

文章编号 1004-924X(2018)08-1888-08

吸收光谱法冲压发动机隔离段来流质量的流量测量

许 超^{1*}, 王 辽², 钟晨光², 阚瑞峰³, 许振宇³

- (1. 北京动力机械研究所, 北京 100074;
2. 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;
3. 中国科学院 安徽光学精密机械研究所 环境光学与技术重点实验室, 安徽 合肥 230031)

摘要:为实现冲压发动机地面直连试验中来流质量流量的测量校核, 研制了吸收光谱法测量系统并开展了台架验证试验。首先, 介绍了基于隔离段温度、流速测量计算质量流量的原理, 针对台架试验环境适应性、长期工作稳定性问题, 介绍了测量系统和光机设计方案, 然后介绍了波长标定、温度与流速反演关键算法。在 Ma6.5, 6.0 kg/s 流量状态两个独立车次台架试验吸收光谱法计算质量流量的最大偏差为 5%, 验证了所提出方法的可行性。该方法为吸气式发动机来流状态的精细测量提供了新的方案和技术手段, 未来可望用于来流捕获的实时反馈控制。

关键词:激光吸收光谱; 来流质量流量; 超燃冲压发动机; 隔离段

中图分类号: O433.1 文献标识码: A doi: 10.3788/OPE.20182608.1888

Measurement of flow flux for scramjet isolator inflow based on absorption spectroscopy

XU Chao^{1*}, WANG Liao², ZHONG Chen-guang², KAN Rui-feng³, XU Zhen-yu³

- (1. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;
2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China;
3. Key Laboratory of Environmental Optics and Technology, Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China)

* Corresponding author, E-mail: 54894621@qq.com

Abstract: To realize online inflow mass flux validation during ground testing of a direct-connect scramjet facility, an absorption-spectroscopy-based system was developed and tested. First, a mass flux calculation method based on temperature and flow velocity measurements in the isolator section was presented. Taking into account environmental adaptability in vehicle testing and the system's long-term stability, miniaturized system and optomechanical design strategies were presented. Then, key algorithms, such as relative wavelength calibration, flow temperature, and velocity retrieval were described. Two independent vehicle tests with inflow states of Ma6.5 and 6.0 kg/s were carried out, and the results show that the maximum deviation in the tunable diode laser absorption spectroscopy results is 5%, validating the feasibility of the method. This research provides a new solution and tool

收稿日期: 2018-05-09; 修订日期: 2018-06-01.

基金项目: 中国科学院科技创新基金资助项目 (No. CXJJ-16M267)

for the delicate measurement of flow state with the potential to feed back the control inflow capture process.

Key words: laser absorption spectroscopy; inflow mass flux; scramjet; isolator

1 引言

对于吸气式高超声速飞行器,其进气道来流的捕获能力和稳定性,直接决定了燃烧室入口的来流条件,是超燃冲压发动机整体性能评估的重要一环^[1-2]。在冲压发动机地面直连台架试验中,来流主要通过加热器燃烧加热空气然后进行补氧的方式产生,产生的污染空气来流中氧气的摩尔浓度保持在 21%。模拟来流的状态和质量流量通过配比空气、酒精、液氧等三组元来调节,进入燃烧室前的实际来流状态仍限于壁面压力等传统测试技术,质量流量缺乏实时、无干扰的测量校核手段。

近年来,基于可调谐半导体激光吸收光谱技术(Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy, TDLAS)的来流参数及质量流量测量在国内外发展很快,并已经应用于航空发动机进气道、冲压发动机进气道和隔离段、风洞来流状态的监测^[3-7]。本文将 TDLAS 技术用于测量冲压发动机隔离段的质量流量,讨论了选择波长与温度、流速准确反演关键算法,并讨论了基于多光路静温、流速测量的质量流量反演方法。各通道 TDLAS 测量结果表明,直连台架隔离段流场稳定,同状态车次之间重复性良好,质量流量与理论值的最大偏差小于 5%。该方法具有实时在线、精度高的特点,具有反馈控制质量流量捕获的潜力。

2 TDLAS 质量流量测量原理

2.1 气体状态参数测量原理

TDLAS 技术利用波长可调谐的窄线宽(一般小于 5 MHz)半导体激光器作为光源,固定激光器波长或周期性扫描一段波长覆盖目标气体的吸收谱线,获取高分辨率的吸收光谱,进而反演气体的温度、速度、目标组分浓度和压力等参数。

TDLAS 温度测量包括平动温度和内能级温度的测量。气体分子的宏观热运动遵循麦克斯韦速率分布,多普勒频移效应使吸收谱线展宽为高

斯线型,展宽对应的温度为平动温度^[8]。高斯展宽与碰撞展宽是分子谱线展宽的两种主导展宽机制,平动温度计算一般在高温、低压等高斯展宽占优可准确分离的情形下进行。而分子谱线吸收强弱取决于跃迁几率和低态能级 E''_i 上的分子布居数,内能级温度的测量方法即利用具有不同跃迁低态能级吸收强度随温度变化差异进行测温,其物理本质为玻尔兹曼分布定义下的温度。最常采用的为双线测温法^[8-9],线强比值为温度的单调函数:

$$R(T) = \frac{S_1(T)}{S_2(T)} = \frac{S_1(T_0)}{S_2(T_0)} \exp\left[-\frac{hc}{k_B}(E''_1 - E''_2)\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0}\right)\right], \quad (1)$$

其中 T_0 为参考温度(常取 296 K)。

对于近红外波段吸收一般为振转跃迁,线强比值法测温为振转温度或转动温度,本文采用该方法测温,吸收线强及比值如图 1 所示。热平衡状态下,平动温度与振转温度一致。单个吸收的积分面积为 $S_i(T)P\chi L$,计算当前温度线强后可以准确计算分压浓度 $P\chi$ 。

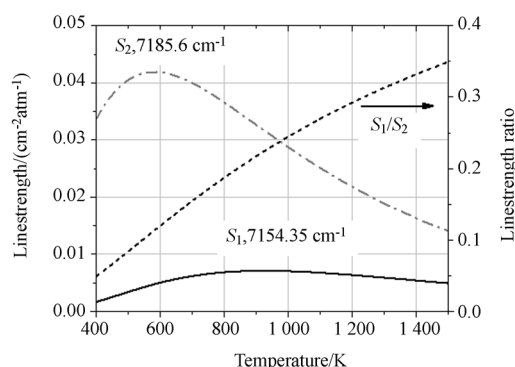


图 1 H_2O 吸收线对线强及比值随温度的变化曲线
Fig. 1 Linestrengths and ratio curves of H_2O line pair versus temperature

对于有整体流速方向的测量区域,若流速在激光束方向上有速度分量,气体特征吸收的中心频率将由于多普勒效应而发生偏移^[3],而气流垂直光谱则无整体频移,光谱相对频移示意如图 2 所示。流速远小于光速时,频移与流速成线性关系,频移为:

$$\Delta v_{\text{shift}} = \frac{u \cdot l}{c} v_0 = \frac{u \cos \theta}{c} v_0, \quad (2)$$

其中 v_0, c 分别为真空中心频率和光速。流速测量常采用的另一种经典光路布置为双束倾斜交叉光路, 频移方向相反, 净频移量为式(2)的两倍。

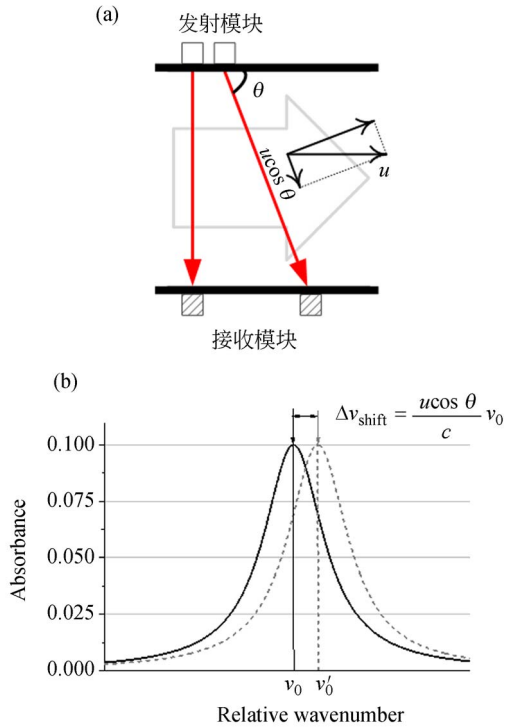


图 2 (a) 流速测量光路示意图和对应的 (b) 吸收光谱频移图

Fig. 2 (a) Schematic diagram of flow velocity measurement, and corresponding (b) absorption spectral shift with and without Doppler shift

2.2 质量流量计算方法

单位截面质量流量通常利用流速与气流密度乘积 ρu 计算。美国 PSI 公司利用直接吸收同时测流速和密度, 斯坦福大学的 K. H. Lyle 等利用波长调制方法测量流速、直接吸收测量 O_2 浓度的方法, 分别对普惠公司 F100、PW6000 发动机进气道进行了氧气质量流量的在线测量^[3,10]。国内中国科学院力学所、安徽光学精密机械研究所、(原)装备指挥学院等开展了基于 TDLAS 的质量流量测量及流场非均匀对测量的影响研究^[4,11-12]。对均匀来流, ρu 与流道截面积的乘积即为总质量流量。

对于纯净空气来流, 直接测量获得氧气质量密度或体积比浓度, 通过换算可计算空气全部气

体组分的质量密度。而对于超燃冲压发动机地面直连台架试验, 出于经济性考虑, 来流通常为污染空气^[13], 包含较高浓度的水汽和 CO_2 。因此, 本文采用基于 TDLAS 流速、静温测量来计算质量流量的方法, 通过 TDLAS 测量隔离段某特征截面的温度 T 、速度值 u , 传感器测量隔离段压力 P , 利用公式(3)计算得到质量流量:

$$\dot{m} = \frac{P}{TR} u A, \quad (3)$$

式中: R 为气体常数, A 为被测截面面积。

考虑冲压发动机隔离段流场的非均匀效应, 给隔离段空气流量测量引入了空间离散误差。为评估空间离散误差, 开展了基于隔离段 CFD 数值模拟结果的 TDLAS 测量方案设计。对不包含化学反应和组分输运的气体流动过程, 数值模拟结果与真实流场较为接近。在数值模拟结果中选取被测截面, 模拟 TDLAS 测量过程, 获取模拟光路数据和截面空间离散误差, 研究发现该测量方案各光路的算数平均值与 CFD 计算结果的截面平均值误差不超过 4%, 因此本文使用温度测量结果的算数平均值代表非均匀截面的平均温度值。试验过程中使用了多通道温度、流速测量的平均值计算质量流量。

3 质量流量测量系统与关键算法

3.1 小型化硬件系统

开展超燃冲压发动机地面直连台架试验, 需要充分考虑现场环境的适应性, 进行 TDLAS 系统集成。在设计电子学小型化硬件系统时, 除整体机械封装壳体的电磁屏蔽、所在固定位置或地面振动及声冲击防护之外, 主要考虑以下两个方面:

(1) 高精度激光器的驱动控制与波长稳定或锁定, 能够保证系统在不同环境温度及温度变化条件下稳定工作。延续安徽光学精密机械研究所已有的研究工作^[14], 电流驱动带宽 2 MHz, 温控稳定性优于 ± 0.01 °C。波长稳定采用数字温度补偿开环控制方案, 即利用 PCB 板上环境温度, 根据高低温箱的测试结果反向补偿调节激光器的工作温度设定, 在 $0 \sim 60$ °C 内, 波长的最大漂移为 8 pm。

(2) 探测器光弱电流信号放大问题, 保证线性

响应使信号不失真并对高频噪声有效滤波。同时考虑由于窗片污染、气流不均匀效应、壁面热形变等引起的接收光强降级,充分利用采集卡的动态范围来减小模数转换的量化电平噪声。采用分档放大自动增益方案^[14],增益切换在扫描周期末尾至下个周期起始不出光段的 μs 量级时间内完成,消除信号突变对光谱处理的影响,增益的最大调节能力为 $200\times$ 。多个采集通道下,独立进行调节控制。

由于静温测量选取吸收线 $7\,154.35\text{ cm}^{-1}$ ($1\,398\text{ nm}$)、 $7\,185.6\text{ cm}^{-1}$ ($1\,392\text{ nm}$) 需要 2 个分布反馈半导体激光器分别扫描覆盖,为简化接收方案和减少采集通道,采用分时出光方式工作,两套激光器驱动分别独立控制 1 个 DFB 的工作温度和注入电流。激光器分时扫描电压波形和同步信号时序如图 3 所示。每个 DFB 工作(ON 状态)起始段,激光器处于出光阈值以下,用于消除环境辐射背景与其他电子学偏置本底,信号上恢复包含吸收信息的“纯”激光信号。

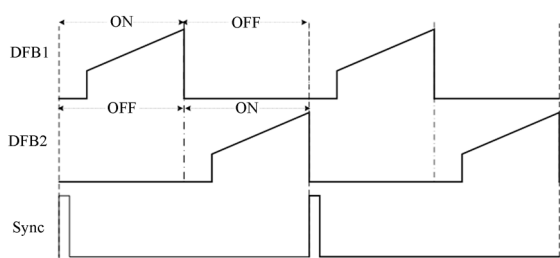


图 3 激光器分时工作电流驱动与同步触发信号时序图
Fig. 3 Waveforms of time-divided-multiplex driving current of DFB lasers and time sequence of sync signals

3.2 测量探头设计

光学测量探头需要完成激光发射、接收的性能优劣,是获取有效光谱信号的关键因素。在发动机隔离段测量环境中,来流静温在 $1\,500\text{ K}$ 以下,并且工作时间较短,壁面温度的温升不显著,通光窗片采用熔融石英材质,经试验验证可满足耐高温需求。同时所测量隔离段入口段无燃烧反应,燃烧室辐射效应的影响也较弱,考虑多通道测量时激光器分束后每通道激光能量的衰减,接收端需要尽可能高的接收效率,综合比较光纤耦合和探测器接收方案,选择后者。其中,探测器为 3 mm 直径的大面元探测器(GAP3000),接收光学窗口直径为 10 mm ,进一步增加对光束偏转、

发散的容忍能力。此外,发射、接收探头通过设计合理的锁紧装置解决了振动问题。

3.3 波长标定算法

DFB 激光器的出光功率、波长均随注入电流的增加而增加,而探测器直接探测的是随时间变化的光功率信号,为获取频域的吸光度信号进行光谱处理,通常利用标准具完成时频转换。典型的光纤干涉计干涉信号(归一化扫描锯齿光强后)如图 4 所示,清晰起见仅绘制部分干涉峰,相邻峰频率间隔(即自由光谱范围 FSR)相同。

首先利用干涉信号一阶导数在峰中心跨零点的性质,实现干涉峰的自动搜索判定和中心位置粗略标记。设置峰高阈值、一阶导数跨零位置斜率阈值,过滤其他干涉、干扰等形成的类峰结构。此外,对一阶导数进行平滑滤波,消除信号毛刺等产生的陡峭斜率变化,避免误判定为干涉峰。其次,对判定峰按初始中心位置在设定宽度内取出干涉信号数据子集,进行拟合精确确定峰中心,如图 4 所示。利用标定的峰中心位置、相对频率序列,多项式拟合 DFB 扫描周期内出光相对频率的变化曲线。

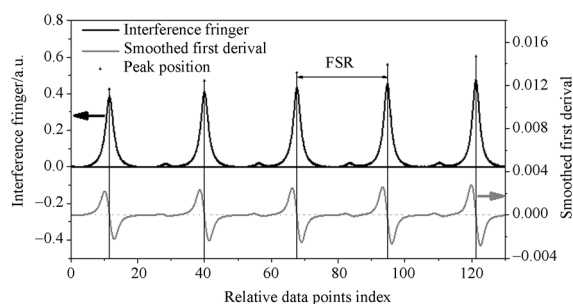


图 4 干涉信号与基于一阶导数的自动寻峰算法示意图
Fig. 4 Schematic diagram of interference fringe signal and smoothed first derivial based auto peak finding algorithm

3.4 温度与流速反演算法

隔离段测量系统在线测量程序的单次光谱处理算法如图 5 所示。由于暂未与台架时序同步,程序依据图 3 所示内部激光器工作的触发信号采集数据,但仅需要对来流后信号进行处理。来流后温度与水汽浓度显著升高,因此设置吸光度信号阈值过滤来流前数据,不做后续处理,可无人值守工作。针对可能超出增益调节范围、试验过程中光路意外故障等造成的极弱信号,在完成辐射等背景本底扣除后,首先进行逐通道光强判断,大于阈值则进一步处理吸光度。

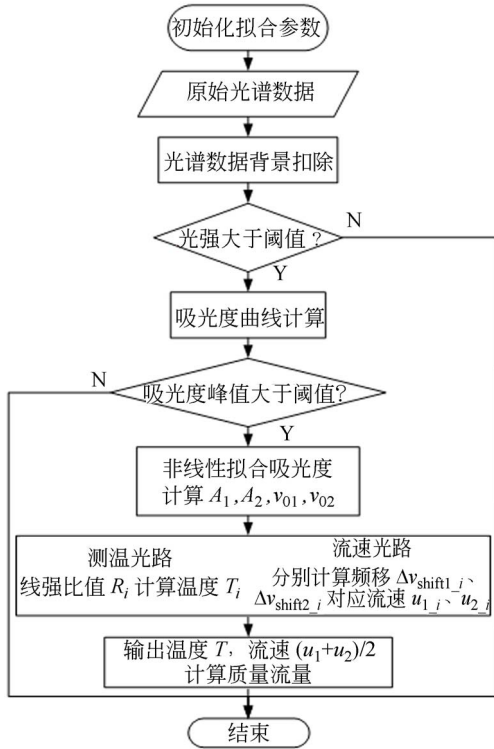


图 5 温度与流速反演算法流程图

Fig. 5 Flow chart of temperature and velocity inversion calculation

对满足吸光度阈值的光谱进行 Voigt 线型拟合, 获得所选两个吸收的积分吸光度、中心频率和展宽参数, 对测温光路, 比值法直接计算当前光路 i 的平均温度 T_i ; 对于倾斜布置的流速测量光路, 比较无频移参考光路, 对两个吸收线分别计算频移和流速, 最终输出流速取其平均值。

4 测量实验与结果

4.1 直连台架试验平台与测量光路布置

TDLAS 测量试验对象为某超燃冲压发动机燃烧室, 发动机采用矩形截面的流道构型, 发动机和测量用隔离段如图 6 所示。

TDLAS 系统的两个 DFB 激光器分时出光, 合束后经 1×16 光纤分束器分光。发动机隔离段测温光路垂直、水平方向各布置 5 路、1 路; 在测速光路垂直方向, 与流速成 60° 倾角布置 5 路。激光器整体扫描频率为 5 kHz, 台架试验中平均次数为 20。

本试验状态为模拟飞行马赫数 6.5, 试验燃

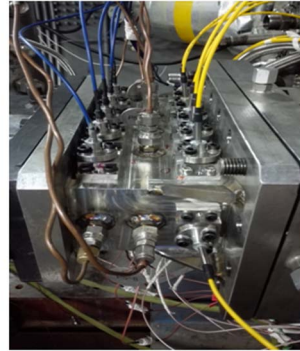
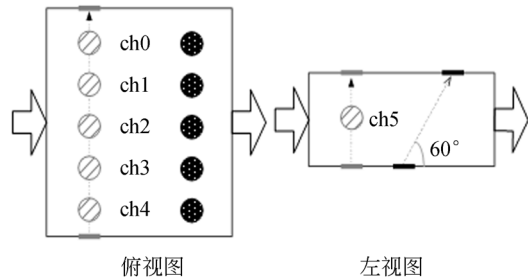


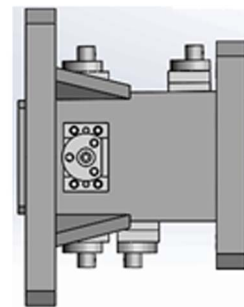
图 6 隔离段测量装置

Fig. 6 Isolator measuring equipment



(a) 光学通光窗口、光束位置及通道编号

(a) Schematic diagram of optical windows, beam paths and channel serial number



(b) 光学探头机械装配左视图

(b) Mechanical assembly drawing of optical probes from left view

图 7 温度与流速测量通道布置

Fig. 7 Arrangement of temperature and velocity measurement channels

烧室入口气流的模拟准则为模拟发动机在相应飞行马赫数下进入燃烧室气流的氧气摩尔浓度、总温和马赫数。具体模拟参数见表 1。

对表 1 所列状态试验进行两次重复性试验,

来流总温较高,发动机可以自燃,试验时序如图 8 所示。

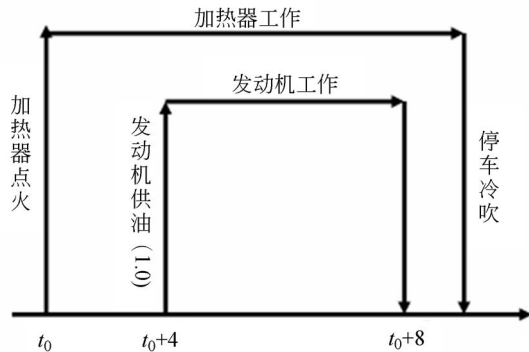


图 8 Ma6.5 状态试验时序图

Fig. 8 Sequence chart with inflow state of Ma6.5

表 1 试验模拟参数

Tab.1 Test simulation parameters

飞行马赫数 Ma_0	模拟总温 Tt_2/K	模拟空气流量 $qm_2/(kg \cdot s^{-1})$
6.5	1880	6.0

4.2 吸收光谱法质量流量测量结果与对比

典型的光谱测量结果如图 9 所示,9(a)中可以看到通道 ch1 在来流后两个 DFB 覆盖的目标吸收波长均显著增强,扣除不出光部分均值计算的本底后,获得频域 H_2O 的吸光度如图 9(b)所示。Voigt 多峰拟合及残差分别如图 9(b)和 9(c)所示,7 185.6,7 154.35 cm^{-1} 最大残差相对的吸光度峰值分别为 1%、2%。测量数据对应发动整个工作时间段位置如图 10(a)所示,温度为 785.9 K,按式(4)计算积分吸光度不确定度传递的温度测量不确定度为 12.9 K。

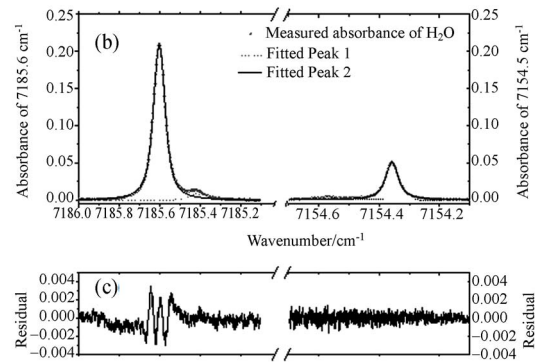
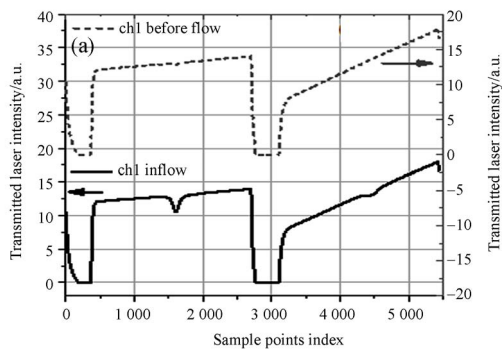
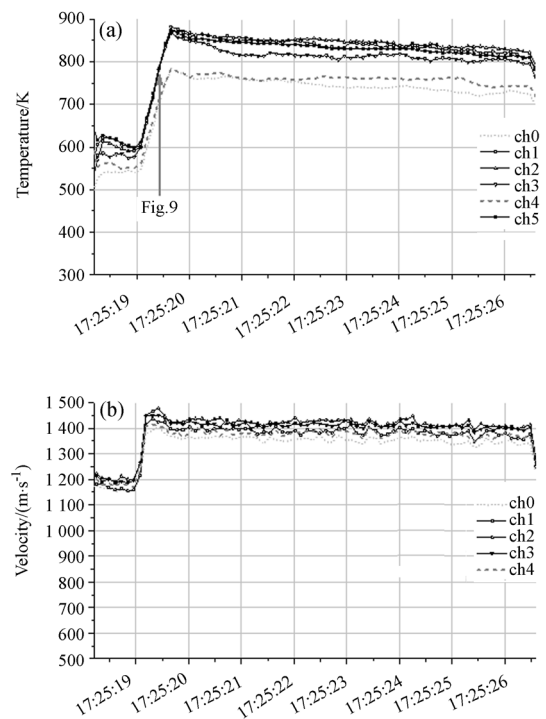


图 9 (a) 隔离段来流前与试验中原始光强信号;(b) 测量的 H_2O 吸光度信号与 Voigt 拟合结果;(c) 光谱拟合残差

Fig. 9 (a) Transmitted laser intensity at isolator with and without inflow; (b) Measured absorbance of H_2O and Voigt fitted results; (c) residual of spectra fitting

$$\Delta T = \left[\frac{k_B}{hc} \frac{T^2}{|E''_1 - E''_2|} \right] \sqrt{\left(\frac{\Delta A_1}{A_1} \right)^2 + \left(\frac{\Delta A_2}{A_2} \right)^2} \quad (4)$$

图 10 为两个状态重复车次分别测量的多路温度与流速结果。对温度测量,垂直方向靠近壁面的通道 ch1、ch4 比其他光路的平均温度明显偏低,并且在来流流场建立后保持相对稳定。而对应的流速测量值,则全部通道保持一致。



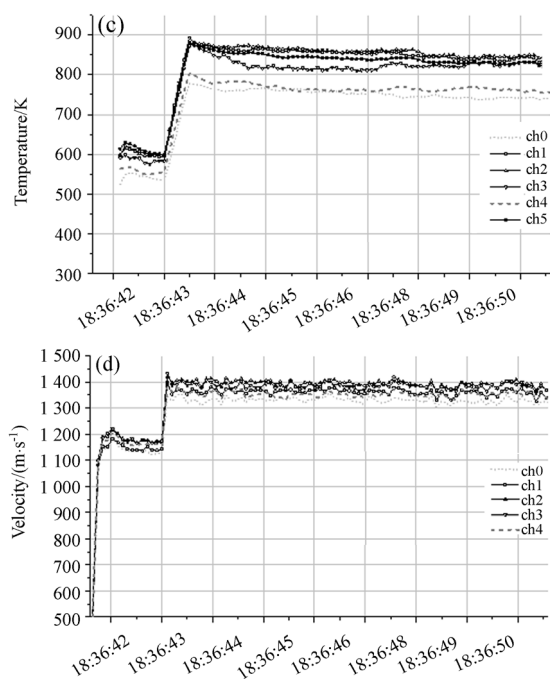


图 10 (a)和(b)Test 1 各通道温度、流速的测量结果;(c)和(d)Test 2 各通道温度、流速的测量结果

Fig. 10 (a) and (b) Temperature and velocity of different measurement channels in Test 1; (c) and (d) Temperature and velocity of different measurement channels in Test 2

TDLAS 空气流量测量结果如表 2 所示,发动机台架流量控制误差为 1%~2%。

表 2 TDLAS 流量测量结果与模拟流量对比

Tab. 2 Comparison of TDLAS based mass flux with set values

	静压 P/MPa	TDLAS 流量 M/(kg·s ⁻¹)	模拟流量 M/(kg·s ⁻¹)	偏差/%
试验一	0.076	6.30	6.0	+5
试验二	0.078	6.18	6.0	+3

5 结 论

本文开展了基于激光吸收光谱技术的来流静温、流速连续测量结果,计算来流空气质量流量的研究。根据超燃冲压发动机相对恶劣的工作环境,设计了发动机空气流量的 TDLAS 测量方案、小型硬件系统和测量探头,并对测量系统进行了标定,最终完成了台架试验验证。试验结果表明:在 Ma6.5、6.0 kg/s 的流量状态下,两个独立车次吸收光谱法计算来流空气的质量流量偏差均小于 5%,验证了该方案的可行性,为吸气式发动机来流状态的精细测量和反馈控制提供了技术支持。

参考文献:

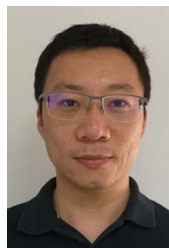
- [1] CURRAN E T, HEISER W H, PRATT D T. Fluid phenomena in scramjet combustion systems[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1996, 28(1): 323-360.
- [2] 宋文艳, 马晓锋, 刘伟雄, 等. 超声速燃烧冲压发动机进气道起动性能研究[J]. *中国空间科学技术*, 2006, 26(6): 62-68.
SONG W Y, MA X F, LIU W X, *et al.*. Investigation on start performance of scramjet inlet[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2006, 26(6): 62-68. (in Chinese)
- [3] LYLE K, JEFFRIES J, HANSON R, *et al.*. Aero-engine mass flux sensor based on laser absorption measurements of oxygen velocity and density [C]. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson: AIAA, 2005: 2005-3784.
- [4] SONG J L, HONG Y J, WANG G Y, *et al.*. Simulation of mass flux measurement based on tunable diode laser absorption spectroscopy in non-uniform flows[J]. *Optik - International Journal for Light and Electron Optics*, 2013, 124(22): 5742-5746.
- [5] OBYRNE S, WITTIG S, KURTZ J, *et al.*. Diode laser sensor for scramjet inlets: final year report [S]. Program 2011. AOARD-104075.
- [6] BARHORST T, WILLIAMS S, CHEN S, *et al.*. Development of an in flight non-intrusive mass capture system [C]. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver: AIAA, 2009: 2009-5067.
- [7] MICHAEL B, TODD B. Post-flight analysis of the diode-laser-based mass capture experiment onboard HIFiRE flight 1 [C]. 17th AIAA International

- Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco; AIAA, 2011: 2011-2359.*
- [8] XU Z Y, KAN R F, RUAN J, *et al.*. A tunable diode laser absorption based velocity sensor for local field in hypersonic flows[C]. *Optics and Photonics for Energy and the Environment, Optical Society of America, Leipzig, German, 2016, ETu2A. 4.*
- [9] 刘晶儒, 胡志云, 张振荣, 等. 激光光谱技术在燃烧流场诊断中的应用[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(2): 284-296.
- LIU J R, HU ZH Y, ZHANG ZH R, *et al.*. Laser spectroscopy applied to combustion diagnostics[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(2): 284-296. (in Chinese)
- [10] MILLER M F, KESSLER W J, ALLEN M G. Diode laser-based air mass flux sensor for subsonic aeropropulsion inlets[J]. *Applied Optics*, 1996, 35(24): 4905-4912.
- [11] LI F, YU X L, CAI W W, *et al.*. Uncertainty in velocity measurement based on diode laser absorption in nonuniform flows[J]. *Appl. Opt.*, 2012, 51(20): 4788-4797.
- [12] 贾良权, 刘文清, 阚瑞峰, 等. 采用 TDLAS 的超音速气流中氧气质量流量检测法[J]. *光子学报*, 2015, 44(7):67-72.
- JIA L Q, LIU W Q, KAN R F, *et al.*. Oxygen mass flow detection method in supersonic flow based on TDLAS [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2015, 44(7) :67-72. (in Chinese)
- [13] 江强, 王辽, 郭金鑫, 等. 基于总温测量的超燃冲压发动机燃烧效率研究[J]. *实验流体力学*, 2012, 26(4): 1-5.
- GANG Q, WANG L, GUO J X, *et al.*. Scramjet combustion efficiency studies based on the total temperature measurement [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2012, 26(4): 1-5. (in Chinese)
- [14] 姚路, 刘文清, 阚瑞峰, 等. 小型化 TDLAS 发动机测温系统的研究及进展[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(1):71-76.
- YAO L, LIU W Q, KAN R F, *et al.*. Research and development of a compact TDLAS system to measure scramjet combustion temperature [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(1):71-76. (in Chinese)

作者简介:



许超(1982—),男,湖南衡阳人,硕士,工程师,2007年于西北工业大学获得硕士学位,主要从事发动机地面试验技术的研究。E-mail: 54894621@qq.com



王辽(1982—),男,贵州贵阳人,硕士,高级工程师,2008年于北京航空航天大学获得硕士学位,主要从事超燃冲压发动机燃烧与流动技术的研究。E-mail:13520545370@139.com