混及卷吸过程;而OH和CH₂O分子PLIF图像用来研究燃烧过程,特别是区分化学反应区与无化学反应区。

上述工作的缺陷在于,这些PLIF测量的结果是在相对较低的时间分辨率情况下获得的(测量时间分辨率远低于超声速燃烧过程的特征时间),因此,这些结果仅可以总体(而不能精细地)评价与估计燃烧特性。但是对于超燃冲压燃烧室内高时间分辨率动态演变过程,通常需要超过10 kHz时间分辨率才能进行测量。

对于光学测量手段来说,非激光手段容易实现时间分辨尺度的突破,目前已有利用高速纹影和化学发光技术在100 kHz的时间分辨率下对超声速点火过程进行测量的报道^[46]。而基于激光的手段还较难实现时间分辨尺度的突破,因为激光在重复频率增加的同时,其单脉冲的能量会急剧下降,能量下降意味着较难激发测量区域的分子。但是,随着近几年Burst激光器的问世,PLIF技术实现了基于激光手段的时间分辨尺度的重大突破。例如,ALLISON P M等人^[47]利用CH₂O分子PLIF结合CH*化学自发光,在100 kHz时间分辨率下对超声速燃烧室的点火过程进行了测量。

2.2 激光吸收光谱层析诊断技术

激光吸收光谱层析诊断(Laser Absorption Tomography, LAT)技术将1.1节中所介绍的LAS技术进行拓展,使其能够详细给出燃烧场温度、压强、速度和组分浓度的二维信息,而不再是单点或单线测量。该技术基本思想是将LAS技术与计算机层析扫描技术相结合,基本原理是根据不同角度光线穿过被测流场后衰减程度不同,利用重建算法将投影后的数据进行计算,得到被测流场的二维分布信息。LAT技术的详细原理与算法可参考综述文献^[48]。

LAT技术在超声速燃烧室有以下代表性研究工作。BRYNER E等人^[49-50]通过LAT技术,利用滤波反投影算法,重建了高超声速燃烧段出口平面温度和H₂O浓度的二维分布,并结合粒子成像测速仪(Particle imaging velocimetry, PIV)测量了流场速度,计算了燃烧效率;之后,将同样的系统应用于NASA的高超声速燃烧直连台,测量了燃烧室出口H₂O温度和浓度的二维分布。BROWN M S等人^[51-52]通过安装14路激光光路(水平方向6路、垂直方向8路),利用代数迭代算法,重建了来流马赫数为6.5条件下燃烧室出口温度场和H₂O浓度的二维分布,由于仅仅使用14路激光光束,其重建空间分辨率较低。饶伟等人^[53]采用14束激光光路(水平方向8路、垂直方向4路),在超燃冲压发动机燃烧室扩张段研究了氢气引导煤油的燃烧过程,为深入研究超燃冲压发动机燃烧机理和工作性能提供了可靠的测量技术支撑。MA L等人^[54]利用30束激光光路(水平和垂直方向分别布置15路)对J85航空发动机燃烧室出口温度和H₂O浓度进行了测量,测量的时间分辨率达到50 kHz,空间分辨率达到36.8 mm,该工作代表了目前LAT技术在实际燃烧测量中的最高水平,该实验装置示意图及测量的温度场二维分布图如图2所示,由图2可以看出,由于测量时达到了较高的空间分辨率,温度场的二维分布比较平滑,相比于前期的工作有了较大提高。

2.3 阴影/纹影技术

阴影/纹影(Shadowgraph / Schlieren)技术是比较成熟的流体显示技术,光学系统也比较简单。其基本原理是:将一束光(散射或平行光)透过流动试验区投射到屏幕上(或通过透镜),若试验区内流体未受扰动,密度均匀,屏幕上亮度均匀;若流体受扰动,由于密度变化会引起光线的偏折,光线投射到屏幕后偏离原来位置,将出现暗纹。阴影/纹影技术一般用来定性地观察激波、边界层、尾流、旋涡等。阴影/纹影法相较PLIF的优势在于,其不需要去激发被测区域分子产生诱导荧光,所以光源可以使用能量较低的连续光源,从而在时间分辨尺度上不会受到激光脉冲频率的限制,可以实现高速测量。但是阴影/纹影技术一般只用来做定性分析,故经常与其他技术配合使用

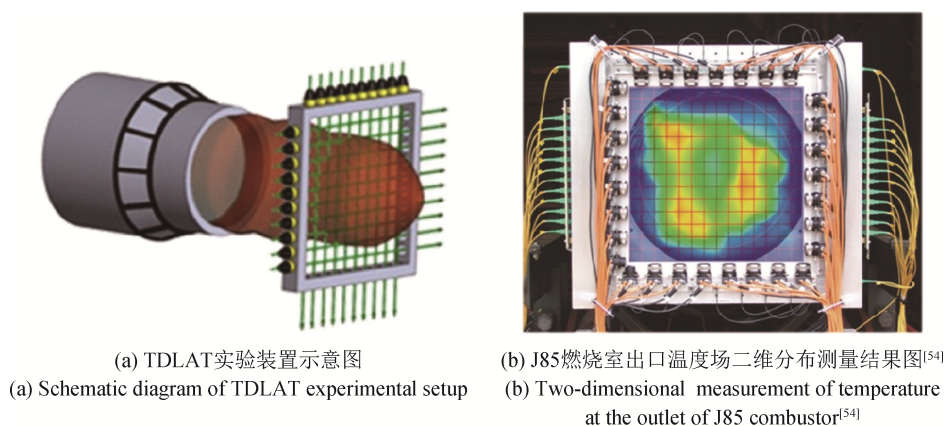


图2 J85燃烧室出口TDLAT二维温度场测量

Fig. 2 Two-dimensional temperature measurement using TDLAT in J85 combustor

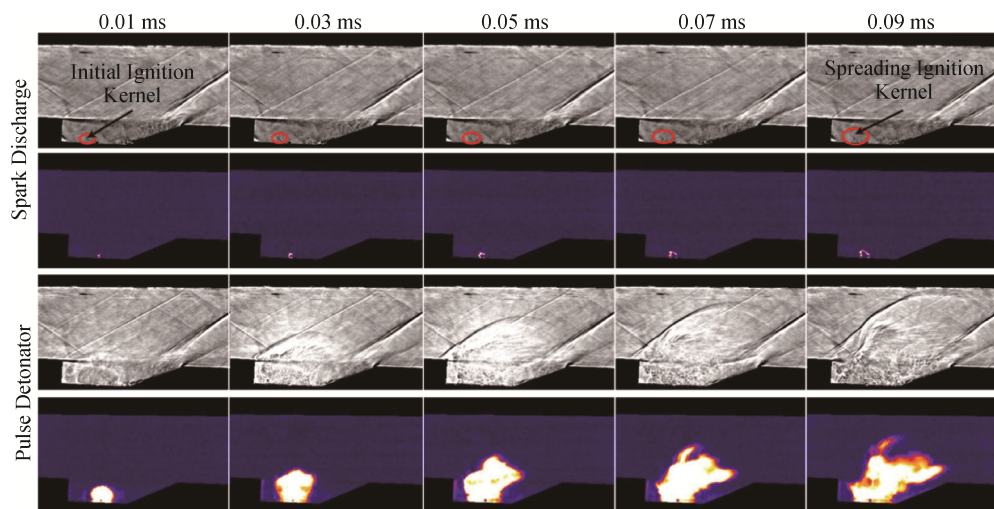
来研究燃烧流场特性。

目前,阴影/纹影技术在超燃冲压燃烧室里测量的代表工作主要包括:OMBRELLO T M等人^[46]利用阴影和化学发光技术,研究超声速燃烧室的两种点火方式。SUN M B等人^[55]利用纹影技术,研究来流马赫数为4的条件下多凹腔燃烧室点火过程。在OMBRELLO T M等人^[46]的工作中,阴影的光源是一束汞-氙连续的平行光,光束经过被测区域后投射到镜面上,镜面上的阴影图像被Photron SA5 CMOS相机捕获,相机频率为100 000 帧/秒。图3是典型的不同点火方式下的阴影和化学发光拍摄图像,从图3中可以看出阴影法的独特优势,例如在电火花点火的条件下,0.01 ms即可从阴影图像上通过密度梯度的变化观察到火核,而在化学发光图像上并没有观察到火核,这是因为较低的

热释放率导致化学发光信号较弱。SUN M B等人^[55]采用了波长为532 nm的连续激光束作为纹影光源,在采集相机镜头前安装532 nm的滤镜来消除其他信号的影响,通过纹影图像捕获到了来流马赫数为4的情况下流体激波结构以及火核的形成、发展与传播过程。张冬青等人^[56]基于高焓激波风洞(FD-14A)开展了模拟飞行马赫数为10、动压为30 kPa条件下的超燃冲压发动机自由射流地面试验,分别采用高速纹影和高速摄影技术捕获了进气道唇口波系和燃烧室火焰形态的时间发展历程。

2.4 化学发光技术

化学发光(Chemiluminescence)技术是通过捕捉燃烧过程中的各种自由基分子(如OH^{*}、CH^{*}、CO₂^{*}、C₂^{*}等)产生特定波段的化学自发光来对燃烧特性进行测量分析的技术^[57]。与其他技术相比,

图3 不同点火方式下的阴影、化学发光测量结果^[46]Fig. 3 Measurement examples of shadowgraph and chemiluminescence with different ignition approaches^[46]

化学发光技术不需要另外使用其他外部光源,因此可以大大降低光学系统布置与安装的复杂程度,使其可以应用于环境更为恶劣、光路更加受限的真实发动机燃烧室的测量中。化学发光技术可以获得研究燃烧不稳定性的关键参数,如热释放率、当地化学当量比。基于以上优点,化学发光技术被广泛应用于超声速燃烧室的测量研究中,包括用来探究超声速燃烧室的点火过程、火焰传播过程、火焰不稳定性的诱发机理(包括吹熄、回火)等。

利用化学发光技术在超声速燃烧室进行测量研究有以下应用实例。

ALLISON P M 等人^[47]通过化学发光技术对超声速燃烧室内的火焰传播与火焰稳定现象进行了研究,实验在空气来流为1 200 K、300 kPa的条件下进行,主要通过化学发光技术获得凹腔内部火焰刷宽度随时间的变化曲线,并得出火焰的CH*强度和火焰刷宽度以340 Hz的频率随燃烧室主流进行周期性脉动的结论,通过分析指出该脉动情况很可能是火焰面与激波串相互作用形成声波反射而造成的,另外,燃烧室里的热释放率变化是火焰面的表面积发生变化引起的,而火焰刷宽度的运动以及当地化学反应速率的改变决定了火焰面表面积的变化。

YUAN Y 等人^[58]利用化学发光技术,研究了超声速燃烧室内不同燃料-空气当量比情况下的火焰稳定模态,共获得了超声速火焰的4种稳定模态:第1种是火焰稳定于凹腔内部的模态,典型的工况为来流总温1 430 K,当量比0.28;第2种是火焰稳定于凹腔与主流来流剪切层的模态,典型的工况为来流总温1 430 K,当量比0.41;第3种是火焰稳定于射流-尾迹区的模态,典型工况为来流总温1 430 K,当量比0.55;第4种是火焰在凹腔与射流-尾迹区之间振荡模态,典型的工况为来流总温1 430 K,当量比降低至0.47。不同燃烧模态对应的CH*化学发光信号分布图像见图4。该研究还通过对瞬时火焰化学发光信号强度求概率密度函数和快速傅里叶变换,得到了火焰扰动范围和主导火焰振荡的频率,该研究显示出化学发光技术在研究实际发动机燃烧室时的强大能力与独特优势。

NALZYA S 等人^[59]利用化学发光结合纹影技术,研究了液态酒精燃料的超声速燃烧室的点火情况,通过研究化学发光信号,得到了液态酒精燃料燃烧所需的最小当量比以及最低温度,此外,根据压力升高分布以及CH信号分布定义了两种燃烧模态:强力模态和瞬时模态。

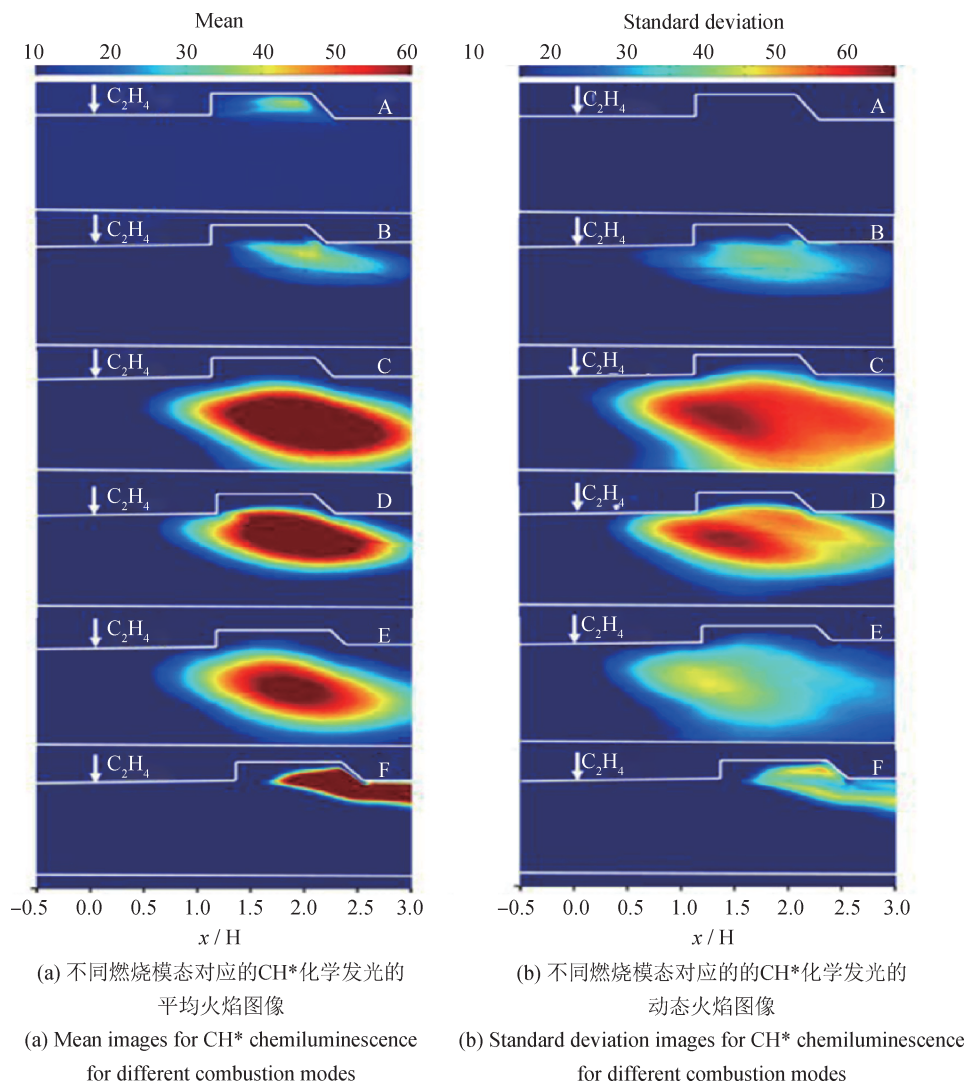
OMBRELLO T M 等人^[46]利用火焰发光的CH*和C₂*信号对比了超声速燃烧室爆震点火与电火花点火两种点火方式。研究指出,相比于传统的电火花点火方式,通过脉冲爆震点火可以提供更高的点火压力与温度,使燃料在更低的温度及压力条件下着火,但脉冲爆震产生的高压也会对凹腔内的气动特性产生干扰,比如爆震点火形成的瞬间高压会阻碍燃料的喷入,因此在爆震点火方式下,需要更高的燃料喷注速率。

卢洪波等人^[60]通过OH*化学发光光谱诊断与壁面测压相结合的试验手段,研究了燃烧室采用双侧对称布置凹腔结构的三维超燃冲压发动机试验模型的燃烧组织方式。在高焓激波风洞发动机试验中,根据OH*的动态发光特征发现,采用燃料提前喷注的方法可以使发动机流道在空气主流到来之前充盈大量氢气,进而在主流到达发动机内的瞬间形成“激波管流动-燃烧”效应,使来流空气与氢气接触面发生自点火与剧烈燃烧现象,产生不同于发动机正常工作情况下的点火与燃烧机制。

CAI Z 等人^[61]通过化学发光技术,研究了遮盖部分凹腔对点火过程的影响。研究表明:始终存在一个最优的点火当量比,而且该当量比相较于没有遮盖凹腔时的最优当量比要低。这是因为挡板降低了上游燃料的掺混流量,使凹腔内部形成一个低速回流区,在此情况下,点火成功的概率增加了,但燃烧过程会受到一定影响。

3 三维方法

密闭空间内超声速燃烧在时间尺度是高速动力发展的,在空间尺度具有极其复杂的空间三维结构。一维或二维测量手段可以局部揭示湍流燃烧的特性,而要想全面、准确地研究超声速燃烧室内的湍流燃烧机理,必须发展高速、三维的光学测量技术。截止目前,已有相关工作进行了这

图4 不同燃烧模式对应的CH*化学发光信号分布图像^[58]Fig. 4 Chemiluminescence images of CH* corresponding to different combustion modes^[58]

方面的探索,总体来说,三维燃烧测量方法可以分为两类:一类是基于二维测量图像的扫描技术^[62-64],另一类是基于计算机层析原理的重建技术^[57, 65-67]。这两类方法都已在层流火焰以及开放湍流火焰中经过了大量验证与评估,本文将详细介绍这两类方法在超燃冲压燃烧室里的测量应用。

3.1 快速扫描技术

快速扫描技术(Fast scanning technique)的原理是将一个平面光源快速扫过被测区域的不同空间位置,在每个位置用高速相机记录当地的测量图像,然后将这些在不同位置所采集的二维图像堆积在一起形成一个三维测量图。快速扫描技术在超声速燃烧室里的应用难点为①光路通道受限会影响扫描范围进而影响测量的空间分辨率;②扫

描频率及激光频率的有限性影响了测量的时间分辨率^[68-70]。

JOHANSEN C T等人^[71]利用扫描OH分子的PLIF图像实现了超声速燃烧室的三维测量,该研究使用Nd:YAG激光器和染料激光器调节发射波长为283.55 nm的激光来激发测量区域OH分子的LIF信号,平面激光光源可以在水平方向130 mm的范围内进行扫描,在该范围内可记录8个图像,故在扫描方向上的空间分辨率为16 mm。在时间尺度上是单帧(single-shot)的低速测量,时间分辨率为10 Hz。图5是在当量比为0.36的条件下、来流方向上OH分子PLIF测量信号的三维分布图,从图5中可以观测超声速燃烧室的一些关键三维参数,例如沿来流方向的化学反应区分布情况:在靠近

燃料喷嘴的地方, 化学反应只发生在壁面附近以及剪切层附近; 在靠近喷嘴处, 化学反应并不发生于喷嘴周长沿线, 而是随着主流传播过程逐渐分布于喷嘴周长边缘。

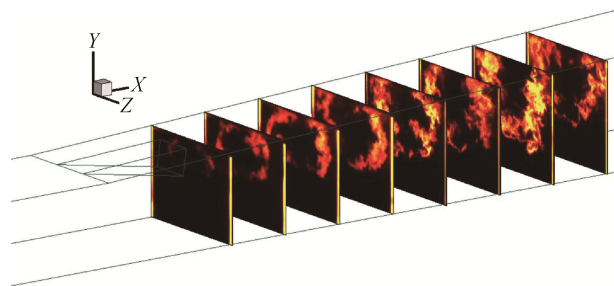


图5 来流方向OH分子LIF信号三维分布图^[71]

Fig. 5 Three-dimensional distribution of OH LIF signals in the stream-wise direction^[71]

袁勋等人^[72]在高频PLIF成像系统的基础上, 设计搭建了基于扫描振镜的多平面3DLIF成像系统, 并在超声速同轴射流燃烧试验装置上进行了验证实验, 实现了超声速射流火焰的OH-3DLIF空间结构可视化。该系统采用扩大片光扫描范围的片光整形方案, 可实现20 mm范围内的高频扫描, 时间尺度为5 ms。

3.2 层析成像技术

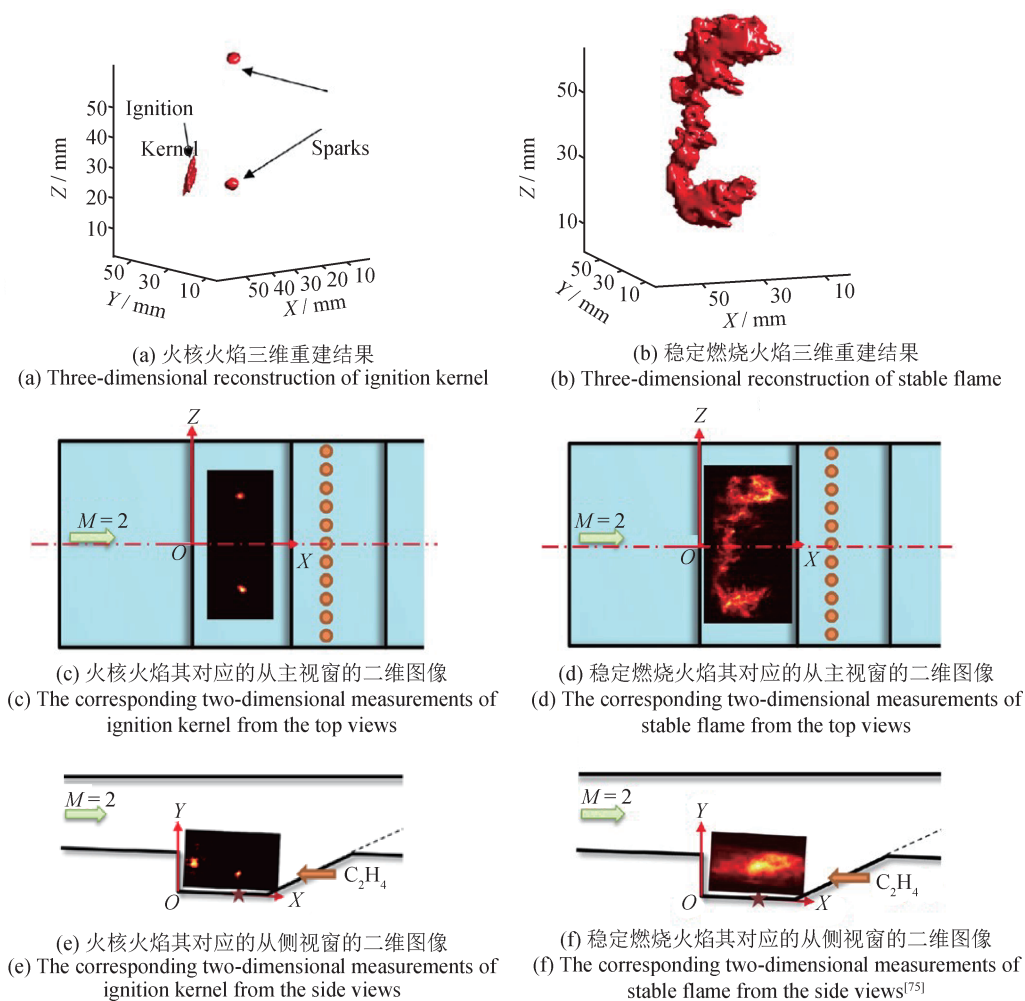
层析成像技术(Tomography technique)可以克服由扫描带来的低时空分辨率的问题, 三维层析成像技术是从多角度(通常大于等于5)同时采集整个燃烧场的光学信号(如化学发光信号), 这些同时多角度采集的图像称为投影, 可以作为之后计算机重建算法的输入, 用来重建燃烧场的三维参数。理论上, 三维层析成像技术的时间分辨率仅受限于高速相机的采集频率, 而目前最先进的高速相机采集频率可达200 kHz以上; 三维立体层析成像的空间分辨率与所使用的相机(角度)个数成正比, 即随着所使用相机个数的提高, 其空间分辨率可一直提高。因此层析成像技术在三维燃烧诊断应用方面具有较大的优势与广阔的应用前景。层析成像技术的原理和算法可参考文献[57]、[66]、[73], 本文不再详细介绍。

MA L等人^[74-75]利用层析成像技术结合多探头光纤传像束首次实现了对超燃冲压燃烧室的高速(20 kHz)三维空间测量。通过2台高速相机(Photron

SA-Z)连接8根光纤传像束, 实现了对超声速燃烧过程进行8个角度上的同时测量, 8个角度的测量图像作为计算机重建算法的输入, 进行火焰面结构的三维重建。测量空间分辨率达到0.5 mm, 时间分辨率达到20 kHz, 测量时间覆盖了整个点火到稳定燃烧的过程。实验结论: ①以层析成像技术为基础的三维测量方法可以克服传统二维测量手段的缺陷, 充分地解析火核及火焰面的复杂三维结构; ②通过结合高速相机和小尺寸多探头光纤传像束, 可以实现光学窗口狭小的发动机内部的三维化学发光重建。研究结果表明, 以20 kHz时间分辨率进行的三维测量可以充分地探测火焰在超音速燃烧室的点火和稳定燃烧过程, 且可以提供燃烧过程中的重要三维参数, 如火焰面体积、表面积、球度、三维速度矢量、三维火焰面曲率、三维火焰面密度等。图6显示了不同时刻的火焰三维重建结果以及其与不同角度二维图像的对比。

4 结论与展望

本文对超燃冲压发动机燃烧室光学测量技术的发展现状进行了综述, 介绍了三类测量方法: 一维方法、二维方法和三维方法。以激光吸收光谱技术和拉曼散射技术为代表的一维方法可以获得燃烧过程中各组分浓度以及温度信息, 是研究燃烧化学反应特性的重要手段。二维方法总体可以分为两类: 一类是借助外部光源(如激光)的方法, 又称主动式测量方法; 另一类是利用火焰自发化学光谱的方法, 又称被动式方法。二维方法可以用来研究燃料与空气的掺混特性、火焰传播特性, 以及火焰与湍流、旋涡、激波的相互作用等。粒子图像测速作为一种非常重要的流体二维测速方法, 本文并没有做详细介绍, 主要是因为PIV方法已相对成熟, 但PIV对于认识凹腔内部回流区的特性是非常有用的, 这部分的工作可作为参考^[76]。三维方法是对二维方法的重要拓展, 可以克服二维方法只能对流场一个平面进行测量或只能获得整个流场积分信息的缺陷, 实现对燃烧场的空间三维测量, 而以层析成像技术为基础的三维方法可以克服快速扫描技术时间尺度受限的问题, 实现高时间分辨率(20 kHz)下的三维空间测量。

图6 不同时刻的三维重建结果以及其与不同角度二维图像的对比^[75]Fig. 6 Three-dimensional reconstruction of ignition kernel and stable flame and their comparisons with two-dimensional images from different views^[75]

在应用过程中,尤其是在真实发动机的试车过程中,光学测量技术尚存在很多应用难点。目前多数光学测量技术都用于氢气和小分子碳氢燃料燃烧过程的测量,而以煤油为燃料的应用较少,因为煤油燃烧给受限空间内的光学测量带来了诸多困难。主要体现在:①煤油燃烧会产生大量碳烟而对光学玻璃造成污染,而三维测量目前严重依赖于大的光学窗口,且需在燃烧室周围布置多个光学采集探头;②燃烧产物中剩余的煤油与外激光相互作用会产生强烈的干扰荧光,煤油液滴粒径较大,会对测量光信号产生强烈的吸收与散射;③一些光学测量技术(如CARS技术)需要非常精密的光学调节,试车环境的振动、气动和噪声干扰等会对测量造成严重影响。

虽然有部分研究人员针对上述难点开展了相

关研究^[77-78],但是目前还无法完全克服,先进光学测量技术的工程应用仍被严重制约。未来应考虑发展内窥技术,减少开窗面积,以满足在更真实的燃烧室结构开展测试的需求。在光学试验件的设计过程中,也应考虑煤油对光学窗口的污染并考虑防污设计和方法。在应对干扰荧光问题上,可考虑滤除或转换干扰或产生干扰的光信号波长。此外,应考虑更实用的防振抗噪方法,进一步提升光学测量技术的环境适应性。

参考文献

- [1] 刘小勇. 超燃冲压发动机技术[J]. 飞航导弹, 2003, 2: 38-42.
LIU X Y. Hypercombustion stamping engine technology [J]. Flying missile, 2003, 2: 38-42. (in Chinese)
- [2] SLIPCHENKO M N, MILLER J D, ROY S, et al. 100 kHz,

- 100 ms, 400 J burst-mode laser with dual-wavelength diode-pumped amplifiers[J]. *Optics Letters*, 2014, 39(16): 4735–4738.
- [3] ROY S, MILLER J D, SLIPCHENKO M N, et al. 100-ps-pulse-duration, 100-J burst-mode laser for kHz-MHz flow diagnostics [J]. *Optics Letters*, 2014, 39 (22) : 6462–6465.
- [4] RIEKER G, JEFFRIES J, HANSON R, et al. Diode laser-based detection of combustor instabilities with application to a scramjet engine [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(1): 831–838.
- [5] LIU J T, RIEKER G B, JEFFRIES J B, et al. Near-infrared diode laser absorption diagnostic for temperature and water vapor in a scramjet combustor [J]. *Applied Optics*, 2005, 44(31): 6701–6711.
- [6] LI F, YU X, GU H, et al. Simultaneous measurements of multiple flow parameters for scramjet characterization using tunable diode-laser sensors [J]. *Applied optics*, 2011, 50(36): 6697–6707.
- [7] GRIFFITHS A D, HOUWING A F P. Diode laser absorption spectroscopy of water vapor in a scramjet combustor [J]. *Applied Optics*, 2005, 44(31): 6653–6659.
- [8] SPEARRIN R M, GOLDENSTEIN C S, SCHULTA I A, et al. Simultaneous sensing of temperature, CO, and CO₂ in a scramjet combustor using quantum cascade laser absorption spectroscopy [J]. *Applied Physics B*, 2014, 117: 689–698.
- [9] SCHULTZ I A, GOLDENSTEIN C S, SPEARRIN R M, et al. Multispecies midinfrared absorption measurements in a hydrocarbon-fueled scramjet combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(6): 1595–1604.
- [10] ZHANG W, ZHANG Z, HAN X, et al. On the determination of the standing oblique detonation wave in an engine combustor using laser absorption spectroscopy of hydroxyl radical [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 152.
- [11] ANDERSON, TORGER J, ALAN C, et al. Simultaneous coherent anti-Stokes Raman spectroscopy measurements in hydrogen-fueled supersonic combustion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(1): 7–15.
- [12] CUTLER A D, TAYLOR L F D J. Coherent anti-Stokes Raman spectroscopy temperature measurements in a hydrogen-fueled supersonic combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(2): 163–168.
- [13] YANG S R, ZHAO J R, SUNG, et al. Multiplex CARS measurements in supersonic H₂/air combustion [J]. *Applied Physics B: Lasers and Optics*, 1999, 68: 257–265.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] KIM, ALAN, CHLOE E D, et al. Development of a fs/ps CARS system for temperature and species measurements in a dual-mode scramjet combustor [C]// *AIAA SCITECH 2023 Forum*, 2023.
- [19] KUTNE P, KAPADIA, MEIER W, et al. Experimental analysis of the combustion behaviour of oxyfuel flames in a gas turbine model combustor [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 3383–3390.
- [20] MEIER W, BOXX I, STÖHR M, et al. Laser-based investigations in gas turbine model combustors [J]. *Experiments in fluids*, 2010, 49: 865–882.
- [21] CHENG T, WEHRMEYER J, PITZ R, et al. Raman measurement of mixing and finite-rate chemistry in a supersonic hydrogen-air diffusion flame [J]. *Combustion and Flame*, 1994, 99(1): 157–173.
- [22] LIN K C, RYAN M, CARTER C, et al. Raman scattering measurements of gaseous ethylene jets in Mach 2 supersonic crossflow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(3): 503–513.
- [23] GRUBER M R, CARTER C D, MONTES D R, et al. Experimental studies of pylon-aided fuel injection into a supersonic crossflow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(3): 460–470.
- [24] GRADY N R, PITZ R W, CARTER C D, et al. Raman scattering measurements of mixing and finite-rate chemistry in a supersonic reacting flow over a piloted, ramped cavity [J]. *Combustion and Flame*, 2016, 165 (2) :

- 310–320.
- [25] 陈淑真. 基于自发拉曼散射与激光诱导荧光的模型回流型燃烧室内部流场多参数光谱测量[D]. 厦门: 厦门大学, 2022.
- CHEN S Z. Multi - parameter spectrometric flow - field based on spontaneous Raman scattering and laser-induced fluorescence [D]. Xiamen: Xiamen University, 2022. (in Chinese)
- [26] FILATYEV S A, DRISCOLL J F, CARTER C D, et al. Measured properties of turbulent premixed flames for model assessment, including burning velocities, stretch rates, and surface densities [J]. *Combustion & Flame*, 2005, 141(1): 1–21.
- [27] HUIT J, GASHI S, CHAKRABORTY N, et al. Measurement of flame surface density for turbulent premixed flames using PLIF and DNS [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(1): 1319–1326.
- [28] TANAHASHI M, MURAKAMI S, CHOI G M, et al. Simultaneous CH-OH PLIF and stereoscopic PIV measurements of turbulent premixed flames [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(1): 1665–1672.
- [29] RYAN M, GRUBER M, CARTER C, et al. Planar laser-induced fluorescence imaging of OH in a supersonic combustor fueled with ethylene and methane [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2429–2436.
- [30] ZHANG M, WANG J, JIN W, et al. Estimation of 3D flame surface density and global fuel consumption rate from 2D PLIF images of turbulent premixed flame [J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(5): 2087–2097.
- [31] ZHAO Y, TONG C, MA L. Demonstration of a new laser diagnostic based on photodissociation spectroscopy for imaging mixture fraction in a non-premixed jet flame [J]. *Applied Spectroscopy*, 2010, 64(4): 377–383.
- [32] CANTU L M, GALLO E C, CUTLER A D, et al. Visualization of Simulated Fuel-Air Mixing in a Dual-Mode Scramjet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(2): 373–382.
- [33] SEITZMAN J M, KYCHAKOFF G, HANSON R K. Instantaneous temperature field measurements using planar laser-induced fluorescence [J]. *Optics Letters*, 1985, 10(9): 439–441.
- [34] HARTFIELD R J, ABBITT J D, MCDANIEL J C. Injectant mole-fraction imaging in compressible mixing flows using planar laser-induced iodine fluorescence [J]. *Optics Letters*, 1989, 14(16): 850–852.
- [35] HARTFIELD R J, HOLLO S D, MCDANIEL J C. Experimental investigation of a supersonic swept ramp injector using laser - induced iodine fluorescence [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(1): 129–135.
- [36] TAKAHASHI H, IKEGAMI S, OSO H, et al. Quantitative imaging of injectant mole fraction and density in supersonic mixing [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(11): 2935–2943.
- [37] FRANK, TU Q, SEGAL C. Mixing and mass exchange for cavities in supersonic flows [C]// 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2014.
- [38] THAKUR A, SEGAL C. Concentration distribution in a supersonic flow recirculation region [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 64–73.
- [39] RASMUSSEN C C, DRISCOLL J F, HSU K Y, et al. Stability limits of cavity-stabilized flames in supersonic flow [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2825–2833.
- [40] RASMUSSEN C C, DHANUKA S K, DRISCOLL J F. Visualization of flameholding mechanisms in a supersonic combustor using PLIF [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2505–2512.
- [41] KOBAYASHI K, BOWERSOX R D, SRINIVASAN R, et al. Flowfield studies of a diamond-shaped fuel injector in a supersonic flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(6): 1168–1176.
- [42] GASTON M, HOUWING A, MUDFORD N, et al. Fluorescence imaging of mixing flowfields and comparisons with computational fluid dynamic simulations [J]. *Shock Waves*, 2002, 12: 99–110.
- [43] GRUBER M R, DONBAR J M, CARTER C D, et al. Mixing and combustion studies using cavity-based flameholders in a supersonic flow [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 769–778.
- [44] ROSSMANN T, MUNGAL M G, HANSON R K. Nitric-oxide planar laser-induced fluorescence applied to low-pressure hypersonic flow fields for the imaging of mixture fraction [J]. *Applied optics*, 2003, 42(33): 6682–6695.
- [45] METRO A J, KIM A, PETITO O T, et al. Simultaneous fs/ps CARS and OH PLIF measurements of an ethylene-air flame in a dual-mode scramjet [C]// AIAA SCITECH 2024 Forum, 2024.
- [46] OMBRELLO T M, CARTER C D, TAM C J, et al. Cavity ignition in supersonic flow by spark discharge and pulse

- detonation[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 2101–2108.
- [47] ALLISON P M, FREDERICKSON K, KIRIK J W, et al. Investigation of supersonic combustion dynamics via 50 kHz CH* chemiluminescence imaging[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2849–2856.
- [48] CAI W, KAMINSKI C F. Tomographic absorption spectroscopy for the study of gas dynamics and reactive flows[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2017, 59: 1–31.
- [49] BRYNER E, SHARMA, GOYNE C, et al. Tunable diode laser absorption technique development for determination of spatially resolved water concentration and temperature[C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.
- [50] BUSA K M, BRYNER E, MCDANIEL J C, et al. Demonstration of capability of water flux measurement in a scramjet combustor using tunable diode laser absorption tomography and stereoscopic PIV[C]// 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [51] BROWN M S, HERRING G C, CABELL K, et al. Optical measurements at the combustor exit of the HIFiRE 2 ground test engine[C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [52] BROWN M S. Application of diode-laser-based measurements in hypersonic flows[C]// 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012.
- [53] 饶伟, 宋俊玲, 冯高平, 等. 基于激光吸收光谱层析技术的超燃冲压发动机氢气引导煤油燃烧过程分析[J]. 推进技术, 2022, 43(3): 69–75.
- RAO W, SONG J L, FENG G P, et al. Analysis of hydrogen-guided kerosene combustion process based on laser absorption spectrum chromatography[J]. Propulsion Technology, 2022, 43(3): 69–75. (in Chinese)
- [54] MA L, LI X, SANDERS S T, et al. 50-kHz-rate 2D Imaging of temperature and H₂O concentration at the exhaust plane of a J85 engine using hyperspectral tomography[J]. Optics Express, 2013, 21(1): 1152–1162.
- [55] SUN M B, GONG C, ZHANG S P, et al. Spark ignition process in a scramjet combustor fueled by hydrogen and equipped with multi-cavities at Mach 4 flight condition[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 43: 90–96.
- [56] 张冬青, 邓维鑫, 邢建文, 等. Ma10条件超燃冲压发动机自由射流试验过程[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 735–742.
- ZHANG D Q, DENG W X, XING J W, et al. Free jet test process of Ma10 conditional overignition stamping engine[J]. Journal of Aviation Dynamics, 2023, 38(3): 735–742. (in Chinese)
- [57] CAI W, LI X, LI F, et al. Numerical and experimental validation of a three-dimensional combustion diagnostic based on tomographic chemiluminescence[J]. Optics Express, 2013, 21(6): 7050–7064.
- [58] YUAN Y, ZHANG T, YAO W, et al. Characterization of flame stabilization modes in an ethylene-fueled supersonic combustor using time-resolved CH* chemiluminescence[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2919–2925.
- [59] NAKAYA S, HIKICHI Y, NAKAZAWA Y, et al. Ignition and supersonic combustion behavior of liquid ethanol in a scramjet model combustor with cavity flame holder[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(2): 2091–2099.
- [60] 卢洪波, 林键, 金熠, 等. 马赫数10条件下冲压发动机内氢气燃烧特性试验[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(4): 27–36.
- LU H B, LIN J, JIN Y, et al. Test of hydrogen combustion characteristics in stamping engine under Mach number 10[J]. Aerodynamics, 2024, 42(4): 27–36. (in Chinese)
- [61] CAI Z, SUN M, WANG H, et al. Experimental investigation on ignition schemes of partially covered cavities in a supersonic flow[J]. Acta Astronautica, 2016, 121: 88–94.
- [62] KYCHAKOFF G, PAUL P H, VAN C I, et al. Movies and 3-D images of flowfields using planar laser-induced fluorescence[J]. Applied Optics, 1987, 26(13): 2498–2500.
- [63] YIP B, SCHMITT R L, LONG M B. Instantaneous three-dimensional concentration measurements in turbulent jets and flames[J]. Optics Letters, 1988, 13(2): 96–98.
- [64] YIP B, LAM J K, WINTER M, et al. Time-resolved three-dimensional concentration measurements in a gas jet[J]. Science, 1987, 235(4793): 1209–1211.
- [65] FLOYD J, KEMPF A M. Computed Tomography of Che-

- miluminescence(CTC): High resolution and instantaneous 3-D measurements of a Matrix burner[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(1): 751-758.
- [66] LI X, MA L. Capabilities and limitations of 3D flame measurements based on computed tomography of chemiluminescence [J]. Combustion and Flame, 2015, 162 (3) : 642 - 651.
- [67] MA L, LEI Q, IKEDA J, et al. Single-shot 3D flame diagnostic based on volumetric laser induced fluorescence (VLIF) [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2016, 36(3): 4575-4583.
- [68] NYGREN J, HULT J, RICHTER M, et al. Three-dimensional laser induced fluorescence of fuel distributions in an HCCI engine[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(1): 679-685.
- [69] CHO K Y, SATIJA A, POURPOINT T L, et al. High-repetition-rate three-dimensional OH imaging using scanned planar laser-induced fluorescence system for multiphase combustion [J]. Applied Optics, 2014, 53 (3) : 316 -326.
- [70] MILLER V A, TROUTMAN V A, HANSON R K. Near-kHz 3D tracer-based LIF imaging of a co-flow jet using toluene[J]. Measurement Science&Technology, 2014, 25 (7):1-10.
- [71] JOHANSEN C T, MCRAE C D, DANEHY P M, et al. OH PLIF visualization of the UVa supersonic combustion experiment: configuration A[J]. Journal of Visualization, 2014, 17: 131-141.
- [72] 袁勋, 于欣, 彭江波, 等. 超声速火焰的3DLIF可视化技术研究[J]. 实验流体力学, 2022, 36(4): 30-36.
- YUAN X, YU X, PENG J B, et al. Study on the 3DLIF visualization technology of ultrasonic flame [J]. experimental fluid mechanics, 2022, 36(4): 30-36. (in Chinese)
- [73] LEI Q, WU Y, XU W, et al. Development and validation of a reconstruction algorithm for three-dimensional nonlinear tomography problems [J]. Optics express, 2016, 24 (14): 15912-15926.
- [74] LIN M, LEI Q, YUE W, et al. Ombrello, C. D. Carter, From ignition to stable combustion in a cavity flameholder studied via 3D tomographic chemiluminescence at 20 kHz [J]. Combustion & Flame, 2016, 165: 1-10.
- [75] MA L, LEI Q, WU Y, et al. 3D measurements of ignition processes at 20 kHz in a supersonic combustor [J]. Applied Physics B, 2015, 119: 313-318.
- [76] TUTTLE S G, CARTER C D, HSU K Y. Particle image velocimetry in a nonreacting and reacting high-speed cavity [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30 (3) : 576-591.
- [77] KAMINSKI C F, ENGSTRÖM J, ALDÉN M. Quasi-instantaneous two-dimensional temperature measurements in a spark ignition engine using 2-line atomic fluorescence [J]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(1): 85-93.
- [78] BERROCAL E, KRISTENSSON E, HOTTENBACH P, et al. Quantitative imaging of a non-combusting diesel spray using structured laser illumination planar imaging [J]. Applied Physics B, 2012, 109: 683-694.

(本文编辑: 刘宇轩, 米若鑫)



第一作者: 吴凌昊(1992—), 男, 工程师, 博士生, 主要研究方向为航空发动机特种测试技术。



通信作者: 雷庆春(1988—), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为航空发动机光学测试技术。