

# 基于光子多普勒技术的高超声速 驱动器速度历程测量\*

郝歌扬<sup>1)4)</sup> 杨钰城<sup>1)4)</sup> 赵荣娟<sup>2)</sup> 吕小鹏<sup>1)</sup> 杨雅涵<sup>3)</sup> 吴国俊<sup>1)3)†</sup>

1) (中国科学院西安光学精密机械研究所, 陕西省海洋光学重点实验室, 西安 710119)

2) (中国空气动力研究与发展中心, 超高速空气动力研究所, 绵阳 621000)

3) (青岛海洋科学与技术试点国家实验室, 海洋观测与探测联合实验室 (西安光机所部分), 青岛 266200)

4) (中国科学院大学, 北京 100049)

(2022 年 6 月 24 日收到; 2022 年 9 月 1 日收到修改稿)

受限于计算流体力学方法的模型及计算量, 地面风洞模拟试验仍是现阶段开展高超声速过程研究的主要技术手段. 本文针对高焓膨胀管/激波风洞的自由流参数精细调控、安全稳定运行及有效试验时间提升等需求, 利用光子多普勒测速技术实现了对不同驱动段压力情况下, 自由活塞运动全程速度变化情况的连续跟踪测量. 驱动压力为 1.3 MPa 时, 活塞速度的数值仿真最高速度 88.981 m/s, 实测最高运动速度 88.810 m/s, 相对偏差为-0.19%; 活塞驱动压力为 2.7 MPa 时, 活塞数值仿真最高速度 125.100 m/s, 实测最高运动速度 123.843 m/s, 相对偏差为-1.00%, 为该风洞的性能优化及稳定运行提供了重要数据支撑.

**关键词:** 光子多普勒测速仪, 高焓膨胀管风洞, 自由活塞速度

**PACS:** 42.79.Qx, 47.35.-I, 82.40.Fp

**DOI:** 10.7498/aps.71.20221234

## 1 引言

可控速度为  $Ma = 6-30$  的高超声速技术是未来航空航天及军事领域发展的制高点, 对国家综合国力、军事战略和国民经济等诸多领域具有深远影响. 中国、俄罗斯及美国是当今世界高超声速技术最先进的三个国家. 近年来, 我国高超技术发展迅猛, 成功研发鹰击-21 等多型高超声速导弹. 俄罗斯在 2022 年爆发的俄乌冲突中多次使用高超声速导弹, 标志着高超声速武器正式走入实战. 美国长期以来高度重视高超技术发展, 其政府问责局公开文件显示, 2015—2024 年间美国在高超领域投入近 150 亿美元, 且从投资比例来看, 逐渐由单点

技术突破转向整体装备研发<sup>[1]</sup>. 相信随着 2022 年 5 月 14 日 AGM-183 A 型高超声速巡航导弹的试射成功, 其将在高超领域获得更多发展. 因此在当前复杂国际局势以及全球高超声速技术快速发展的背景下, 我国应进一步加强该领域投入, 以保持绝对领先地位.

受限于湍流模型、转捩模型及计算代价等因素, 计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 方法还无法解决高超声速飞行器的壁面摩擦阻力、气动热环境及流动分离等瓶颈问题<sup>[2]</sup>, 因此地面风洞模拟试验仍是现阶段深入分析及研究高超声速过程的主要技术手段. 高焓膨胀管/激波风洞使用自由活塞驱动, 可实现对超高速高焓流场的模拟, 相比反射式激波风洞能够提供离解度更低

\* 中国科学院战略性先导科技专项 (A 类)(批准号: XDA22030201) 和中国科学院西安光学精密机械研究所青年创新促进会项目资助的课题.

† 通信作者. E-mail: wuguojun@opt.ac.cn

的自由来流, 飞行环境更接近真实情况<sup>[3]</sup>, 是进行轨道再入高焓流动研究的重要试验平台. 目前全球主要高焓膨胀管/激波风洞包括澳大利亚昆士兰大学的 X3 风洞<sup>[4,5]</sup>、美国卡尔斯潘大学布法罗研究中心的 LENS XX 风洞<sup>[6,7]</sup>、中国航天空气动力技术研究院的 FD-21 风洞<sup>[8]</sup> 及中国空气动力研究与发展中心 (China aerodynamics research and development center, CARDC) 的高焓膨胀管风洞<sup>[9,10]</sup> 等.

自由活塞是高焓膨胀管/激波风洞的核心部件, 掌握活塞的真实运动速状态, 能够为保障风洞安全稳定运行、提升风洞试验性能及提高流场调控精度提供重要的基础数据. 另外, 2014 年中国航天空气动力技术研究院朱浩等<sup>[11]</sup> 指出, 通过优化活塞运动过程, 寻找合适的活塞破膜速度, 拓展风洞定压驱动时间, 也是延长风洞有效试验时间的主要途径. 因此, 对自由活塞运行速度的测量具有重要研究意义和实用价值.

1998 年, 日本国家航空航天实验室 Itoh 等<sup>[12]</sup> 在角田研究中心的 HEK 风洞的驱动活塞表面, 通过阳极氧化法形成了一系列间隔恒定、反射率起伏的区域. 当活塞通过风洞外壁设置的激光照射器时会间歇收到反射信号, 通过对反射信号时间间隔的测量实现了对活塞运动速度的测量. 2020 年, 中国航天空气动力技术研究院孙日明等<sup>[13]</sup> 利用类似方法, 在风洞外壁等间隔设置一系列光纤传感器以及压力传感器, 通过测量活塞运行时相邻两个传感器压力响应所对应的时刻, 获得两个传感器间活塞运动的平均速度; 在风洞末端利用激光测距方法对活塞位移变化情况进行测量, 进而通过微分获得活塞运动速度.

上述速度测量方法均属于区间测速范畴, 需获

取活塞通过连续两个测速点时的相对距离和相对时间, 进而计算活塞的运动速度, 因此对距离和时间的测量误差会累积并引入测速误差, 导致测量精度降低; 另外由于传感器尺寸或测距仪测量频率限制, 测点间距不可能过小, 从而导致测量的时间分辨率降低. 光子多普勒测速技术基于物体运动所引起反射激光的多普勒效应, 无需进行微分计算, 其测量值更接近瞬时速度, 因此测量精度更高; 同时由于使用连续激光测量, 其时间分辨率仅由速度反演算法的时间窗长度决定, 通常可达到微秒量级甚至更窄, 因此其可实现更高时间分辨率的速度测量, 与上述测量方法相比具有明显优势.

本文针对高焓膨胀管/激波风洞自由活塞的速度测试需求, 通过光子多普勒测速技术实现了对自由活塞运动全程速度历程的高精度、高分辨率跟踪测量, 连续测量距离超过 20 m, 最高测试速度超过 120 m/s, 最高时间分辨率可达纳秒量级, 为自由活塞的速度测量提供了全新思路和方法, 为风洞性能优化及稳定运行提供了重要数据支撑.

## 2 试验方案及装置

### 2.1 测速系统设计

本文所研制光子多普勒测速系统 (photon Doppler velocimeter, PDV) 基于激光多普勒效应, 利用全光纤马赫-曾德尔干涉仪结构, 系统组成如图 1 所示. 系统工作时, 激光器 (laser) 输出中心波长 1550.012 nm 的窄线宽激光, 线宽小于 100 kHz, 输出功率为 10 mW, 光纤隔离器 (isolator, ISO) 抑制激光反向传输注入激光器; 光纤耦合器 1 (1550 nm 1×2 fiber optic coupler<sub>1</sub>, coupler<sub>1</sub>) 的分光比为 1:99,

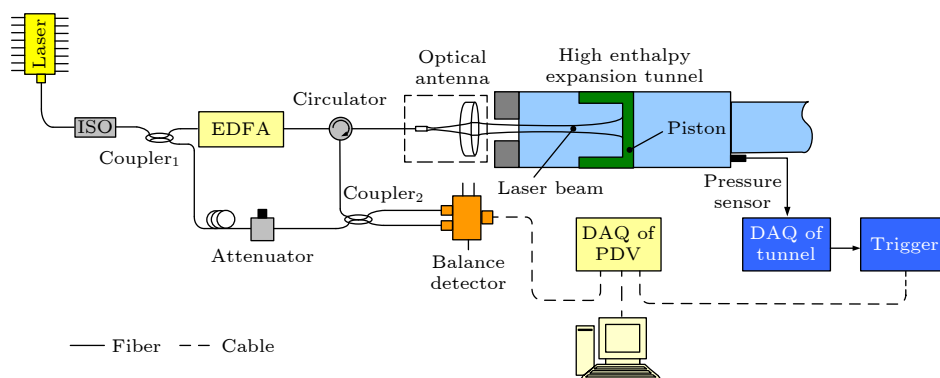


图 1 光子多普勒测速系统组成

Fig. 1. Structure of photon Doppler velocimeter.

将输出激光分为两束, 其中 99% 的光信号注入光纤放大器 (erbium doped fiber amplifier, EDFA), 称为测量光, 最高功率可达 1.8 W; 剩余 1% 的光信号为本地参考光, 在光路中设置一个可调衰减器, 用于匹配两光路的光信号强度, 提高干涉信号强度, 两束光的振幅分别表示为

$$\begin{aligned} e_1(t) &= E_1 \cos(\omega_0 t + \varphi_1), \\ e_2(t) &= E_2 \cos(\omega_0 t + \varphi_2), \end{aligned} \quad (1)$$

其中,  $E_1$  和  $E_2$  表示复振幅,  $\omega_0$  表示激光角频率,  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  表示相位.

光学天线将经 EDFA 放大的测量光进行空间输出, 输出光束在活塞内表面发生反射后, 重新被光学天线接收. 随后测量光经过单模光纤环形器 (circulator), 与本地参考光在光纤耦合器 2 (coupler<sub>2</sub>) 发生干涉, 随后被分为两路, 分别被平衡探测器 (balance detector) 所接收, 平衡探测器的输出光电流信号可表示为<sup>[14]</sup>

$$\begin{aligned} i(t) &= \alpha \{ E_1^2 \cos^2(\omega_D t + \varphi_D) + E_2^2 \cos^2(\omega_0 t + \varphi_2) \\ &\quad + E_1 E_2 \cos[(\omega_D - \omega_0)t + (\varphi_D - \varphi_2)] \\ &\quad + E_1 E_2 \cos[(\omega_D + \omega_0)t + (\varphi_D + \varphi_2)] \}, \end{aligned} \quad (2)$$

其中,  $\omega_D$  表示由活塞表面返回, 携带多普勒频移的激光角频率,  $\varphi_D$  表示返回激光的相位,  $\alpha$  表示平衡探测器的光电转换效率.

本系统选用的平衡探测器为索雷博 PDB435 C-AC, 带宽为 100 Hz—350 MHz. 由于带宽限制, (2) 式中只有频率为  $\omega_D - \omega_0$  的部分能被探测器响应, 其余高频部分及直流偏置将被有效滤除, 即平衡探测器输出光电流可简化为

$$i(t)' = \alpha B \cos[2\pi(f_D - f_0)t + \Delta\varphi], \quad (3)$$

其中,  $B$  表示多普勒频移所引起的光电流强度, 激

光角频率  $\omega$  与频率  $f$  间的关系为  $\omega = 2\pi f$ ,  $f_D - f_0$  表示多普勒频移的大小,  $\Delta\varphi$  表示  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  相位差.

平衡探测器输出信号被数据采集卡所接收后, 上传至上位机进行速度反演, 为提高对微弱信号的分辨能力, 使用采样率  $2 \times 10^9 \text{ s}^{-1}$ , 量化深度 14 bits, 输入电压范围  $\pm 200 \text{ mV}$  的高速高精度数据采集卡 (SP Devices ADQ14 DC-1 X). 根据激光的多普勒效应, 活塞运动速度与激光干涉频率间的关系为

$$v = \frac{\lambda_0}{2} (f_D - f_0), \quad (4)$$

其中,  $\lambda_0$  表示激光波长.

## 2.2 试验现场布置

CARDC 的高焓膨胀管风洞由活塞驱动段、第二驱动段、被驱动段、加速度、喷管和试验段组成, 其中活塞驱动段长度为 22.5 m. 自由活塞在驱动段高压气体驱动下压缩管内常温轻质气体, 经过多次破膜及压缩后速度和焓值显著提高, 产生超高速高焓自由流. 为便于对活塞运动速度进行测量, 风洞端盖上设置有光学观察窗口, 口径  $\phi = 40 \text{ mm}$ , 测速系统的光学天线安装在风洞端盖的光学观察窗口内, 测速仪主机放置在风洞一侧, 两者通过光纤进行连接, 现场安装方式如图 2 所示.

由于系统有效数据采集时间与自由活塞的压缩过程均在  $10^2 \text{ ms}$  量级, 因此为了准确反映活塞运动全程速度变化历程, 保证记录数据完整性, 精确的触发时间至关重要. 在前期系统设计中, 原计划利用风洞发射信号作为触发源, 当系统收到风洞发射信号后开始计时, 一定延迟时间后系统进行数据记录; 但通过调试发现, 由于驱动段充气状态不同, 风洞发射信号发出至自由活塞开始运动之间的

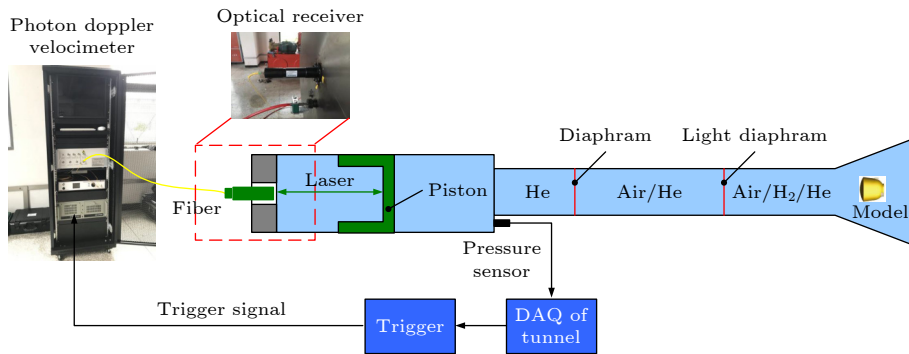


图 2 PDV 系统在高焓膨胀管风洞的安装示意图

Fig. 2. Installation diagram of PDV in high enthalpy expansion tunnel.

时间晃动可达数秒量级, 完全无法为系统提供足够精度的触发时间. 因此将触发方式改为通过风洞驱动段末端的压力传感器进行触发, 系统配合进行负延时数据采集, 即当活塞在驱动段末端发生碰撞后, 风洞数据采集系统接收压力传感器输出, 将其整型为标准触发信号后再输入测速系统. 测速系统在触发前数据循环覆盖采集, 触发后可记录前一时间段内的探测数据, 该过程的延迟时间仅为纳秒量级, 因此可有效保证系统数据采集时间覆盖自由活塞的压缩运动全过程.

### 3 试验测试及结果

#### 3.1 指标检测结果

为验证系统测量效果, 由中国计量科学研究院对系统测速精度进行了检测 (证书编号: Lscs2019-2115), 检测原理如图 3 所示.

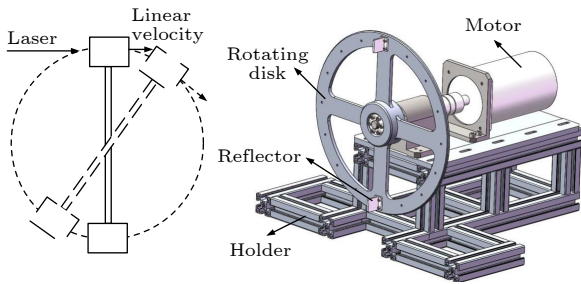


图 3 PDV 系统的测速精度检测装置  
Fig. 3. Test device of measuring accuracy for PDV.

该装置可通过转动角速度生成标准线速度, 其生成的标准线速度可表示为<sup>[14]</sup>

$$v_T = 2\pi nr, \quad (5)$$

其中,  $n$  表示电机转速, 通过转速标准装置进行测量, 其测量范围 10—100000 r/min, 不确定度为  $1 \times 10^{-5}$  ( $k = 3$ );  $r$  表示转盘中心至转盘边缘反射镜的垂直距离, 由激光测距仪进行测量, 且转速及距离均采用多次测量取平均值以减小检测误差. 由于该方法生成较高速度时存在较大安全隐患, 因此主要针对 40 m/s 以下速度范围进行了检测, 检测结果见表 1. 可以看出, 在 40 m/s 以下速度段, 所研

制 PDV 具有较高速度测量精度, 测量误差可控制在 0.17 m/s 以内; 同时系统最远测量距离达到 26.3 m, 具备对活塞运动全程的速度测量能力.

表 1 40 m/s 以下速度段速度测量误差检测结果  
Table 1. Test results of the measuring accuracy of PDV under 40 m/s.

测量距离/ m	转速标 称值/ (r·min <sup>-1</sup> )	理论速度 计算值/ (m·s <sup>-1</sup> )	实测速度 计算值/ (m·s <sup>-1</sup> )	速度测量 误差/ (m·s <sup>-1</sup> )	不确定 度 $U_{rel}$ ( $k = 2$ )
21.7	50	0.9320	0.9387	-0.0067	—
	80	1.4912	1.4930	-0.0018	—
	100	1.8640	1.8630	0.0010	—
	200	3.7280	3.7400	-0.0120	—
	500	9.3201	9.3570	-0.0369	—
	800	14.9122	14.970	-0.0578	—
	1000	18.6402	18.570	0.0702	—
	1200	22.3682	22.480	-0.1118	$1 \times 10^{-4}$
	1500	27.9603	28.090	-0.1297	—
	1800	33.5523	33.670	-0.1177	—
26.3	2000	37.2804	37.450	0.1696	—
	100	1.9269	1.9220	0.0049	—
	500	9.6343	9.6160	0.0183	—
	1000	19.2685	19.250	0.0185	—
	2000	38.5371	38.560	-0.0229	—

#### 3.2 风洞试验结果

为验证系统在风洞测试中的速度测量精度, 首先对自由活塞的运动速度进行理论计算, 计算模型如下. 在压缩段内, 活塞的运动动力学方程为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt}x_p &= V_p, \\ \frac{d}{dt}V_p &= \frac{1}{m_p} [A_p (F_B - F_F) + F_f], \end{aligned} \quad (6)$$

其中,  $x_p$ ,  $V_p$ ,  $m_p$ ,  $A_p$ ,  $F_B$ ,  $F_F$ ,  $F_f$  分别表示活塞质心位置、质心速度、质量、端面面积、作用在活塞后端面的压力、作用在活塞前端面的压力、摩擦力. 摩擦力的计算公式为

$$F_f = \begin{cases} -\text{sgn}(V_p) |F_f|_{\max}, & |V_p| \geq V_{\text{tol}} \text{ or } |A_p (P_B - P_F)| \geq |F_f|_{\max}, \\ -A_p (P_B - P_F), & |V_p| < V_{\text{tol}} \text{ or } |A_p (P_B - P_F)| < |F_f|_{\max}, \end{cases} \quad (7)$$



其中,  $V_{\text{tol}} = 10^{-6}$  m/s. 最大摩擦力为

$$|F_f|_{\text{max}} = u_f A_{\text{seal}} P_F, \quad (8)$$

其中,  $u_f$  和  $A_{\text{seal}}$  分别代表密封材料摩擦系数和密封圈有效面积.

风洞试验共进行 2 次, 自由活塞驱动压力分别为 1.3, 2.7 MPa, 活塞前端放置长度 1269 mm 的限位筒, 活塞自身长度为 1026 mm, 即活塞的运动起始位置位于驱动段前端约 2 m 处. 试验中设置激光功率为 1.8 W、数据采集卡采样率  $2 \times 10^9 \text{ s}^{-1}$ . 现场试验中, 由于活塞运动所引起的多普勒频率较高, 时域波形已无法明显辨析信号频率, 因此采用自研速度反演算法对活塞运动速度进行解算 [15,16]. 该算法基于短时傅里叶变换算法构建, 通过时间窗函数对原始数据进行频谱分析, 得到该时间窗内的频谱峰值, 则该时间窗内的瞬时速度可表示为

$$v = \frac{\lambda_0}{2} \times f_{\text{max}}, \quad (9)$$

其中,  $\lambda_0$  表示激光波长,  $f_{\text{max}}$  表示时间窗内的频谱峰值. 与传统短时傅里叶变换算法不同的是, 本算法针对活塞运动起始时刻未知、加速度变化大的特点, 设置了自动运动起点定位功能及自适应时间窗变换功能, 提高对信号的时间分辨率和测量精度, 理论计算及实测速度结果如图 4 所示.

由图 4 可知, 在自由活塞驱动压力为 1.3 MPa 状态下, 其数值仿真最高速度为 88.981 m/s, 实测最高运动速度为 88.810 m/s, 相对偏差为 -0.19%; 在活塞驱动压力为 2.7 MPa 状态下, 其数值仿真最高速度 125.10 m/s, 实测最高运动速度 123.843 m/s, 相对偏差 -1.00%; 另外在活塞运动过程中, 实测速度与理论仿真速度具有极高的吻合性, 因此证明了自研 PDV 及速度反演算法具有极高的测量精度和较长的连续测量距离, 基本实现了对高焓膨胀管风洞内自由活塞运动全程速度变化情况的连续跟踪测量. 值得说明的是, 虽然对活塞速度的理论计算已能够较好地反映活塞的真实运动状态, 但对活塞速度的实际测量仍具有十分重要的实用价值. 第一, 当活塞驱动段的驱动气体组分、压力及膜片材料、厚度等参数改变时, 对活塞速度的实际测量结果可作为验证理论模型正确性及修正理论模型的重要依据; 第二, 活塞尾部的减震橡胶会与风洞壁面产生剧烈摩擦损耗并随着使用时间增加而老化. 通过对活塞速度的实际测量可实现对活塞状态的

监控, 可对由于减震橡胶磨损及老化造成的运动状态改变提前预警, 从而保障风洞安全运行.

为进一步分析自由活塞在驱动段内的运动状态, 对图 4 实际测量得到的时间-速度曲线进行积分, 获取了活塞速度与位移的对应关系, 如图 5 所示. 可以看出, 速度极大值点出现在 16.5 m 左右

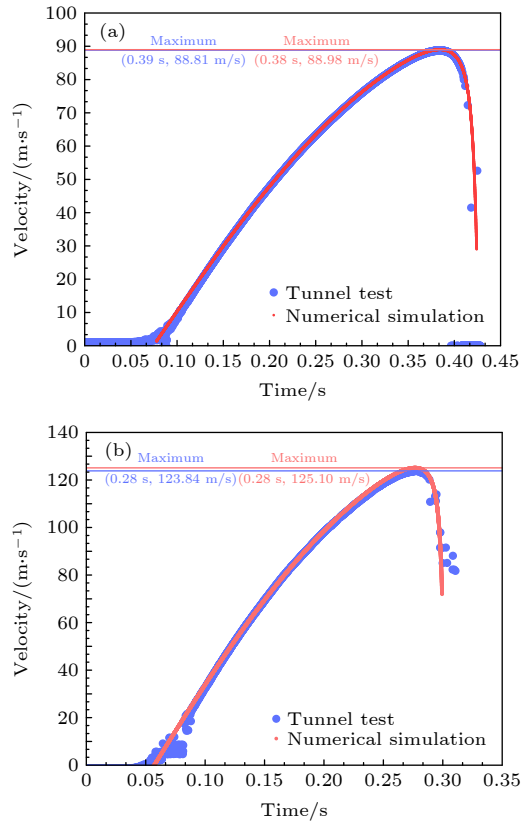


图 4 不同驱动压力下自由活塞的运动速度测量结果 (a) 驱动压力为 1.3 MPa; (b) 驱动压力为 2.7 MPa

Fig. 4. Measurement results of the motion velocity of the free piston under different driving pressures: (a) Driving pressure is 1.3 MPa; (b) driving pressure is 2.7 MPa.

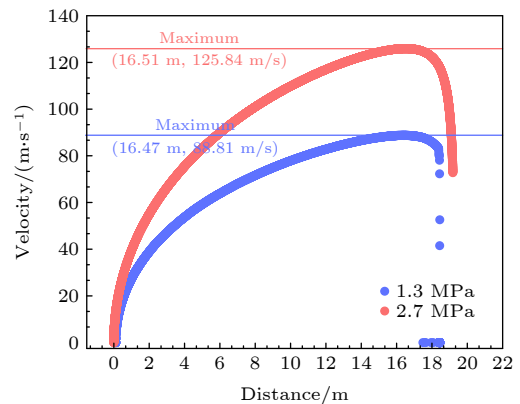


图 5 不同驱动压力下自由活塞的运动位移-速度变化曲线

Fig. 5. Distance-velocity curve of piston with the different driving pressure.

位置, 由于活塞的运动起始位置位于驱动段前端约 2 m 处, 因此可认为活塞在开始运行后约 220 ms, 距离驱动段前端约 18.5 m 位置速度达到最大值, 随后开始急剧减速, 与驱动段末端发生碰撞后停止.

通过对驱动速度测量及对位移的分析可以看出, 自由活塞在高焓膨胀管风洞的运行末段, 在前端驱动压力和后端生成压缩波的共同作用下, 活塞在未发生撞击时即达到了最大速度, 随后快速减速. 因此, 一定程度上证明了 20 世纪 60 年代 Stalker<sup>[17]</sup> 提出的活塞软着陆思想是切实可行的, 即活塞可以在破膜后以一定速度进行定压驱动, 在不发生碰撞的情况下柔软地停在压缩管末端. 但在实际风洞试验中, 还需要通过优化膜片设计结构、调整驱动气流组分及压力等措施, 提高对活塞驱动气体的调控精度, 以达到最佳活塞破膜速度, 全面提升风洞的试验性能.

#### 4 分析与讨论

由表 1 可以看出, 所研制光子多普勒测速系统的最远测量距离可达到 26.3 m, 而高焓膨胀管风洞内自由活塞的运动全过程仅为 20.5 m, 理论上系统不仅能获取自由活塞的最高速度, 且应能够实现撞击速度的测量. 但由图 4 可以看出, 当活塞开始减速后, 系统获取的有效测速点逐渐减少, 未能实现对活塞撞击速度的有效测量. 且在图 4(b) 中约 0.07—0.08 s 出现部分测速点的偏差, 造成了运动曲线的不连续. 为对上述两个问题进一步分析, 首先对 1.3, 2.7 MPa 及无驱动气体情况下不同距离处接收信号相对强度进行了对比, 如图 6 所示.

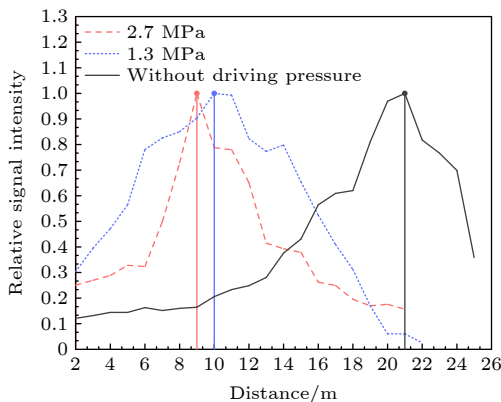


图 6 不同驱动压力下相对回波强度变化

Fig. 6. Relative signal intensity with the different driving pressure.

系统光学天线的发射光束设计为高斯结构, 束腰位置位于 21 m 处. 根据空间-光纤耦合理论, 束腰位置处的回波强度最大, 其他位置的接收强度关于束腰位置呈对称分布, 图 6 中无驱动气体情况下的实测信号回波强度曲线 (黑色实线) 与理论分析基本符合. 但当系统在风洞使用时, 由于驱动气体的存在, 发射光束束腰位置发生明显前移, 且随着驱动压力的增加, 移动量逐渐增大; 其中驱动压力为 1.3 MPa 时束腰位置约在 10 m 处 (蓝色点线), 驱动压力为 2.7 MPa 时束腰位置约在 9 m 处 (红色划线). 据此认为系统未测得活塞撞击速度的原因可能为以下两点:

1) 强烈的驱动气流导致光学天线发射光束的光斑产生扩散, 使原光束的束腰位置前移, 因此有效测量距离无法覆盖活塞运动最末端;

2) 强烈的驱动气流对发射光束存在强散射, 导致活塞运动末端的接收信号强度急剧降低, 已无法满足速度反演算法所需的最低信噪比要求, 因此无法实现对撞击速度的有效测量.

随后对图 4(b) 中 0.07 s 与 0.10 s 对应测点的信号频谱与图 4(a) 中相应测量速度值所对应测点的信号频谱进行了对比, 如图 7 所示. 由图 7(a) 可以看出, 当驱动压力为 1.3 MPa 时, 回波信号频谱有明显峰值 (对应速度 13.90 m/s); 但驱动压力增大至 2.7 MPa 时, 回波信号极弱, 已无明显频谱峰值; 由图 7(b) 可以看出, 不同驱动压力下均有明显的频谱峰值 (对应速度 34.41 m/s), 但驱动压力为 2.7 MPa 时的频谱峰值强度与 1.3 MPa 时的频谱峰值强度相比降低了约 30 dB. 同时对比图 7(a), (b) 可以看出, 驱动压力为 1.3 MPa, 速度为 34.41 m/s 时的频谱峰值强度与速度为 13.90 m/s 时的频谱峰值相比提高了约 10 dB. 据此认为造成图 4(b) 约 0.07—0.08 s 运动曲线的不连续的原因可能为: 驱动活塞通过其后端沿风洞管壁径向布置的多个喷气口喷射气流共同驱动, 在活塞刚开始运动时, 强烈的气流混合在测量光路上形成了十分紊乱的流场, 严重降低回波信号强度. 当驱动气流压力为 2.7 MPa 时, 回波信号已完全无法被系统所接收, 因此在活塞刚开始运动的一定时间内速度测量值出现了较大偏差. 随着活塞继续向前运动, 流场趋于稳定, 回波信号强度逐渐增加, 测量恢复正常.

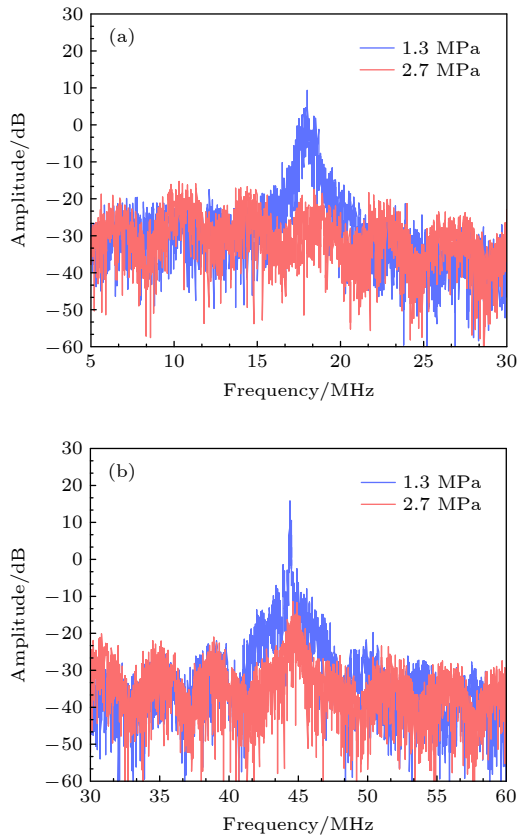


图7 不同驱动压力下相同速度点的干涉信号频谱分布图  
(a) 速度为 13.90 m/s; (b) 速度为 34.41 m/s

Fig. 7. Frequency spectrum at the same velocity and the different driving pressure: (a) Velocity is 13.90 m/s; (b) velocity is 34.41 m/s.

## 5 结 论

针对高焓膨胀管/激波风洞自由流参数精细调控、安全稳定运行及有效试验时间提升等需求,研制了一套光子多普勒测速系统. 该系统基于激光多普勒效应,利用全光纤马赫-曾德尔干涉仪结构,光学天线与测速仪主机采用分体式设计;其中光学天线安装在风洞端盖的光学观察窗口内,测速仪主机放置在风洞一侧,两者通过光纤连接.

通过对该系统 40 m/s 以下速度段的测速精度及探测距离进行检测,其测量误差可以控制在 0.17 m/s 以内,连续测量距离可达到 26.3 m. 在风洞现场试验中,系统实现了对不同驱动压力下活塞运动全程速度的连续跟踪测量,其中驱动压力为 1.3 MPa 时,活塞速度的数值仿真最高速度 88.981 m/s,实

测最高运动速度 88.810 m/s,相对偏差是-0.19%;活塞驱动压力为 2.7 MPa 时,活塞数值仿真最高速度 125.100 m/s,实测最高运动速度 123.843 m/s,相对偏差为-1.00%. 试验结果证明,光子多普勒测速技术能够实现对高焓膨胀管风洞内自由活塞运动速度的连续跟踪测量,为该风洞的性能优化及稳定运行提供重要数据支撑.

## 参考文献

- [1] Trimble S 2021 *Hypersonic Weapons Make Big Gains in Biden Budget* [2021-06-04]
- [2] Yan C, Qu F, Zhao Y J, Yu J, Wu C H, Zhang S H 2020 *Acta Aerodyn. Sin.* **38** 829 (in Chinese) [阎超, 屈峰, 赵雅甜, 于剑, 武从海, 张树海 2020 *空气动力学学报* **38** 829]
- [3] Gong H M, Chang Y, Liao Z Y, Lü Z G, Kong R Z, Zhang K L, Luo Y C 2022 *Phys. Gases* **7** 32 (in Chinese) [龚红明, 常雨, 廖振洋, 吕治国, 孔荣宗, 张扣立, 罗义成 2022 *气体物理* **7** 32]
- [4] Dann A G, Morgan R G, Gildfind D E, Jacobs P A, Mcgilvray M, Zander F 2012 *Proceedings of the 18th Australasian Fluid Mechanics Conference* Launceston, Australia, December 3–7, 2012 p263
- [5] Gildfind D E, Morgan R G, Jacobs P A, Mcgilvray M 2014 *AIAA Journal* **52** 162
- [6] Dufrene A, Maclean M, Holden M 2012 *43rd AIAA Thermophysics Conference* New Orleans, United States, June 25–28, 2012 p2998
- [7] Holden M S, Wadhams T P, MacLean M, Dufrene A 2015 *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference* Glasgow, Scotland, July 6–9, 2015 p3660
- [8] Chen X, Shen J M, Bi Z X, Ma H D 2019 *J. Exper. Fluid Mech.* **33** 65 (in Chinese) [陈星, 湛君谋, 毕志献, 马汉东 2019 *实验流体力学* **33** 65]
- [9] Lü Z G, Chang Y, Liao Z Y 2019 *Shock Wave and Shock Tube Branch of Chinese Mechanical Society* Hangzhou, China, August 26–29, 2019 (in Chinese) [吕治国, 常雨, 廖振洋 2019 中国力学学会激波与激波管分会 中国杭州, 8.26–8.29, 2019]
- [10] Gong H M, Chang Y, Lü Z G 2020 *The 3rd National Planetary Defense Symposium* Nanjing, China, August 20–23, 2020 (in Chinese) [龚红明, 常雨, 吕治国 2020 第三届全国行星防御研讨会 中国南京, 8.20–8.23, 2020]
- [11] Zhu H, Shen Q, Gong J 2014 *Acta Aerodyn. Sin.* **32** 45 (in Chinese) [朱浩, 沈清, 宫建 2014 *空气动力学学报* **32** 45]
- [12] Itoh K, Ueda S, Komuro T, Sato K, Takahashi M, Miyajima H, Tanno H, Muramoto H 1998 *Shock Waves* **8** 215
- [13] Sun R M, Shen J M, Chen X 2020 *Appl. Sci. Technol.* **47** 58 (in Chinese) [孙日明, 湛君谋, 陈星 2020 *应用科技* **47** 58]
- [14] Hao G Y, Cui Y, Yang Y C, Lü X P, Wu G J 2020 *Opt. Fiber Technol.* **60** 102333
- [15] Hao G Y, Wu G J, Lü P, Yang Y C, Lü X P 2019 CN Patent ZL201910967423.3 [2019-10-12]
- [16] Hao G Y, Lü P, Wu G J, Yang Y C, Lü X P 2019 CN Patent ZL201910967426.7 [2019-10-12]
- [17] Stalker R J 1967 *AIAA Journal* **5** 2160

# Velocity history measurement of hypersonic tunnel driver based on photon Doppler velocimeter\*

Hao Ge-Yang<sup>1)4)</sup> Yang Yu-Cheng<sup>1)4)</sup> Zhao Rong-Juan<sup>2)</sup> Lü Xiao-Peng<sup>1)</sup>  
Yang Ya-Han<sup>3)</sup> Wu Guo-Jun<sup>1)3)†</sup>

1) (*Shaanxi Key Laboratory of Ocean Optics, Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China*)

2) (*Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China*)

3) (*Joint Laboratory of Ocean Observation and Detection (Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics),  
Pilot National Laboratory for Marine Science and Technology, Qingdao 266200, China*)

4) (*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

( Received 24 June 2022; revised manuscript received 1 September 2022 )

## Abstract

The research of hypersonic process is limited by the transition model, the turbulence model, and the computational complexity. At present the tunnel test is still a better way to investigate the hypersonic process than the computational fluid dynamic (CFD) method. In this work, the principle and structure of all-fiber photon Doppler velocimeter (PDV) are introduced. The PDV is based on laser Doppler effect and consists of an all-fiber Mach Zehnder interferometer and an optical antenna. The measurement accuracy and distance of PDV are tested, showing that the error can be controlled to be within 0.17 m/s when the velocity of piston is below 40 m/s. At the same time, the measured distance of PDV can reach 26.3 m. The continuous velocity of the free piston is measured by using the PDV in high enthalpy expansion tunnel of China aerodynamics research and development center (CARDIC). During the tunnel tests, the PDV is placed next to the tunnel, and the optical antenna is installed behind the observation window of the tunnel and connected to a circulator by optical fiber. When the driving pressure of the tunnel is 1.3 MPa, the maximum numerical simulation velocity of the piston is 88.981 m/s, and the velocity is measured to be 88.810 m/s with a relative deviation of  $-0.19\%$ ; when the driving pressure of the tunnel is 2.7 MPa, the maximum numerical simulation velocity of the piston is 125.100 m/s, the measured velocity is 123.843 m/s, and the relative deviation is  $-1.00\%$ . The piston reaches a maximum velocity before impacting on the tunnel, and then decelerates rapidly under the joint action of the driving pressure and compression wave. Therefore, the soft landing of the piston proves feasible, which is put forward by Stallkerin the 1960s. Finally, the reasons why PDV missed the impact velocity of piston is discussed. Through the analysis of received intensity, it is believed that the absorption, scattering and expansion of the laser beam caused by the strong driving pressure is the main reason.

**Keywords:** photon Doppler velocimeter, high enthalpy expansion tunnel, piston velocity

**PACS:** 42.79.Qx, 47.35.-I, 82.40.Fp

**DOI:** 10.7498/aps.71.20221234

\* Project supported by the Strategic Priority Research Program (A) of Chinese Academy of Sciences, China (Grant No. XDA22030201) and the Youth Innovation Promotion Association of Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, China.

† Corresponding author. E-mail: [wuguojun@opt.ac.cn](mailto:wuguojun@opt.ac.cn)



## 基于光子多普勒技术的高超音速风洞驱动器速度历程测量

郝歌扬 杨钰城 赵荣娟 吕小鹏 杨雅涵 吴国俊

### Velocity history measurement of hypersonic tunnel driver based on photon Doppler velocimeter

Hao Ge-Yang Yang Yu-Cheng Zhao Rong-Juan Lü Xiao-Peng Yang Ya-Han Wu Guo-Jun

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 71, 234208 (2022) DOI: 10.7498/aps.71.20221234

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.71.20221234>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### 基于多普勒非对称空间外差光谱技术的多普勒测速仿真

Simulation of Doppler velocity measurement based on Doppler asymmetric space heterodyne spectroscopy

物理学报. 2018, 67(14): 140703 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20180063>

#### 深海原位激光多普勒测速系统

Deep-sea *in-situ* laser Doppler velocity measurement system

物理学报. 2021, 70(21): 214205 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20210367>

#### Doppler-warping变换及其应用在声学目标运动速度估计

Doppler-warping transform and its application to estimating acoustic target velocity

物理学报. 2021, 70(12): 124302 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20201653>

#### 一种基于平衡零差探测技术的平均光子数测量方法

An average photon number measurement scheme based on balanced homodyne detection

物理学报. 2021, 70(24): 240303 <https://doi.org/10.7498/aps.70.20211216>

#### 基于噪声免疫腔增强光外差分子光谱技术实现光纤激光器到1530.58 nm NH<sub>3</sub>亚多普勒饱和光谱的频率锁定

Frequency locking of fiber laser to 1530.58 nm NH<sub>3</sub> sub-Doppler saturation spectrum based on noise-immune cavity-enhanced optical heterodyne molecular spectroscopy technique

物理学报. 2018, 67(10): 104207 <https://doi.org/10.7498/aps.67.20172541>

#### 基于分段边缘拟合的测风多普勒差分干涉仪成像热漂移监测方法

Thermal imaging drift monitoring of Doppler asymmetric spatial heterodyne spectroscopy for wind measurement based on segmented edge fitting

物理学报. 2022, 71(8): 084201 <https://doi.org/10.7498/aps.71.20212086>