第 40 卷 第 1 期 实 验 流 体 力 学 Vol. 40, No. 1
2026 年 2 月 Journal of Experiments in Fluid Mechanics Feb., 2026

文章编号: 1672-9897(2026)01-0068-11 doi: 10.11729/syltlx20240010

# 多通道聚焦激光差分干涉法测量高超声速边界层不稳定性研究

李学良, 张亚寒, 吕闯, 薛涛, 吴杰*

华中科技大学 航空航天学院, 武汉 430074

**摘要:** 聚焦激光差分干涉法(Focused Laser Differential Interferometry, FLDI)已经被广泛应用于高超声速边界层转捩研究的空间测量。但是, 目前国内使用的 FLDI 系统每次只能测 1 或 2 个空间点的密度变化, 不能高效率地进行边界层内沿流向或法向的实验测量, 且不能对 2 次风洞实验测点之间的密度脉动信号进行有效的相关性分析。介于此, 本文设计并搭建了一套多通道 FLDI 测量系统, 可以在单次风洞运行周期内同时获得高超声速边界层内多个测点的不稳定波特征。基于华中科技大学 $\Phi$0.25 m 马赫数 6 高超声速 Ludwieg 管低噪声风洞, 在来流单位雷诺数为 $1.19 \times 10^7$ m$^{-1}$ 工况下, 将多通道 FLDI 测量系统应用于尖锥边界层不稳定性测量研究。实验结果显示, 多通道 FLDI 系统成功测量到了高超声速边界层内主频在 316.4～322.3 kHz 的典型第二模态不稳定波, 该频率范围与相同测点处 PCB 传感器测得的第二模态不稳定波主频(319.3 kHz)吻合较好。进一步对基于多通道 FLDI 系统获得的密度脉动数据进行互相关分析, 发现相邻测点间求得的不稳定波相速度相同, 具有尖锥标模边界层内第二模态不稳定波的速度传播特征, 证明了多通道 FLDI 测量结果的可靠性。本文搭建的多通道 FLDI 系统具有效率高、准确性高、空间分辨率高和成本低等优点, 适用于高超声速边界层不稳定性和感受性机制等问题的研究。

**关键词:** 聚焦激光差分干涉法; 高超声速; 密度脉动; 边界层不稳定性; 流场测量; 风洞实验

**中图分类号:** V211.7 **文献标识码:** A

# Hypersonic boundary-layer instability measurement using multi-point focused laser differential interferometry

LI Xueliang, ZHANG Yahan, LÜ Chuang, XUE Tao, WU Jie*

School of Aerospace Engineering, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China

**Abstract:** Focused Laser Differential Interferometer (FLDI) has been widely used in the spatial measurement of hypersonic boundary layer instability. However, at present, the FLDI system used in China can only measure the density change of one or two spatial points at a time, and the experimental measurement along the streamwise direction or normal direction in the boundary layer cannot be carried out efficiently, and the correlation of the density fluctuation signal between the two measuring points obtained from two wind tunnel runs is poor. In this work, a setup of multi-point FLDI measurement system is designed and built, which can simultaneously obtain the second mode instability waves characteristics of multiple measuring points in the hypersonic boundary layer in a single wind tunnel operation period. Based on the $\Phi$0.25 m low noise Mach 6 hypersonic Ludwieg tube wind tunnel in Huazhong University of Science and Technology (HUST), the instability waves measurement experiment of a sharp cone's boundary layer with a freestream Reynolds number of $1.19 \times 10^7$ m$^{-1}$ is carried out by using the multi-point FLDI measurement system. The experimental results show that the multi-point FLDI system

**收稿日期:** 2024-04-18; **修回日期:** 2024-05-15; **录用日期:** 2024-06-04

**基金项目:** 国家自然科学基金项目(12472334)

* 通信作者 E-mail: jiewu@hust.edu.cn

**引用格式:** 李学良, 张亚寒, 吕闯, 等. 多通道聚焦激光差分干涉法测量高超声速边界层不稳定性研究 [J]. 实验流体力学, 2026, 40(1): 68-78.
LI X L, ZHANG Y H, LÜ C, et al. Hypersonic boundary-layer instability measurement using multi-point focused laser differential interferometry[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2026, 40(1): 68-78.

successfully captures the typical second mode instability waves with the main frequency in the range of 316.4−322.3 kHz, which is agree with the main frequency 319.3 kHz of those measured by a PCB sensor at almost the same measuring point. Furthermore, through the cross-correlation analysis of the density fluctuation data obtained based on the multi-point FLDI system, it is found that the phase velocity of the instability waves between the adjacent measuring points is the same, which is consistent with the propagation velocity characteristics of the second mode instability waves in the boundary layer. The experimental results verify the data obtained by multi-point FLDI are quiet reliable. Above all, the multi-point FLDI system has the advantages of high efficiency, low cost, high accuracy and high spatial resolution, so it is expected to be applied to the basic research investigation in the future, such as hypersonic boundary layer instability and receptivity mechanism.

**Keywords**: focused laser differential interferometry; hypersonic; density fluctuation; boundary layer instability; flow field measurement; wind tunnel experiment

## 0　引　言

高超声速边界层转捩问题是空气动力学研究的核心问题之一[1-2]，长久以来受到研究人员的广泛关注。地面风洞实验是开展高超声速边界层不稳定性研究的三大重要手段之一[3]，然而目前用于高超声速流场测量的技术仍然非常有限[4]。聚焦激光差分干涉法（Focused Laser Differential Interferometry, FLDI）作为一种非介入式的高速流场实验测量技术，由于响应频率高、时空分辨率高、非介入，已被广泛应用于高超声速边界层不稳定性的测量。更多关于 FLDI 的研究进展可参考熊有德等[5] 的综述。

FLDI 最早是在 20 世纪 70 年代由 Smeets 和 George[6-9] 基于光的折射和干涉原理发明的，用于测量风洞来流和喷流平台的密度脉动。Fulghum[10] 2014 年对该技术进行了优化，使其可用于高超声速风洞实验的密度脉动测量。2019 年，Jewell 等[11] 通过在发射光路的偏振片前添加 Koester 棱镜，研发了双通道 FLDI 系统（Double FLDI, DFLDI）。2021 年，Houpt 和 Leonov[12] 研发了一种新型的柱面 FLDI（Cylindrical-FLDI, CFLDI），可用于平板边界层的近壁测量。同年，Gragston 等[13] 改进了传统的利用 Wollaston 棱镜生成多个测量焦点的 FLDI 技术，开发出利用衍射光镜（Diffractive Optical Elements, DOE）生成多个测点的线性阵列 FLDI（Linear Array FLDI, LA-FLDI）。Gragston 等[13] 生成多个测量焦点的方法只需要增加一个 DOE，比以往增加 Wollaston 棱镜和偏振片的方法更具成本优势[13]，因此受到众多学者的广泛使用。2022 年，Davenport 和 Gragston[14] 进一步改进 LA-FLDI 技术，通过额外增加一个 Wollaston 棱镜，实现了 2 × 6 测点同步测量，并将其成功用于湍流边界层剖面的实验测量，极大地提升了测量效率。最近，Jiang 等[15] 利用 LA-FLDI 技术，在马赫数 10 激波风洞中针对 7°尖锥模型开展了壁面冷却对边界层转捩影响的研究，所得第二模态不稳定波的相速度与以往实验结果吻合较好；同时，分析了基于 LA-FLDI 数据得到的湍流波包幅值，认为监测波包幅值可用于转捩演化监测。综上，FLDI 技术在高速流场测量中的应用越来越广泛，且正由传统的单测点向阵列式测点快速迭代。LA-FLDI 技术凭借其在高超声速边界层自由来流扰动测量、边界层沿壁面法向上的剖面流场测量方面的显著优势，将在高超声速边界层转捩的认知和机理研究等方面得到广泛应用。

相较于国外，国内 FLDI 技术应用研究起步较晚。华中科技大学吴杰团队最早在 2019 年独立研发了 FLDI 测量技术[4]，随后又进一步发展了该技术，并将其成功应用于高超声速边界层不稳定性测量的实验研究[4, 16-21]。2019 年，余涛等[4] 在马赫数 8 常规高超声速风洞中，利用所设计的单通道 FLDI 测量技术进行了不稳定波的实验研究，测量到了尖锥边界层内频率为 327 kHz 的第二模态不稳定波及其谐波。2020 年，Xiong 等[16] 在北京大学马赫数 6 静风洞中开展了基于裙锥模型的流动稳定性研究，利用 FLDI 技术捕获到了边界层内高达 1.26 MHz 的第二模态不稳定波的二次谐波，比 PCB 传感器具有更高的响应频率。2022 年，Zhao 等[17] 开展了波纹壁的高超声速边界层转捩影响研究，利用单通道 FLDI 技术对波纹区域的波峰和波谷进行了精细测量，发现波纹区域内未捕捉到第二模态不稳定波，且边界层转

掺延迟。2023 年，Cheng 等[18] 利用 FLDI 技术研究了孤立粗糙元上下游分离区内的流场不稳定性，在粗糙元附近的分离区内未检测到第二模态不稳定波，验证了 Tang 等[19] 提出的高超声速边界层第二模态不稳定性难以穿透进入分离区的猜想。最近，Huang 等[20] 利用改进的 CFLDI 技术测量了马赫数 6 平板湍流边界层的密度脉动，并将测量结果与相同来流条件下的直接数值模拟（Direct Numerical Simulation, DNS）结果进行对比，证实了 CFLDI 技术能够准确捕获高超声速湍流边界层带宽在 3～200 kHz 范围内密度脉动的静态特征。Huang 等[21] 在 CFLDI 系统发射端的 Wollaston 棱镜前再添加一枚 Wollaston 棱镜，进一步开发出了双通道 FLDI（Two-Point CFLDI, 2P-CFLDI）系统。他们利用开发的 2P-CFLDI 系统，测量了马赫数 6 高超声速平板湍流边界层对流速度，测量结果与 Laufer[22] 的实验结果一致。但是，目前 FLDI 系统每次只能进行单点或双点测量，若需获得流向或壁面法向多个测点的数据，则需要多次测量，效率较低；此外，单点测量得到的 2 组数据往往相关性较差，不能用来进行有效的互相关分析。因此，发展适用于高超声速边界层测量的多通道 FLDI 系统就显得尤为必要。

本文介绍了国内独立发展的多通道 FLDI 测量系统及其在高超声速边界层不稳定性研究中的应用。首先，介绍了本文的风洞实验平台、尖锥模型和相关测量技术；其次，详细叙述了多通道 FLDI 系统的设计原理、实物搭建情况和测量焦点详细参数；再次，详细分析多通道 FLDI 系统的实验结果；最后，结合 PCB 传感器测量数据和基于密度脉动信号的互相关分析结果，验证本文设计搭建的多通道 FLDI 系统在高超声速边界层不稳定性研究中的可靠性与准确性。

## 1 实验设备及测试技术

### 1.1 马赫数 6 高超声速 Ludwieg 管风洞

实验在华中科技大学 $\Phi$0.25 m 马赫数 6 高超声速 Ludwieg 管风洞中开展，如图 1 所示。该风洞可模拟的单位雷诺数范围为 $5\times10^6$～$3\times10^7$ m$^{-1}$，有效运行时间为 100 ms。与常规高超声速风洞相比，在该风洞中开展高超声速边界层转捩问题等基础研究具有运行成本低、效率高、流场品质好等优点。黄冉冉等[23] 介绍了该风洞的详细设计和校测过程，以及基于此风洞已经开展的相关实验研究，此处不再赘述。本文的来流条件如下：总温 430 K，总压 1 100 kPa，来流单位雷诺数 $1.19\times10^7$ m$^{-1}$。



图 1 华中科技大学 $\Phi$0.25 m 马赫数 6 Ludwieg 管风洞
Fig. 1 $\Phi$0.25 m Mach 6 Ludwieg tube wind tunnel of HUST

### 1.2 尖锥模型

如图 2 所示，实验模型为半锥角 7°的尖锥标模，考虑实际加工精度的端头半径 $R_n=0.2$ mm。图中 $X$ 表示沿轴线方向距尖锥头部地距离，$L$ 表示沿母线方向距尖锥头部地距离。该模型整体长 400 mm，不锈钢头部长 65 mm，中间锥体段长 295 mm，尾部长 40 mm。模型中间锥体段开有多个小孔，用来安装实验所需 PCB 传感器。其中，第一个传感器测点到尖锥头部的距离 $X=180$ mm，相邻传感器间距为 25 mm；点 $N$ 为本文实际使用测点，与头部的距离 $L=232.3$ m。实验中未使用的小孔用大小合适的孔销封堵，确保孔销上表面与锥体表面齐平。

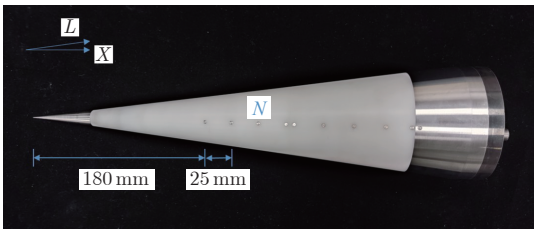



图 2 尖锥模型和传感器测点位置
Fig. 2 Sharp cone and PCB measuring position

### 1.3 PCB 高频压力传感器

本文实验采用 PCB 132B38 型高频压力传感器，其有效动态响应频率范围为 11 kHz～1 MHz。已有研究表明：在零攻角工况下的尖锥模型高超声速边界层转捩过程中，常出现高频第二模态不稳定波，且该不稳定波在转捩中占主导地位[24]。第二模态不稳定波的频率一般高达数百甚至数千赫兹，其频率和幅值会随着边界层内不稳定性的发展而改变。目前，PCB 传感器作为一种成熟的表面压力脉动测量技术，已被广泛应用于高超声速边界层不稳定性研究。

实验中，将 PCB 传感器通过专用信号调理器、线缆与 Spectrum A/D 数采系统连接，设置采样时长为 1.0 s、采样频率为 3 MHz。对 PCB 传感器采集的压力脉动信号进行功率谱密度（Power Spectral Density, PSD）分析[25]，可以研究边界层内不稳定波演化特性。本实验中，将 PCB 传感器布置于 $L$ = 232.3 mm 处，即图 2 中测点 $N$ 处。后文 FLDI 的测量位置与 PCB 传感器位置基本相同。通过比较二者得到的第二模态不稳定波的中心频率特征，可验证多通道 FLDI 技术的可行性与准确性。

### 1.4　聚焦激光差分干涉技术

聚焦激光差分干涉法是基于相干光的干涉原理实现的[4-5]。如图 3 所示，典型的单通道 FLDI 光学系统由发射光路（左边）和接收光路（右边）2 部分组成。

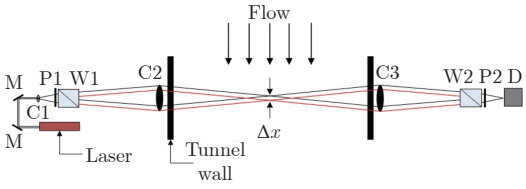



图 3　单通道 FLDI 原理图

Fig. 3　Schematic diagram of single FLDI technique

1）发射光路。先由 He–Ne 激光器发射一束平行激光束，经 2 个反射镜 M 调整光束路径，随后光束经过凸透镜 C1 和偏振片 P1，形成偏振方向一致的发散光束，然后被 Wollaston 棱镜 W1 分为 2 束光强、频率、幅值和相位相同，但偏振方向相互垂直且有一定分离角的线偏光。此后，光束被凸透镜 C2 汇聚，在聚焦区域形成 2 个分离焦点。

2）接收光路。与发射光路对称，经过聚焦区域的光束发散后由凸透镜 C3 进行再聚合，之后 2 束具有分离角的光束通过 Wollaston 棱镜 W2 合并成为一束光。最后，偏振片 P2 滤掉垂直于偏振方向的光强分量，由光电接收器 D 捕获剩余光强信息。光电接收器 D 与数采系统连接，采集的数据进行后处理即可使用。关于 FLDI 的原理说明，详见余涛[4] 和熊有德等[5] 的文章。

流场密度脉动与传感器电压信号之间的关系如下[4]：

$$\frac{\Delta\rho}{\rho_l}=\frac{\lambda_0}{2\pi lK\rho_l}\arcsin\left(\frac{U}{U_0}-1\right) \tag{1}$$

式中：$\Delta\rho$ 为两分离焦点处的空气密度差；$\rho_l$ 为测点位置的密度均值；$\lambda_0$ 为激光波长；$l$ 为 2 束光分离路径的长度；$K$ 取 $2.257\times10^{-4}$ m$^3$/kg，为空气的 Gladstone-Dale 常数；$U$ 为光电接收器的输出电压；$U_0$ 为流动引起的相位差为 0 时光电探测器的输出电压。

上述介绍即为传统单通道 FLDI 系统的基本原理。但是，上述系统每次只能测量 1 个位置，若需获得流向或壁面法向多个测点数据，则需要多次测量，风洞需反复充气与保温，效率较低；此外，单点测量得到的 2 组数据往往相关性较差，不能直接用于互相关计算，不利于精确分析边界层内不稳定性的演化特征。因此，为满足目前高超声速领域高效率、精细化的实验测量需求，本文在现有单通道系统的基础上，开展了多通道 FLDI 系统的研发与验证工作。

## 2　多通道 FLDI 技术

### 2.1　多通道 FLDI 光路设计

本文采用的多通道 FLDI 系统详细原理如图 4 所示。在整体光路上，其相比于单通道 FLDI 主要有 2 方面的改进。一方面，对于发射光路端，借鉴 Gragston[13-14] 搭建 LA-FLDI 系统的思路，在 C1 和 P1 之间布置一枚一维 1 × 6 衍射光镜（Diffractive Optical Elements, DOE），将光束一分为六。DOE 又称点阵发生器，用于将单束激光分离成多束，每束都保持初始光束的特性，但光强和功率稍有区别。另一方面，对于接收光路端，由于 6 个测点间距较小，无法采用传统的多个光电接收器直接收集光束

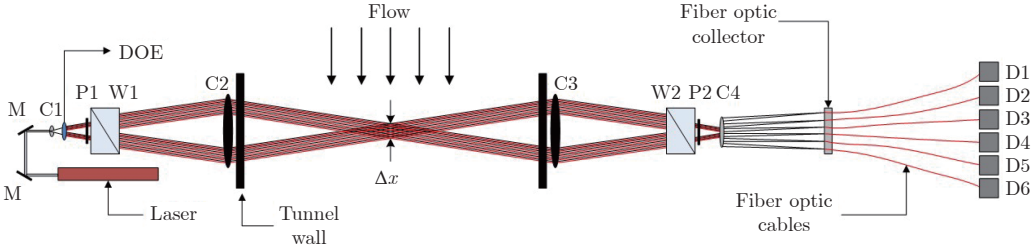



图 4　多通道 FLDI 原理图

Fig. 4　Schematic diagram of multi-point FLDI technique

的办法，为此，在接收光路端添加 C4 透镜将聚焦焦点发散成 6 束基本等间距的光斑，使用 6 根光纤辅助接收，将光束输送给对应的 6 个光电接收器，即图 4 中 D1～D6。最终由数采系统进行信号采集，再进行后续的密度脉动数据处理。

## 2.2 多通道 FLDI 实验装置

根据图 4 的原理搭建了一套多通道 FLDI 测量系统，其发射光路和接收光路分别如图 5 和 6 所示。本实验中，激光器光源选用功率为 10 mW 的 He–Ne 激光器（波长$\lambda_0$ = 632.8 nm）；C1、C2 和 C3 均为凸透镜，C1 焦距为 15 mm，C2 和 C3 参数相同，其焦距均为 200 mm；接收光路端的凸透镜 C4 焦距为 20 mm，Wollaston 棱镜分离角为 1′；所采用的 DOE 为 1 × 6 阵列的一维分束镜，相邻焦点之间的分离角为 0.71°，总分离角约为 3.57°；光纤为多模光纤，直径为 1000 μm；光电接收器 D1～D6 型号相同，响应频率为 10 MHz。

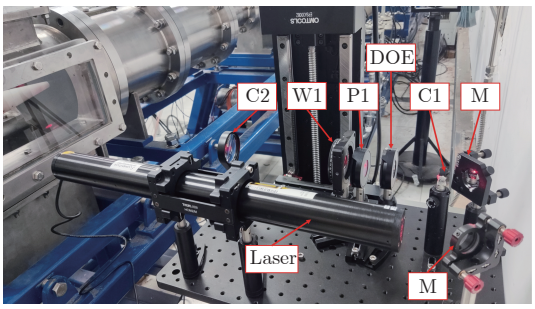



图 5 多通道 FLDI 发射光路
Fig. 5 Emitting part of multi-point FLDI light path

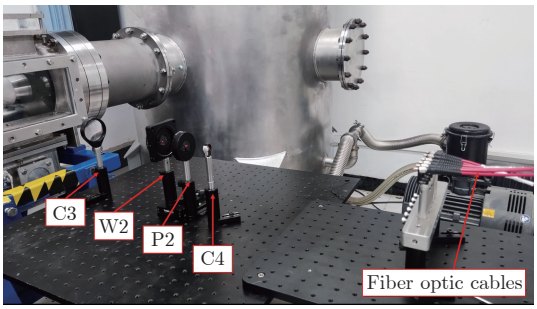



图 6 多通道 FLDI 接收光路
Fig. 6 Receiving part of multi-point FLDI light path

## 2.3 多通道 FLDI 测点位置

实验中，多通道 FLDI 系统的测量位置大致位于第 3 个测点位置处，与 PCB 测点位置（即图 2 中测点 $N$）对应，具体 FLDI 测量位置如图 7 所示，图中 $Ma$ 为来流马赫数。在测试前，首先调整位移台，使得测点位置大致处于图 7 所示位置的壁面附近；然后旋转 DOE，调整角度，使得测点位置与尖锥模型表面平行；最后调整精密位移装置，使得测点位置位于边界层内距壁面约 0.5 mm 高度处[4]。选取此位置主要基于以下 2 点考虑：一是由以往尖锥边界层剖面流场测量结果[17]可知，密度脉动从壁面沿法向向外传播时，第二模态不稳定波的频率在不同高度上保持不变，但其幅值演化呈现先增大后减小的规律。在距离壁面约 0.5 mm 处，第二模态不稳定波的特征已较为明显，这有利于本文的比较分析；二是该位置距离壁面稍远，可有效避免风洞运行导致的微小机械振动对信号测量的影响。下文将通过比较相同位置处多通道 FLDI 与 PCB 传感器测得的边界层内不稳定性结果，验证多通道 FLDI 测量边界层流场的可行性与准确性。

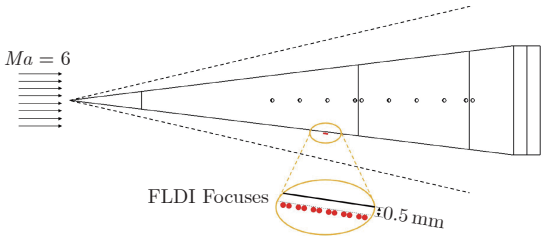
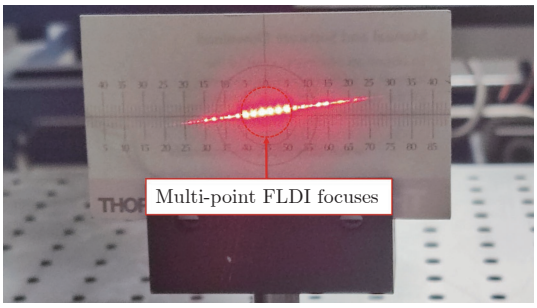


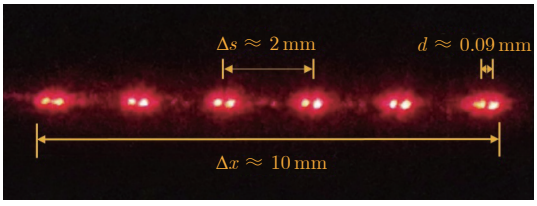

图 7 多通道 FLDI 系统测点区域示意图
Fig. 7 The focuses position of multi-point FLDI system

## 2.4 多通道 FLDI 测量焦点

多通道 FLDI 聚焦区域焦点的实际状态如图 8(a)所示，图 8(b)为在焦点位置使用透镜放大之后焦点的实拍状态。经实际测量，沿流向的被测流场宽度




（a）测量焦点实际状态




（b）测量焦点放大图

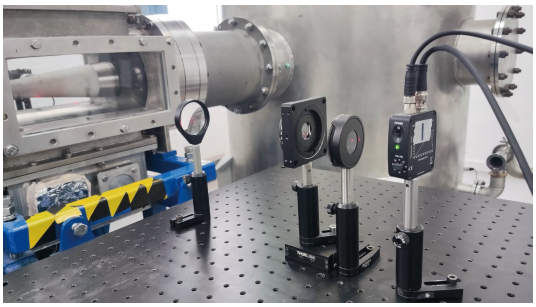
图 8 多通道 FLDI 测量焦点
Fig. 8 Six beam pairs at the focusing region of multi-point FLDI system

$\Delta x$ 约 10 mm，相邻两焦点的间距 $\Delta s$ 约为 2 mm；基于凸透镜成像原理和几何关系，计算出每个光束对间距 $d$ 为 0.09 mm。需要注意的是，实验测试中发现，$\Delta x$ 的大小与 DOE 在 C1 和 C2 之间的布置位置有关，DOE 位置靠近 C2，$\Delta x$ 变大，反之则 $\Delta x$ 变小，说明二者的焦距与 DOE 相关参数之间存在联系，且决定了多通道 FLDI 测量区域的空间分辨率。因此，焦点区域范围大小的理论关系需进一步探究，以期提高多通道 FLDI 的空间分辨率。

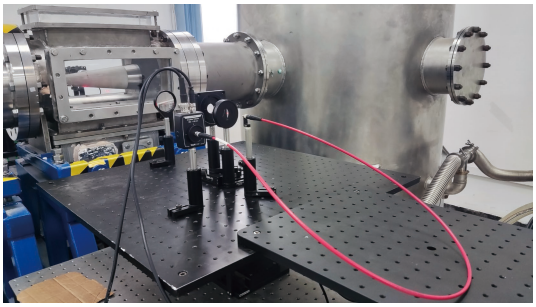
## 3　实验结果

### 3.1　光路可行性初步验证

光纤接收会导致部分光强损失，需评估光强损失对边界层内密度脉动测量结果的影响。为此，在开展多通道实验前，基于图 3 的光路设计原理搭建了单通道 FLDI 系统，开展了光纤接收光束方案的可行性验证工作。采用 PDA 直接接收和光纤辅助接收 2 种方案，具体实验设置如图 9 所示。在相同来流状态下分别对 2 种方案开展实验，测得的原始电压信号见图 10，处理后得到的背景噪声和有效信号的密度脉动功率谱（PSD）结果如图 11 所示（图中 $f$ 为频率）。由图 10 可得，PDA 直接接收方案原始电压信号为 397 mV，而光纤辅助接收时为 384 mV，光强损失约为 3.3%。由图 11（a）可得，PDA 直接接收方案测得到显著的主频约 312.9 kHz 的第二模态不稳定波及主频约 613.4 kHz 的第二模态不稳定波谐波。在图 11（b）中，光纤主动接收方案测得主频约 310.2 kHz 的第二模态不稳定波和主频约 602.3 kHz 的谐波。2 种方案所测第二模态不稳定波的 PSD 幅



（a）PDA直接接收



（b）光纤辅助接收

图 9　单通道 FLDI 接收光路测量装置

Fig. 9　Receiving part setup of the single FLDI measurement

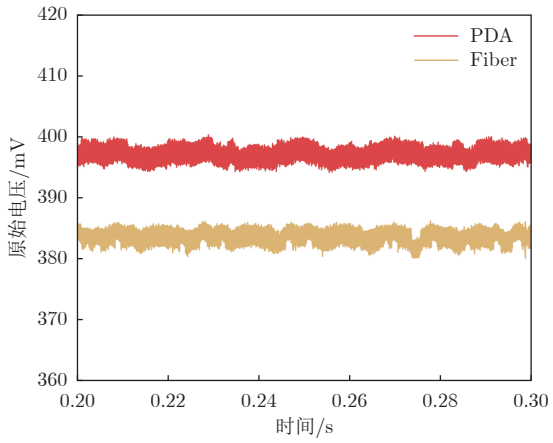
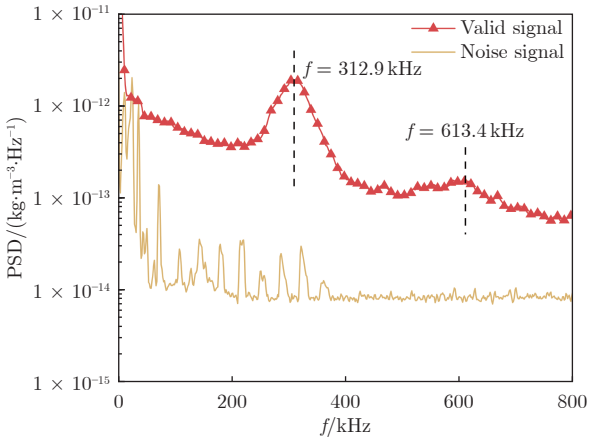
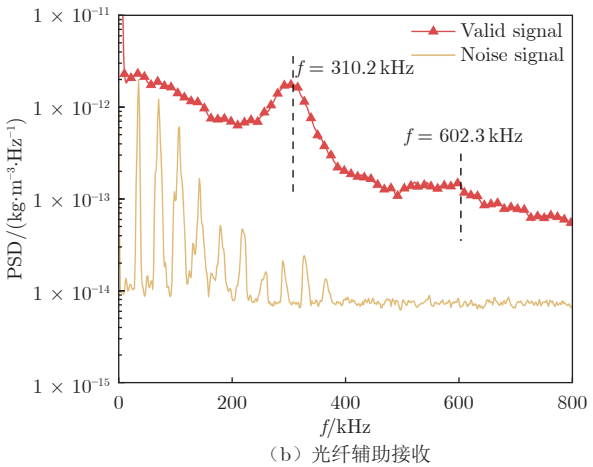



图 10　单通道 FLDI 测量原始电压信号

Fig. 10　Raw data of the single FLDI measurement




（a）PDA 直接接收




（b）光纤辅助接收

图 11　单通道 FLDI 测量得到的功率谱密度结果

Fig. 11　PSD results of the single FLDI measurement

值略有差异，但在边界层不稳定性研究中，频率特征通常更为关键。比较发现，尽管光纤辅助接收导致光强损失约 3.3%，但其与 PDA 直接接收方案测得的第二模态不稳定波频率特征基本一致，相对误差仅为 0.9%。以上结果初步验证了光纤接收方案的可行性与测量准确性，证明其可用于多通道 FLDI 测量技术。

## 3.2 多通道 FLDI 测量结果

按照 2.2 节所述的实验装置，采用光纤辅助接收方案，利用多通道 FLDI 测量高超声速边界层不稳定波。图 12 为测得的原始电压信号（Ch1～Ch6 依次为从上游到下游的测点结果）。可以看到：原始电压信号比图 10 中的单通道测量值低，且不同通道之间存在一定差别。主要原因有 2 点：其一，DOE 将光束一分为六，导致每个通道捕获的光强均大幅降低，且透镜 C4 的放大作用使每个测点的光束直径大于光纤直径，光纤无法捕获全部光强，造成部分光强损失；其二，虽然 DOE 保证了分离后的每束光都具有原始光束的特性，但是每束光的功率并不完全一样，且在光纤捕获的位置处，每个焦点光斑大小存在差异，导致测得的各通道之间的初始电压信号有所不同（详见下文第 4 节的分析）。

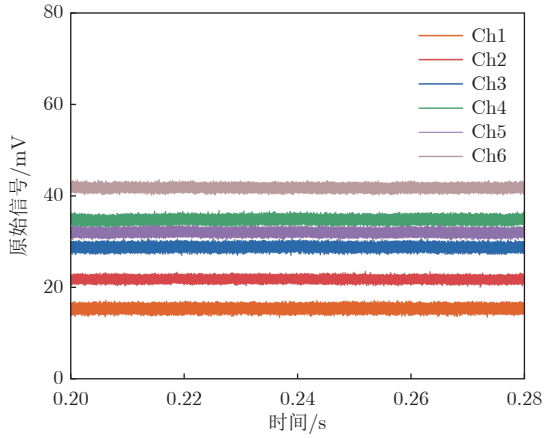



图 12 多通道 FLDI 测量原始信号数据
Fig. 12 Raw data of the multi-point FLDI measurement

对原始电压信号进行功率谱密度分析，得到多通道 FLDI 系统多点同时测量的 PSD 结果，如图 13 所示。可以看到，除 Ch1 和 Ch6 外，Ch2～Ch5 测点处均测到了明显的第二模态不稳定波。随着不稳定波向下游发展，其主频轻微降低，从 Ch2 测点处的 322.3 kHz 降至 Ch5 测点处的 316.4 kHz。由于各工况下测点位置基本一致（均位于 $L$ = 232.3 mm 附近），且来流单位雷诺数保持一致，此处的第二模态不稳定波特征应与单通道测量结果趋于一致。如上所述，与 3.1 节中 PDA 直接接收方案的测量结果相比，多通道 FLDI 测得的高超声速边界层内第二模态不稳定波的频率基本一致，相对误差在 1.1%～3.0% 范围内。从第二模态不稳定波的幅值上看，在 Ch2～Ch5 各测点处测得的第二模态不稳定波主频的 PSD 幅值略有差距，但误差仅在一个量级范围内，整体上与 Zhao 等[17] 用 FLDI 技术在相似来流条件下得到的 PSD 结果量级相当。上述结果验证了本文设计并搭建的多通道 FLDI 系统用于边界层测量的可靠性。

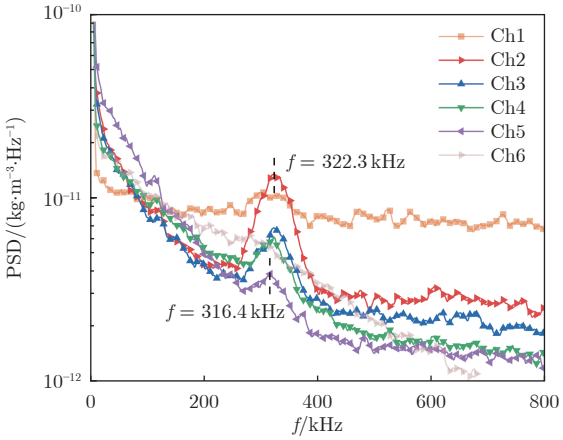



图 13 多通道 FLDI 测量功率谱密度结果
Fig. 13 PSD results of the multi-point FLDI measurement

## 3.3 多通道 FLDI 测量结果验证

为进一步对多通道 FLDI 的测量结果进行验证和评估，在图 2 的测点 $N$ 处布置了 PCB 表面压力传感器，采集尖锥模型表面处的压力脉动信号。经后处理得到压力脉动的 PSD 结果，如图 14 所示。由图可知，在测点 $N$ 处，PCB 传感器捕获的第二模态不稳定波主频约为 319.3 kHz，处于多通道 FLDI 测得的主频 316.4～322.3 kHz 范围内，可见二者的不稳定波特征频率较为一致。二者频率存在的细微差异可能源于以下原因：一是多通道 FLDI 实际测点位置与 PCB 传感器测量位置存在微小偏差；二是 PCB 传感器测量的是尖锥模型表面的压力脉动，而本实验中多通道 FLDI 测量的是模型表面上方一定高度处边界层内的结果。上述结果进一步验证了本文设计的多通道 FLDI 测量结果的准确性。

最后，基于多通道 FLDI 系统测得的边界层内密度脉动数据开展相邻测点之间的互相关分析，确定边界层内不稳定波的相速度，以进一步验证多通道

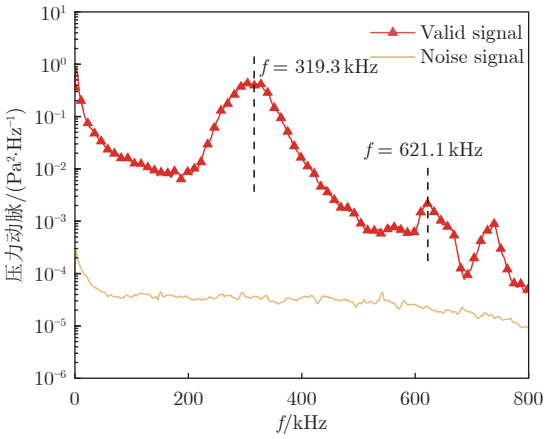



**图 14　尖锥表面测点 $N$ 处 PCB 传感器测量结果**

Fig. 14　PSD results using the PCB sensor at $L$ = 232.3 mm on the sharp cone surface

FLDI 测量结果用以分析边界层不稳定波的可靠性。根据本文风洞实验的来流条件，可求得实验段自由来流速度 $u_\infty$ = 870.9 m/s，则边界层外缘速度 $u_e$ = $0.99u_\infty$ = 862.2 m/s。图 15 为计算得到的多通道 FLDI 在 Ch2～Ch5 相邻测点间密度脉动信号的互相关系数曲线，其中 $\Delta t$ 表示不稳定波在相邻测点间传播的滞后时间。由图可知：在 Ch2～Ch5 测点范围内，相邻测点间不稳定波的无量纲化传播速度 $u/u_e$ 均为 0.8698，位于 $[1-1/Ma, 1]$（慢模态相速度区间）内，与 Stetson 等[26] 在尖锥实验中测得的第二模态不稳定波特征相符。相邻测点间的第二模态不稳定波相速度相同，这是由于相邻测点间距较小（$\Delta s$ 仅约 2 mm），这充分说明了本文设计并搭建的多通道 FLDI 系统具有较高的空间分辨率。上述结果既证实了多通道 FLDI 系统捕捉到的不稳定波为第二模态不稳定波，又充分证明了多通道 FLDI 互相关分析结果的准确性，为多通道 FLDI 在高超声速边界层内不稳定性研究中的应用提供了支撑。

## 4　讨论分析

本文设计并搭建了多通道 FLDI 测量系统，并在高超声速边界层研究中开展了实验测量和验证分析。实验在 Ch2～Ch5 通道内均测到明显的第二模态不稳定波，但在 Ch1 和 Ch6 通道内未测到明显的第二模态不稳定波，推测这与光路接收端光斑的状态有关，为此特别进行了光束状态的确认。图 16(a)和(b)分别为本文接收光路端 C4 透镜附近和光纤接收端附近的光束焦点状态。由图 16(a)可知，到达 C4 透镜的 6 个焦点光斑范围与所用的 C4 透镜直径相当，这导致光束通过 C4 透镜后两侧边缘部分的光

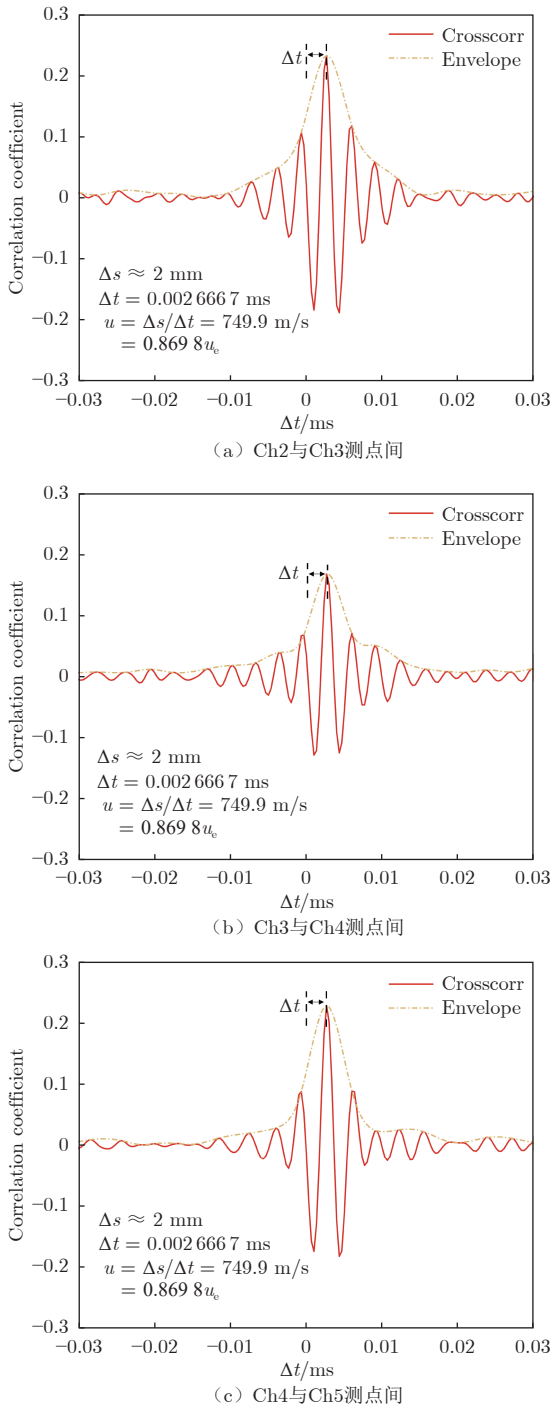
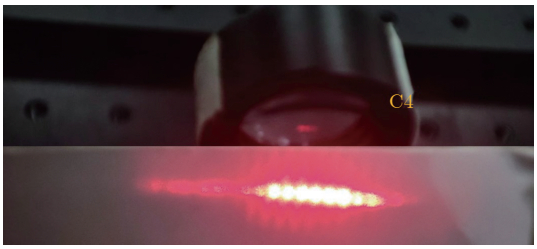


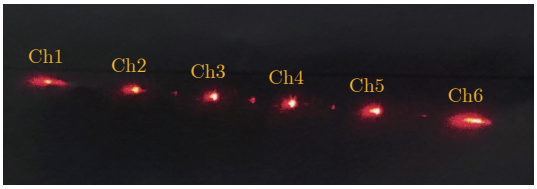

**图 15　相邻多通道 FLDI 测点间密度脉动信号互相关系数曲线**

Fig. 15　Cross-correlation coefficient curves of density fluctuation signals between adjacent multi-point FLDI measurement points

斑发生明显畸变，使得抵达光纤入口处的光束质量较差（图 16(b)的 Ch1 和 Ch6 测点），最终对边界层内不稳定波的测量结果产生较大影响，这也是图 13 中上述 2 个通道未捕捉到第二模态不稳定波特征的主要原因。未来可通过优化 C4 透镜参数来解决上述问题，从而进一步提高多通道 FLDI 技术的适用性。




（a）C4透镜上游附近




（b）光纤接收位置附近

**图 16 多通道 FLDI 接收光路端光斑状态**

Fig. 16 Spot status at receiving part of the multi-point FLDI

在光纤损耗方面，除了前述因光束直径大于光纤直径（即出现光纤过满情况，见图 17）导致部分光未能被接收外，也有部分损耗可能是光纤固定时造成的宏弯所致，如图 18 所示。可以看到，光在光纤中被引导时，其能量分布在纤芯和包层区域。现有文献表明，光纤可以在弯曲半径较小时进行短距离和短时间工作[27]。在本实验装置（详见图 1 和 9）中，尽管受空间限制，光纤在固定时有一定弯曲，但实际弯曲半径小、实验时间和实际距离较短。结合图 10 与本文验证结果，可以认为本实验中光纤宏弯损耗对多通道 FLDI 系统测量结果的准确性影响较小。光纤弯曲损耗是一个复杂的理论问题[28]，未来将根据多通道 FLDI 系统中光纤的实际状态，对多模光纤的宏弯损耗进行深入理论分析和静态测量评估。

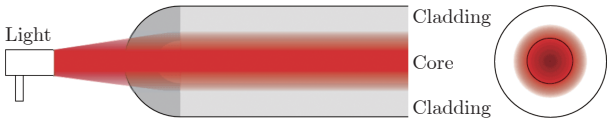



**图 17 多模光纤过满条件**

Fig. 17 Overfilled launch condition of a multimode fiber

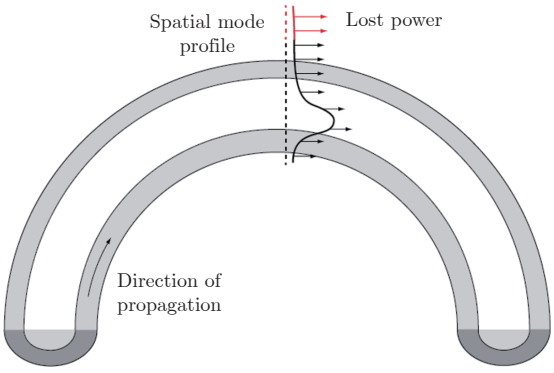



**图 18 光纤宏弯损耗造成的衰减**

Fig. 18 Attenuation of an optical fiber due to macrobend loss

## 5 结 论

本文设计并搭建了国内首套多通道 FLDI 测量系统，并基于尖锥标模在华中科技大学 $\Phi$0.25 m 马赫数 6 高超声速 Ludwieg 管风洞中开展了边界层第二模态不稳定波的测量实验，验证了该测量系统用于边界层不稳定波测量的可行性与准确性。主要结论如下：

1）多通道 FLDI 系统能够准确测量高超声速边界层内第二模态不稳定波的特征。基于密度脉动数据开展的互相关分析结果表明，相邻测点之间第二模态不稳定波的迁移速度相同，说明该测量系统具有较高的空间分辨率。

2）对于本文设计并搭建的多通道 FLDI 测量系统，DOE 的参数及其相对于其他光学器件的布置位置决定了测量区域的范围。未来可通过设计合理光路，将多通道 FLDI 系统的空间分辨率进一步优化至 2 mm 以下，使其能够满足相关测量场景的实际需求。

3）实验结果表明，设计并搭建的多通道 FLDI 测量系统适用于高超声速边界层不稳定性相关研究，具有效率高、准确性高、空间分辨率高和成本低等优点。进一步应用多通道 FLDI 技术将有助于深入推动高超声速边界层转捩的感受性研究。

**致谢：** 华中科技大学硕士研究生桂裕腾在作者学习单通道 FLDI 技术之初给予了热心指导，博士研究生黄冉冉和卫明远在本文关于多通道 FLDI 技术的讨论分析中提供了十分有益的帮助，在此表示衷心感谢。

**参考文献：**

[1] 周恒, 张涵信. 有关近空间高超声速飞行器边界层转捩和湍流的两个问题[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(2): 151-155.
ZHOU H, ZHANG H X. Two problems in the transition and turbulence for near space hypersonic flying vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(2): 151-155.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2017.0016

[2] 陈坚强, 涂国华, 张毅锋, 等. 高超声速边界层转捩研究现状与发展趋势[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 311-337.
CHEN J Q, TU G H, ZHANG Y F, et al. Hypersonic boundary layer transition: what we know, where shall we go[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 311-337.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0011

[3] 刘向宏, 赖光伟, 吴杰. 高超声速边界层转捩实验综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 196-212.

LIU X H, LAI G W, WU J. Boundary-layer transition experiments in hypersonic flow[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 196-212.
doi: 10.7638/kqdlxxb-2018.0017

[4] 余涛, 张威, 张毅锋, 等. 一种非介入式高超声速边界层不稳定波的测量方法[J]. 实验流体力学, 2019, 33(5): 70-75.
YU T, ZHANG W, ZHANG Y F, et al. Focused laser differential interferometry measurement of instability wave in a hypersonic boundary-layer[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(5): 70-75.
doi: 10.11729/syltlx20190076

[5] 熊有德, 余涛, 薛涛, 等. 聚焦激光差分干涉法测量超/高超声速流动的进展[J]. 实验流体力学, 2022, 36(2): 9-20.
XIONG Y D, YU T, XUE T, et al. Progress on focused laser differential interferometry in measuring supersonic/hypersonic flow field[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(2): 9-20.
doi: 10.11729/syltlx20210126

[6] SMEETS G, GEORGE A. Gas-dynamic investigations in a shock tube using a highly sensitive interferometer[R]. No. REPT-14/71, 1973.

[7] SMEETS G. Laser interferometer for high sensitivity measurements on transient phase objects[J]. IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, 1972, 8(2): 186-190.
doi: 10.1109/TAES.1972.309488

[8] SMEETS G. Flow diagnostics by laser interferometry[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1977, AES-13(2): 82-90.
doi: 10.1109/taes.1977.308441

[9] SMEETS G, GEORGE A. Laser-differential interferometer applications in gas dynamics[R]. No. REPT-28/73, 1996.

[10] FULGHUM M R. Turbulence measurements in high-speed wind tunnels using focusing laser differential interferometry[D]. State College: The Pennsylvania State University, 2014.

[11] JEWELL J S, PARZIALE N J, LAM K L, et al. Disturbance and phase speed measurements for shock tubes and hypersonic boundary-layer instability[C]//Proc of the 32nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. 2016: 3112.
doi: 10.2514/6.2016-3112

[12] HOUPT A, LEONOV S. Cylindrical focused laser differential interferometer[J]. AIAA Journal, 2021, 59(4): 1142-1150.
doi: 10.2514/1.j059750

[13] GRAGSTON M, PRICE T, DAVENPORT K, et al. Linear array focused-laser differential interferometry for single-shot multi-point flow disturbance measurements[J]. Optics Letters, 2021, 46(1): 154-157.
doi: 10.1364/OL.412495

[14] DAVENPORT K, GRAGSTON M. Simultaneous turbulent boundary layer velocity profile and scalar turbulence spectra with linear array-FLDI[C]//Proc of the AIAA SciTech 2022 Forum. 2022: 1313.
doi: 10.2514/6.2022-1313

[15] JIANG N B, HSU P S, SLIPCHENKO M, et al. Megahertz-rate imaging of hypersonic boundary-layer instabilities in a Mach 10 shock tunnel[J]. AIAA Journal, 2023, 61(2): 534-542.
doi: 10.2514/1.j061880

[16] XIONG Y D, YU T, LIN L Q, et al. Nonlinear instability characterization of hypersonic laminar boundary layer[J]. AIAA Journal, 2020, 58(12): 5254-5263.
doi: 10.2514/1.j059263

[17] ZHAO J Q, SIMA X H, XIONG Y D, et al. Impact of wavy wall surface on hypersonic boundary-layer instability of sharp cone model[J]. AIAA Journal, 2022, 60(11): 6203-6213.
doi: 10.2514/1.j062035

[18] CHENG J Y, HUANG R R, LIU W T, et al. Influence of single roughness element on hypersonic boundary-layer transition of cone[J]. AIAA Journal, 2023, 61(7): 3210-3218.
doi: 10.2514/1.j062713

[19] TANG Q, ZHU Y D, CHEN X, et al. Development of second-mode instability in a Mach 6 flat plate boundary layer with two-dimensional roughness[J]. Physics of Fluids, 2015, 27(6): 064105.
doi: 10.1063/1.4922389

[20] HUANG R R, LIU W T, CHENG J Y, et al. Measurement of hypersonic turbulent boundary layer on a flat plate using cylindrical focused laser differential interferometer[J]. Physics of Fluids, 2023, 35: 035121.
doi: 10.1063/5.0141681

[21] HUANG R R, XUE T, WU J. Measurement of the convection velocities in a hypersonic turbulent boundary layer using two-point cylindrical-focused laser differential interferometer[J]. Aerospace, 2024, 11(1): 100.
doi: 10.3390/aerospace11010100

[22] LAUFER J. Sound radiation from a turbulent boundary layer[R]. JPL-TR-32-119, 1961.

[23] 黄冉冉, 司马学昊, 成江逸, 等. 基于 Ludwieg 管的高超声速边界层转捩实验[J]. 气体物理, 2021, 6(5): 51-61.
HUANG R R, SIMA X H, CHENG J Y, et al. Hypersonic boundary-layer transition experiments in Ludwieg tube[J]. Physics of Gases, 2021, 6(5): 51-61.
doi: 10.19527/j.cnki.2096-1642.0901

[24] 陈久芬, 徐洋, 许晓斌, 等. 7°尖锥高超声速边界层脉动压力实验研究[J]. 实验流体力学, 2023, 37(6): 51-60.
CHEN J F, XU Y, XU X B, et al. Pressure fluctuation experiments of hypersonic boundary-layer on a 7-degree half-angle sharp cone[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2023, 37(6): 51-60.
doi: 10.11729/syltlx20210054

[25] 李学良, 李创创, 苏伟, 等. 分布式粗糙元对高超声速边界层不稳定性的影响试验[J]. 航空学报, 2024, 45(2): 128627.
LI X L, LI C C, SU W, et al. Experiment of influence of distributed roughness elements on hypersonic boundary layer instability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(2): 128627.
doi: 10.7527/S1000-6893.2023.28627

[26] STETSON K F, KIMMEL R L. On hypersonic boundary-layer stability[C]//Proc of the 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1992.
doi: 10.2514/6.1992-737

[27] 周闯. 绿光半导体激光器单管合束及光纤耦合技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2019.
ZHOU C. Research on green single emitter diode laser

combination and fiber coupling technology[D]. Xi'an: Xidian University, 2019.
doi: 10.27389/d.cnki.gxadu.2019.001070

[28] 贺光裕, 姜久兴, 刘鹏. 多模光纤弯曲损耗的理论分析[J]. 哈尔滨理工大学学报, 1997, 2(5): 91-96.
HE G Y, JIANG J X, LIU P. Theory of losses in bending of multi-mode fibers[J]. Journal of Harbin University of Science and Technology, 1997, 2(5): 91-96.
doi: 10.15938/j.jhust.1997.05.024



**作者简介:**

**李学良**(1997—),男,河南南阳人,博士研究生。研究方向:高超声速边界层转捩及高速流场测量。

E-mail: xueliang_li@163.com

(编辑:宋嘉慧)