



力学学报

Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics

ISSN 0459-1879, CN 11-2062/O3

《力学学报》网络首发论文

题目：高超声速流场激光测速技术研究进展
作者：栗继伟，罗凯，尚甲豪，王业军，汪球，赵伟
网络首发日期：2024-01-12
引用格式：栗继伟，罗凯，尚甲豪，王业军，汪球，赵伟. 高超声速流场激光测速技术研究进展[J/OL]. 力学学报.
<https://link.cnki.net/urlid/11.2062.o3.20240111.1205.010>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

高超声速流场激光测速技术研究进展¹⁾

栗继伟* 罗凯* 尚甲豪*,† 王业军*,²⁾ 汪球* 赵伟*,†

* (中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

† (中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘要 高超声速气流条件下飞行器内/外部流动中存在强湍流及脉动、边界层转捩、激波-边界层干扰和高温真实气体效应等耦合效应, 表征该非定常流动现象对飞行器气动力、气动热以及目标光电特性等产生的影响是高超声速流动研究中的前沿课题。速度作为表征流动过程最重要的参数之一, 准确的速度测量对于深入理解上述复杂流动-传输机理以及高超声速飞行器设计具有重要指导意义。本文主要针对高超声速流场速度测量中几种常用的非接触式激光测试技术进行了综述, 主要包括基于空间法的粒子图像测速, 基于激光吸收光谱、激光诱导荧光和瑞利散射的多普勒测速, 基于飞行时间法的分子标记测速, 以及基于流场折射率的聚焦激光差分干涉测速技术。本文首先简要介绍每种激光测速技术的基本原理, 然后进一步介绍该技术在高超声速自由流、层/湍流边界层、激波/边界层干扰、尾流或其他复杂流动区域的速度及其脉动度测量等方面的典型应用, 分析各种技术环境适用性及面临的局限性和挑战。最后对基于激光技术的高超声速流场速度测量进行了总结及发展趋势展望。

关键词 高超声速流动, 速度场, 非接触式测量, 激光诊断, 飞秒激光脉冲

中图分类号: V211 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-23-242

RESEARCH PROGRESS OF LASER DIAGNOSTICS FOR VELOCIMETRY IN HYPERSONIC FLOWS¹⁾

Li Jiwei* Luo Kai* Shang Jiahao*,† Wang Yejun*,²⁾ Wang Qiu* Zhao Wei*,†

* (State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

† (School of Engineer Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

Abstract Coupling effects such as strong turbulence and turbulent fluctuation, boundary layer transition, shock wave-boundary layer interaction, and high-temperature real gas effects can exist in internal and/or external flows of vehicles under hypersonic flow conditions. Characterization of unsteady flow phenomena induced by these coupling effects becomes much more complicated with an increase in flight Mach number, which can have a significant impact on the performances of the hypersonic vehicle's aerodynamic force, aerodynamic heat, and aero-optical effects, it is, therefore, a cutting-edge research area in hypersonic flows. Velocity is one of the most critical parameters to characterize flow processes, its field is also widely used to characterize the spatial distribution of kinetic energy, which accounts for most of the total energy of hypersonic flow fields. Hence, accurate velocity measurement is of importance to an in-depth understanding of the complex flow-transport mechanisms and design of hypersonic vehicles. So, the main objective of

1) 国家自然科学基金项目 (12272386, 12072353) 和中国科学院青年创新促进会项目 (2021020) 资助。

2) 通讯作者: 王业军, 副研究员, 主要研究方向为高超声速流动与激光测试技术。E-mail: wangyejun@imech.ac.cn

引用格式: 栗继伟, 罗凯, 尚甲豪, 王业军, 汪球, 赵伟. 高超声速流场激光测速技术研究进展. 力学学报, 待出版

Li Jiwei, Luo Kai, Shang Jiahao, Wang Yejun, Wang Qiu, Zhao Wei. Research progress of laser diagnostics for velocimetry in hypersonic flows. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, in press

this paper is to review commonly-used, non-intrusive laser-based diagnostic technologies developed for velocimetry in hypersonic flow fields, such as particle imaging velocimetry (PIV) based on spatial method; Doppler-shift velocimetry with laser absorption spectroscopy (LAS), laser-induced fluorescence (LIF) and Rayleigh scattering (RS); molecular tagging velocimetry (MTV) based on time-of-flight method; and focused laser differential interference (FLDI) based on the gradient of refractive index. First, the basic principles of these laser-based diagnostic technologies for velocimetry are briefly introduced. Typical applications are then presented for those laser-based diagnostic technologies to determine velocity distributions and corresponding fluctuations in freestream, laminar/turbulent boundary layer, shock wave-boundary interaction, wake and/or other complex flow regions of hypersonic flows. Furthermore, the adaptabilities of test environment, limitations and challenges of these laser-based technologies are further discussed as well. Last, laser-based diagnostics are summarized, and the potential trends are also proposed in practical velocimetry of hypersonic flows.

Key words hypersonic flow, velocity field, non-intrusive measurement, laser diagnostics, femtosecond laser pulse

引言

高超声速飞行器技术与国民经济发展及国家安全紧密相连,也是世界各主要航空航天大国临近空间飞行器技术竞争的焦点之一,并将对未来国际战略格局转变产生重要影响,已然成为航空航天领域新技术研究的制高点.不同于亚/超声速流动,当飞行马赫数足够高时,高超声速气流通过强激波后会伴随高温真实气体效应,如气体分子振动激发、解离与复合、以及电离等复杂现象,此时气体物理性质将发生显著改变.另外,高飞行雷诺数带来的飞行器表面边界层转换和湍流,以及复杂表面结构下的激波/边界层相互作用与流动分离等过程也会使流动变得更为复杂.此外,在表面强热流条件下,高温气体会与飞行器热防护表面发生氧化、氮化以及机械剥离等过程,新生成的物质会引射进入边界层,使边界层流动更为复杂.这些强耦合的复杂流动过程普遍存在于飞行器内外流系统中,并将对飞行器气动力、热以及目标识别特性等产生重要影响^[1].除了理论预测和数值计算方法外,基于地面高超声速试验设备开展的试验研究也是深入认识高超声速气流条件下高温真实气体效应和流动特性的关键手段^[2].

作为高超声速流动中最重要的参数之一,速度场对于深入理解流场内复杂流动-传输过程起着关键作用;同时,速度场还可以用于表征在高超声速流动总能量中占据主要部分的气流动能空间分布.准确的速度测量可以为数值模拟提供有效验证并提升计算精度,也为地面风洞设备流场品质评估以及飞行器热防护系统设计等方面提供技术支撑.速度测量一般包括传统的接触式物理探针法以及基于光学

的非接触式测量技术.传统接触式速度测量方法是将探针如皮托管、热线/热膜风速仪以及压力传感器等侵入待测流场内并获得速度点测量信息,而在高超声速流动中,这种接触式物理探针法不仅会严重干扰流场并降低速度测量精度,而且还会对传感器本身造成损伤,虽然针对上述问题有研究者发展了相应的接触式测速技术,但在实际测量中仍然存在较大困难^[3-4].随着激光器技术的不断进步,利用激光技术而发展的非接触式速度测量方法为速度场测量提供了新的技术途径,其可以根据不同试验需求提供一维、二维、三维甚至四维的高时空分辨率流场速度信息^[5-7].常见的激光测速技术主要包括:基于空间法的粒子图像测速;基于多普勒效应的激光多普勒测速、平面多普勒测速、多普勒全场测速,以及基于激光吸收光谱、激光诱导荧光和瑞利散射的多普勒测速等技术;基于飞行时间法的分子标记测速技术、飞秒激光电子激发标记和电子束荧光技术等;以及基于流场折射率梯度的聚焦激光差分干涉测速技术.

本文主要针对高超声速流场速度测量问题,综述了几种常用激光测速技术的研究进展及其在高超声速流场内的应用,简要分析激光测速技术的基本原理,论述这些技术在速度测量方面的典型应用以及限制条件,最后对高超声速流场速度测量方法的发展趋势进行总结与展望.

1 粒子图像测速技术

粒子图像测速 (particle imaging velocimetry, PIV) 是基于激光散射技术而发展起来的最常用的流场速度测量手段之一.试验中加入待测流场内的示

踪粒子跟随流体一起运动, 当通过激光照射平面时发生散射, 利用摄像机等成像设备记录示踪粒子的空间位置, 通过图像处理技术获得示踪粒子在多次成像过程中发生的空间位移从而计算出流场二维速度分布(图 1)。随着测量技术的不断进步, 基于多相机拍摄的三维 PIV (stereoscopic PIV)^[8] 及层析 PIV (tomographic PIV)^[9]、基于全息成像的全息 PIV (holographic PIV)^[10]、以及单相机成像的数字离焦 PIV (defocusing digital PIV)^[11] 及光场图像测速 (LF-PIV)^[12] 等技术可以实现复杂流场的三维速度空间分布高精度测量。PIV 技术具有瞬态、定量测量的特点, 并且实验设计相对简单, 数据处理技术较为成熟, 其广泛应用于多相流动、亚声速/超声速流动、燃烧、医学等研究领域^[13]。利用 PIV 技术开展速度测量时对示踪粒子种类及注入方式、激光器及波长、相机及镜头等参数的选择可见文献详细统计^[14]。

当 PIV 技术应用于高超声速流场时, 示踪粒子由于惯性的存在会导致其在流场内速度梯度较大的区域(如激波、边界层、以及强湍流脉动等)跟随性较差, 以及在密度变化剧烈的区域示踪粒子分布不均等问题, 这些都会严重影响速度空间分布的准确测量^[15]。为此, 研究者们针对不同高超声速流场环境不断优化示踪粒子种类、直径、注入方式以及图像处理技术等以期提升 PIV 技术在高超声速流场自由流、湍流边界层、激波/边界层干扰流动等方面的速度测量准确性。

荷兰代尔夫特理工大学针对 PIV 技术在高超声速流动的应用, 在示踪粒子、测量技术改进以及数据处理技术等方面进行了较为全面的研究。Schrijer 等^[16-17] 详细比较了示踪粒子 DEHS 液体颗粒、SiO₂ 和 TiO₂ 固体颗粒穿过激波的时间响应特性, 结果表明固体颗粒经过干燥处理且直径低于 100 nm

时可以获得较好的响应时间, 而使用 16 nm 直径的 SiO₂ 和 50 nm 直径的 TiO₂ 固体颗粒可以得到最短响应时间分别为 0.36 和 0.56 μs 。为提高测量空间分辨率以更好地分析可压缩流动特性如激波和剪切层等, Theunissen 等^[18] 提出了一种基于各向异性图像相关的自适应 PIV 解算技术并将其应用于高超声速流场测量, 通过采用椭圆型查询窗口使其方向指向速度分量的空间曲率, 提高了测量的空间分辨率。在此基础上, Schrijer 等^[16] 在 Ludwig 管风洞内利用 PIV 技术研究了 *Ma*₇ 气流流经两种双楔模型表面的速度场分布, 试验中采用 TiO₂ 示踪粒子, 其名义直径和名义密度分别为 50 nm 和 200 kg/m³(图 2(a))。试验结果表明利用 PIV 技术测量的自由流速度普遍低于基于绝热流理论计算得到的速度, 这主要是由于加热气流与存储管、阀门以及喷管等之间的热传递难以评估所致, PIV 速度测量值可重复性接近 1% (图 2(b))。利用 PIV 技术获得的 15°–30° 和 15°–45° 两种双楔模型表面的马赫数分布与可压缩流动理论吻合较好, 且两种模型分别预测到的 VI 型和 V 型激波干扰也与试验观察一致。值得注意的是试验过程中同样会遇到示踪粒子团聚、有效响应粒子数低以及空间分辨率较差等技术问题。另外, Schrijer 等^[19] 利用立体 PIV 技术进一步开展了 *Ma*_{7.5} 来流条件下 15–45° 双楔模型的三分量速度测量试验, 以研究分离区流动特性。此外, 他们也利用层析 PIV 技术研究了高超声速来流条件下楔形和平板模型表面单个柱状或楔形状凸起物诱导边界层转捩的流动特性变化规律^[20-22]。

示踪粒子注入密度也是影响速度测量精度的关键因素之一, 虽然通过提高注入密度可以在一定程度上得到改善^[23-24], 但同时也要避免固体颗粒团聚的影响以及安全性等问题。普林斯顿大学 Schreyer 等^[25] 将 50 nm 直径的 TiO₂ 颗粒干燥后悬浮于粒子发生器内再通过高压空气将其注入风洞驻室, 尽管采取了加热和其他预防措施, 团聚现象依然存在, 且直径能够达到 400 nm 左右。在利用 PIV 技术开展的高超声速压缩拐角激波/湍流边界层干扰的研究中发现, 干扰上游边界层内示踪粒子的响应可以得到沿流向的湍流速度分布, 但是法向方向则无法准确测得, 而在干扰下游区域内粒子的响应足以同时得到流向和法向的湍流速度分布^[25-27]。此外, 其他研究机构如德州大学奥斯汀分校^[28]、德州农工大学^[29]、法德圣路易斯研究院^[30] 和格拉斯哥大学^[31] 等基于 SiO₂ 或

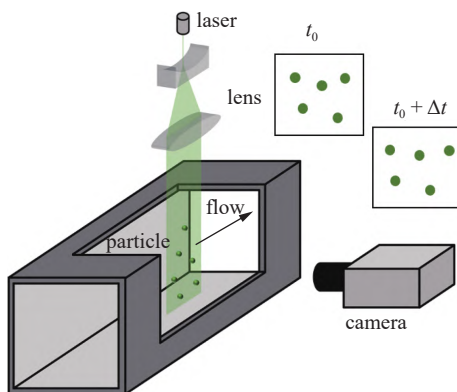


图 1 PIV 技术原理图

Fig. 1 Basic principle of PIV

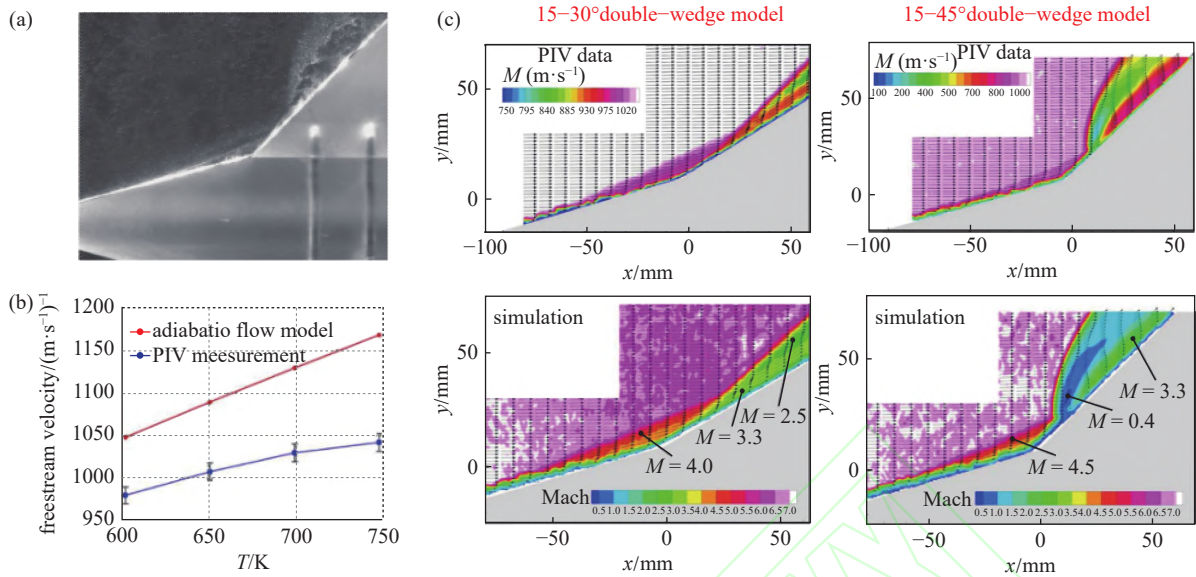


图 2 (a) 加入示踪粒子的双楔模型成像, (b) PIV 速度测量值与绝热流理论计算值对比, (c) 两种不同双楔模型表面马赫数分布与可压缩流理论值对比^[16]

Fig. 2 (a) Imaging of the double-wedge model with seeding particles, (b) comparison of the PIV measured freestream velocity with adiabatic flow theory, and (c) comparison between the Mach number distribution derived from PIV data and compressible flow theory for the two different double-wedge models^[16]

TiO_2 等固体示踪粒子的 PIV 技术开展了高超声速自由流、层流/湍流边界层、激波/边界层干扰以及进气道启动等方面的研究。

除了基于固体颗粒的 PIV 测试技术, 国外研究者也开展了基于液体颗粒的高超声速流场速度测量技术探索. 与固体颗粒相比, 液体颗粒可以有效避免在高速气流下固体颗粒可能带来的设备损坏等问题, 但是其在高速流场中的均匀注入及挥发等也是需要解决的关键问题. Casper 等^[32-34] 在 Ludwig 管风洞内 ($Ma = 5.9$) 设计并搭建了基于液体示踪粒子的 PIV 测试系统, 采用 ATM210 雾化器能产生约 200 nm 直径的液体颗粒. 试验发现当液体颗粒从喷管入口处加入时会导致颗粒密度分布不均且重复性较差, 而通过储存管注入方式虽然会获得较好的颗粒分布和重复性, 但却会降低颗粒数密度. 在此基础上, 他们进一步比较了 Emery 3004 和 Plantfluid 两种油性液体在风洞内的示踪响应特性. 利用耐高温特性更好的 Plantfluid 示踪粒子开展的试验中发现在模型后部边界层、尾流以及回流区内的示踪粒子数量明显不足, 难以实现这些区域内的速度定量测量 (图 3). 此外, Tichenor 等^[35-36] 在德州农工大学国家空气热化学与高超声速实验室的暂冲式高超声速风洞内搭建了 PIV 测试系统并使用邻苯二甲酸二辛酯 (DOP) 液体作为示踪剂开展了零压力梯度及不同

强度压力梯度下的湍流边界层速度测量. 对于零压力梯度边界层, 在横向及轴向的速度波动测量和 DNS 计算之间获得了良好的一致性. PIV 测量也成功地表征了在强压力梯度情况下雷诺应力的稳定趋势.

在粒子注入方面, 上述 PIV 测试系统通常是示踪粒子引入风洞驻室, 从而实现试验段流场的全局注入, 但是这种方式会造成流场局部区域粒子密度极低而无法进行速度测量. 此外, 针对大型高参数高超声速风洞设备, 这种全局注入方式会面临更极端的驻室条件, 示踪粒子的选择将更为苛刻, 同样还会对风洞本体造成污染等问题. 针对美国 AEDC 9 号风洞 PIV 测试需求, Brooks 等^[37-39] 提出了采用 PAO-4 液体颗粒作为示踪粒子以提高其响应特性, 同时通过局部注入方式将粒子引入风洞试验段模型前缘位置, 利用数值计算优化颗粒喷注速度等参数, 实现与边界层内的动量匹配以降低示踪粒子对测量段边界层流动的干扰. 在此基础上评估了颗粒响应、浓度、激发光源功率、相机灵敏度等对测量的影响, 最后利用大尺寸空心圆柱裙模型首次开展了高超声速 ($Ma = 10$) 来流条件下激波/湍流边界层干扰试验研究, PIV 试验结果表明其能够得到压缩拐角上游湍流边界层、压缩拐角处的流动分离以及压缩拐角后的压缩流线等典型流动特征, 但是定量分析仍需要更为精确的边界层参数测量 (图 4).

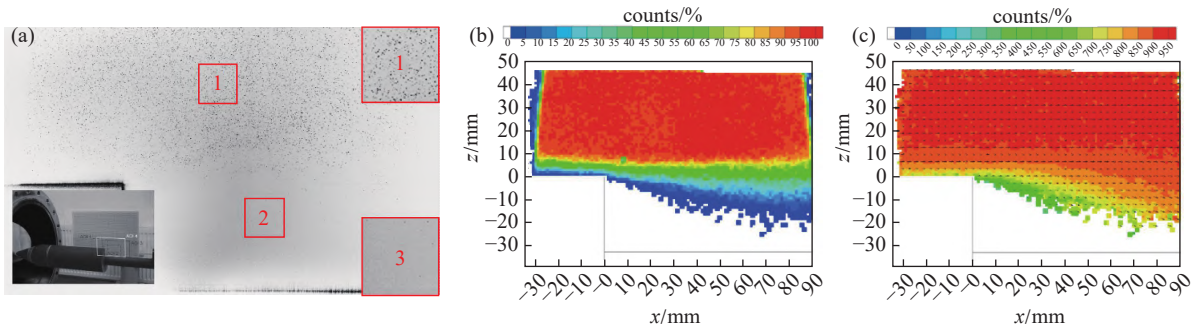


图 3 (a) 加入液体示踪粒子的 PIV 成像, (b) 示踪粒子密度空间分布以及 (c) 平均速度空间分布^[37-39]

Fig. 3 (a) PIV Image with liquid tracer particles and spatial distributions of (b) tracer particle density and (c) mean velocity^[37-39]

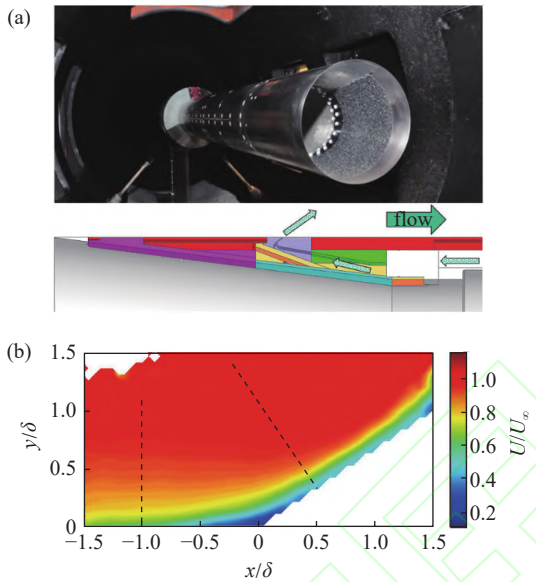


图 4 (a) 空心圆柱裙模型图及其局部注入方式示意图, (b) 激波/湍流边界层干扰流场归一化平均流向速度^[37-39]

Fig. 4 (a) Photo of the hollow cylinder flare model and schematic of the local injector installed in the leading edge of the model, (b) Normalized mean stream velocity distribution of the shock and turbulent boundary layer interaction^[37-39]

相对而言, 国内利用 PIV 技术开展高超声速流动速度测量的研究较少, 主要研究工作多关注于 PIV 测试技术本身及其数字图像处理方法的优化. Gao 等^[40] 针对三维流场速度测量提出了基于单相机的新型体积粒子图像测速方法 (VPIV), 并从粒子重建和速度重建等方面系统总结了 PIV 在三维流场速度测量方面的优缺点及发展趋势. Nie 等^[41-42] 针对 PIV 三维流场速度测量的精度问题, 提出了一种新型的混合蚁群优化算法, 比现有的基于最小位移函数或松弛函数的 ACO 方法具有更高的匹配精度, 并进一步提出了粒子丢失补偿框架在高超声速流场测试方面的应用. 近年来, 北京大学李存标教授团队在高超声速 ($Ma = 6$) 静音风洞内发展了 PIV 测试系统

以用于边界层转捩研究. 针对 PIV 在近壁面测量时存在的平面内位移问题, 他们提出了一种改进的图像预处理方法, 将传统的窗口变形迭代多重网格方法扩展到大位移的 PIV 图像^[43]. 在基于扩口型尖锥模型开展的边界层转捩研究中, 示踪粒子为 TiO_2 固体颗粒, 采用局部注入方式将颗粒引入边界层内. PIV 测量结果可以提取出高超声速边界层内第二模态波的微小流场结构 (图 5)^[44], 并且指出第二模态波不稳定性对模型表面气动热产生一定影响^[45].

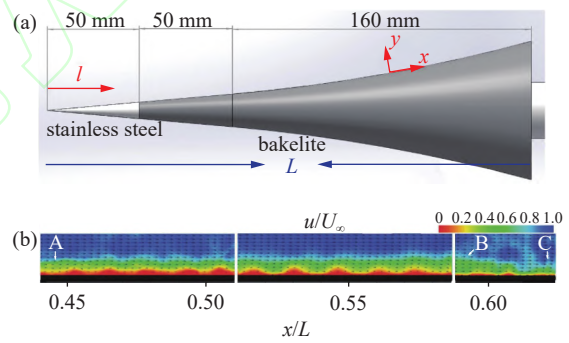


图 5 (a) 模型示意图 (b) 边界层内速度空间^[44]

Fig. 5 (a) Schematic of the model and (b) velocity distribution in the boundary layer^[44]

2 基于多普勒效应的激光测速技术

2.1 激光吸收光谱测速技术

激光吸收光谱, 如可调谐二极管激光吸收光谱 (TDLAS) 测速技术, 是利用多普勒效应, 并且通常为了最大化增加多普勒频移从而提高速度测量精度, 一般都采用双光路交叉模式. 如图 6 所示, 利用分光镜将一激光束分成完全相同的两束激光 1 和 2, 并与流场流动的垂直方向呈一定角度 (θ_1 和 θ_2) 交叉通过待测流场. 通过调制输入激光频率使其被流场中的气体组分吸收, 其吸收强度满足 Beer-Lambert 定

律,检测器采集到的两束激光气体组分吸收谱线将都会发生多普勒频移,其频移量满足

$$\Delta\nu_D = \frac{V}{C}v_0(\sin\theta_1 + \sin\theta_2) \quad (1)$$

$\Delta\nu_D$ 为两束探测激光吸收谱线相对中心吸收谱线 (ν_0) 的频移, C 为光速. 实验中通常采取等夹角即 $\theta_1 = \theta_2 = \theta$, 因此, 该点流场速度可由以下公式计算而得

$$V = \frac{\Delta\nu_D \cdot C}{2\nu_0 \sin\theta} \quad (2)$$

已知流场气体组分在特定波长的吸收特性参数情况下^[46], 理论上利用 TDLAS 技术可以对气体所有的状态参数如温度 (传动、转动、振动)、压力、组分浓度、密度以及速度等参数进行测量. 随着激光器技术的不断发展, 近红外及中红外吸收光谱技术得到大力发展, 并研制出相关传感器产品用于不同领域, 更多关于 TDLAS 技术发展现状总结可参见文献综述 [47-49]. 基于高超声速风洞设备采用的材质、构造以及气流污染情况不同, 风洞喷管出口产生的高超声速自由流场内可能存在 CO_2 , CO , NO , O_2 , O , H_2O , OH , Ar , K , Cu 以及 Rb 等组分中的一种或几种, 因此, 针对不同运行条件下这些组分的特征吸收谱线选择合适的激光源, 将可以实现高超声速流场温度、速度、组分浓度等多参数测量^[50]. 国外 TDLAS 技术发展比较早, 尤其是斯坦福大学 Hanson 教授课题组在该技术方面处于领先地位. 相应的 TDLAS 测速技术已在各类高超声速风洞设备中得

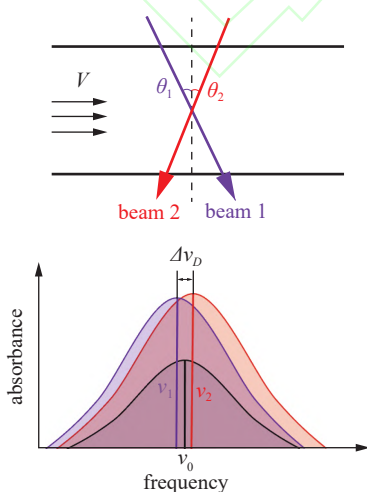


图 6 TDLAS 测速及相应吸收光谱多普勒频移示意图

Fig. 6 Schematic diagram of velocimetry using TDLAS and corresponding Doppler shift of the absorption spectrum

到了广泛的应用, 如美国卡尔斯本巴法罗研究中心 (CUBRC) 的 LENS 系列风洞^[51-52]、原 96 英寸激波风洞^[53]、冯卡门流体力学研究所 (VKI) 活塞驱动脉冲型风洞^[54-56]、加州理工大学超高声速膨胀管以及 T5 激波风洞^[57-58], 德国宇航中心 (DLR) 的 HEG 激波风洞^[59-60], 法国 ONERA 的 S4 MA 低焓风洞以及 F4 高焓电弧风洞^[60-62], 澳大利亚 T-ADFA 激波风洞^[63] 等. 近年来, 国内如中国科学院力学研究所^[64]、中国科学院安徽光学精密机械研究所^[65]、中国空气动力研究与发展中心^[66]、中国科学技术大学^[67]、中国航天空气动力技术研究院^[68] 以及西北核技术研究所^[69] 等高校及科研机构也利用 TDLAS 技术开展了流场参数诊断研究, 并取得了一定的成果.

Meyers 等^[54, 56] 利用 TDLAS 技术对 VKI 长试验时间超高声速风洞内 CO_2 自由流温度、压力、速度、 Ma 数及焓值进行了诊断; 此外, 通过采用不同光路模式研究了机械振动、颗粒污染、剪切层吸收等因素对自由流流场品质评估的影响 (图 7(a)). 试验中选取了调制范围为 1607.96 (6219.06 cm^{-1}) ~ 1608.41 (6217.32 cm^{-1}) nm 的激光源用于探测 CO_2 (P12 (30013) ← (00001)), 在速度测量中采取了双光路模式及双峰 Voigt 模型拟合, 测量得到的速度值与接触式测量结果吻合较好 (图 7(b)), 其速度测量不确定度为 $\pm 5.0\%$ – 6.6% . 其他研究者也利用不同吸收谱线开展了高超声速风洞内 CO_2 自由流速度

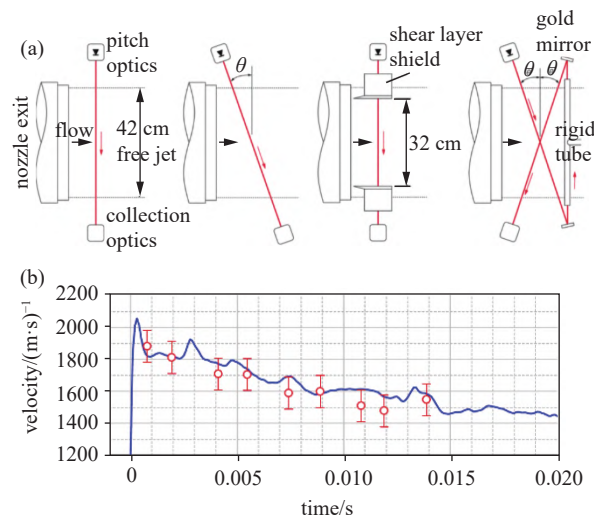


图 7 (a) TDLAS 不同光路设计模式, (b) 双光路交叉模式下测量的速度值与计算值比较^[54]

Fig. 7 (a) Different beam configurations for the TDLAS experiment and (b) comparison of experimentally measured velocities using double-beam configuration with calculations^[54]

场的测量^[70].

超高速流动条件下, 空气中的分子发生解离及反应生成 NO, 因而也被用于流场诊断而无需外加示踪粒子. Parker 等^[52] 研究了超高速流场总焓在 2.2 ~ 14.2 MJ/kg 范围内自由流速度变化规律, 试验中激光源采用量子级联激光器及双光路交叉模式, 同时对光路进行优化设计以降低边界层及光束转向影响, 激光穿过流场上下游对应的 NO 吸收光谱如图 8 所示, 随着自由流总焓的改变, 双峰谱线频移在 100 ~ 198 MHz 范围内, 对应速度为 2.1 ~ 5.4 km/s. 此外, 当自由流总焓较高、风洞运行处于未缝合界面模式时, 次激波将加热气体并使总焓高于其缝合

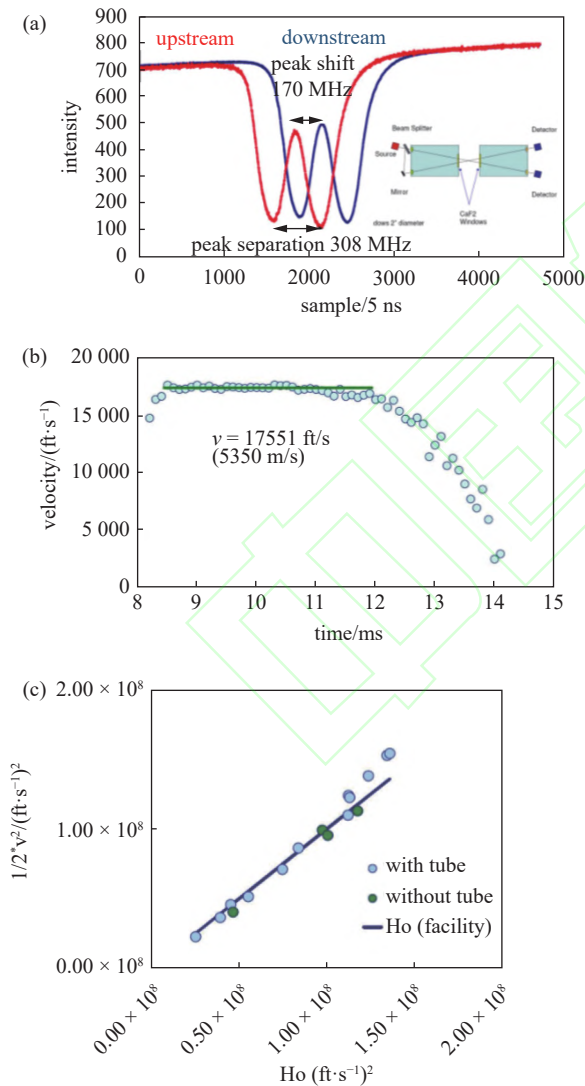


图 8 (a) 多普勒频移获得的吸收峰位置, (b) 高焓自由流中速度变化规律, (c) 速度测量值获得的焓值与计算值比较^[52]

Fig. 8 (a) Measured peak location of Doppler shift, (b) variation of time-dependent velocity with high-enthalpy freestream, and (c) comparison of enthalpy deduced from measured freestream velocity with calculations^[52]

模式, 有效试验时间也将变短. Sagnier 等^[71] 利用 TDLAS 技术测量的高焓超高速流场速度更接近于冻结或非平衡流动状态, 而采用电子束荧光技术获得的速度相对偏高. 研究者们也利用 CO^[72]、O₂^[73] 和 H₂O^[51] 等气体组分作为标记粒子进行超高速流场速度测量.

除了分子组分作为标记粒子外, 原子组分同样也用于超高速自由流速度测量. Wehe 等^[51] 利用原卡尔斯本 96 英寸超高速风洞内存在的 K 组分开展了自由流速度测量, 试验中同样采用双光路交叉模式穿过流场 (图 9): 激光束 1 与来流呈 43.8°, 激光束 2 与来流呈 90°. 试验结果发现激光束 1 对应的吸收光谱线具有两个峰值: 较小的峰值是由于近壁边界层热气流导致, 较高的峰值是由低温自由流及边界层外部较高温度区域共同吸收而形成; 相较于激光束 2 形成的对称吸收光谱, 该光谱线呈现不对

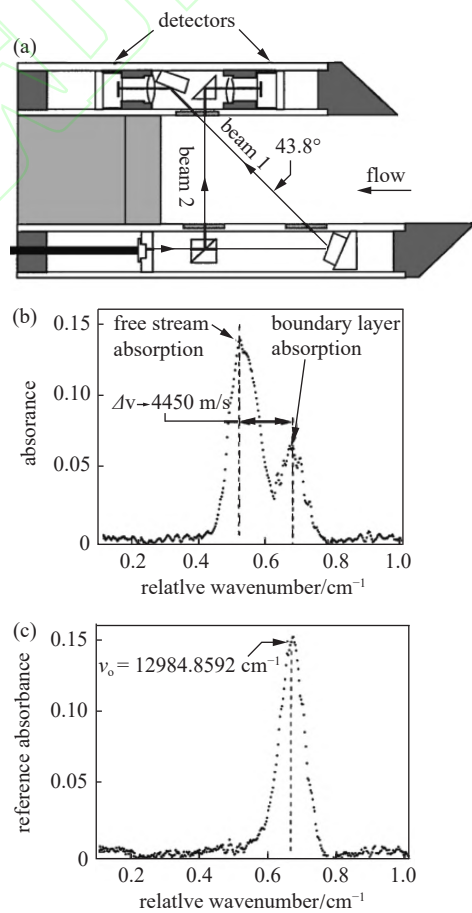


图 9 (a) 双光路模式示意图, (b) 激光束 1 和 (c) 激光束 2 单次扫描获得的 K 原子吸收谱线型^[51]

Fig. 9 (a) Schematic diagram of the double-beam configuration, and single-sweep absorption line shapes of K obtained from (b) beam 1 and (c) beam 2^[51]

称结构,这主要是由于温差引起 K 组分浓度在边界层及主流分布不均匀而导致,所测量的速度由于边界层吸收产生的测量不确定为 $\pm 5\%$ 左右. Zhang 等^[74] 利用 Ar 在 811.531 nm 处的吸收线测量了等原子体羽流速度,单光路模式下测得的多普勒频移为 0.65 ~ 1.42 GHz,对应的速度范围为 1062 ~ 2308 m/s,其测量不确定度相对双光路模式偏高,这主要是由于吸收谱线带宽、吸收峰值以及信噪比等引起的多普勒频移不确定度偏高. 其余如 O^[75], Rb^[76] 和 Cu^[66] 原子等组分同样被用作示踪粒子进行高超声速流场速度测量.

2.2 激光诱导荧光测速技术

与激光吸收光谱测速技术探测激光信号不同,激光诱导荧光 (LIF) 测速技术则是探测示踪气体在特征吸收谱线处的荧光信号,从而获得多普勒效应下的吸收谱以实现速度测量. 此外,该技术也与本文即将介绍的基于飞行时间法的分子标记测速技术不同,前者能够实现二维二分量流场速度测量,而后者主要提供一维 (单线或多线) 速度测量. 激光诱导荧光测速可分为固定频率和可调频率两种方法. 固定频率方法具有较高的时间分辨率,适用于瞬态速度测量,但同时受到激光线宽、吸收光谱线宽以及系

统误差等限制. 可调频方法采用扫描位于吸收谱中心线附近的频率,再通过激光谱线和吸收谱线的卷积以确定其谱线位置及谱形. 可调频方法是对待测流场内所有空间位置点进行扫描以确定多普勒频移吸收谱线,因而需要多次运行实验以完成上述测量,采用该方法能够获得流场平均速度,其测量精度主要取决于流场流动稳定性及可重复性.

Zimmermann 等^[77] 首次利用该技术通过测量高超声速氦气流场内纳 (D_2 线) 原子荧光信号以获得流场速度,随后该技术也应用于其他复杂流场速度测量. Hruschka 等^[78] 基于 NO-PLIF 发展了两分量多普勒频移测速方法并应用于 T-ADFA 自由活塞激波风洞 ($Ma = 10$) 内的行星进入模型近尾流流场速度测量,其径向速度测量不确定为 ± 50 m/s (图 10). Danehy 等^[79] 实验测量了高超声速气流 ($Ma = 7$) 绕流圆锥模型时自由流、激波层以及分离流区速度分布, Le Page 等^[80] 实验研究了高超声速气流条件下钩形模型前缘分离区流场速度空间分布,其结果与稳态 NS 数值模拟和 DSMC 计算进行了对比,由于后者可以更好地表征分离流而与实验数据吻合度较前者更好. 此外,其他研究者也利用 O^[81]、N^[82] 和 I₂^[83] 等发展了激光诱导荧光多普勒频移测速技术并应用于高超声速流场速度测量.

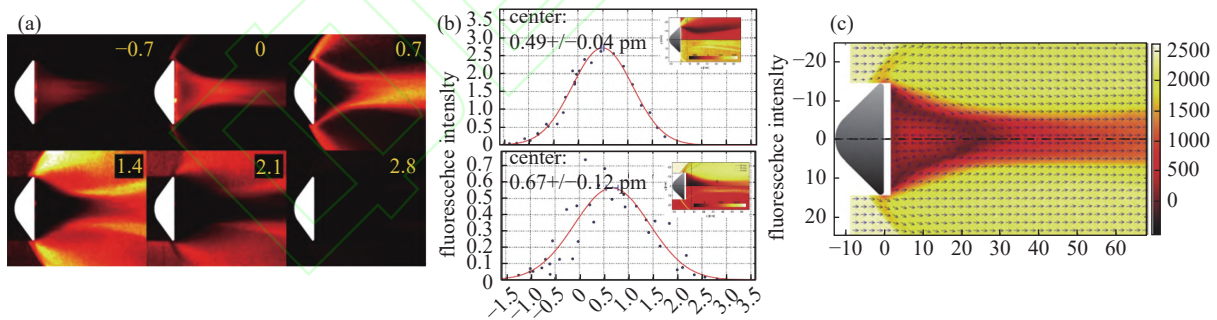


图 10 (a) NO 吸收光谱中心线不同频移获得的 PLIF 图像, (b) 流场不同空间位置得到的多普勒频移拟合光谱和 (c) 高超声速尾流速度空间分布^[78]

Fig. 10 (a) PLIF images obtained from the spectral central line of NO with different detuning, (b) Doppler-shift fitted spectral lines at different spatial locations, and (c) velocity distribution of hypersonic wake flow^[78]

2.3 瑞利散射测速技术

一激光束入射到待测流场内,当入射激光波长远大于流场气体粒子直径时,光子与气体粒子之间发生的弹性散射过程就是瑞利散射. 此外,当流场气体粒子存在一定运动速度时,散射光将相对入射激光发生多普勒频移,通过分析频移量从而计算出流

场速度,这就是瑞利散射测速技术 (rayleigh scattering velocimetry, RSV) 的基本原理. 同时,瑞利散射信号的强度及光谱线宽也包含了流场密度和温度等重要信息,更多关于瑞利散射技术原理及应用可详见综述文献 [84]. 为更精确地测量流场运动引起的多普勒频移量,通常采用两种方法:基于多光束干涉原理的 Fabry-Perot (F-P) 干涉仪,以及基于共振

吸收的原子/分子滤光器. 对于第一种方法, 当散射光通过透镜后照射在 F-P 干涉仪上, 通过调整两个反射平面镜之间的间隙使其通过, 并在成像端获得明暗相间的条纹, 从而计算出频移量 (图 11(a))^[85]; 而后者则是通过利用原子/分子共振吸收线与入射激光重合从而吸收掉入射激光散射光, 而只通过瑞利散射信号 (图 11(b))^[86], 有时两种方法会同时使用以提高参数测量的准确度^[87]. 利用瑞利散射技术测量燃烧和亚/超声速流动的密度、温度、压力、速度、质量通量以及流场结构等方面已经得到了广泛应用, 而对高超声速流动系统的速度测量应用还相对较少. Miles 等^[88] 测量了过膨胀 N_2 射流流场 ($Ma = 5$) 内的速度, 通过对比有无分子吸收滤光器装置获得瑞利散射图像指出分子吸收滤光器可以很好地抑制激光散射光. 过滤瑞利散射计算的速度与理论值吻合较好, 但其测量不确定高达 40% 左右, 这主要是由于 N_2 分子热致宽与其凝结引起的谱线展宽相当所导致. 此外, 他们也指出高超声速流场对应的低密度环境可以简化线展宽机理并获得较大的

频移, 但同时为增强瑞利散射信号强度而采用线激光并增加输入能量时可能会存在击穿现象. 其合作者利用瑞利散射技术开展了高超声速流动湍流边界层结构随 Ma 数变化规律, 但没有给出相关速度测量信息^[89]. 陈爱国等^[90] 采用基于 F-P 干涉仪的瑞利散射技术测量了不同高超声速流场内速度和湍流度, 其测量结果与校核值偏差最大为 1.3%, 当 Ma 数进一步提高后由于流场温度低导致的冷凝现象会使测量误差大幅增加.

由于气体分子瑞利散射截面较小^[91], 一般都需要增加输入激光能量或延长积分时间来增强散射信号强度. 此外, 气体分子的热致宽同样会使速度测量精度大幅降低. 研究者们通常会采用向高速流场内加入冷凝介质如 CO_2 和水等^[92], 当超声速/高超声速流场内温度急速下降时介质会形成纳米量级液体颗粒, 结合分子吸收滤光器从而增强瑞利散射信号强度^[93]. 但是, 该方法也同样面临粒子跟随性问题.

3 基于飞行时间法的激光测速技术

在基于飞行时间法的激光测速技术中, 分子标记测速 (molecular tagging velocimetry, MTV) 是最常用的方法. MTV 技术通常利用流场内自然存在的气体分子或者外加特定气体, 使聚焦于测量区域的激光与气体分子相互作用以改变其能级状态或生成新的分子并将其作为示踪分子, 通过记录示踪分子在参考时刻 t 以及随后的某个时刻 $t + \Delta t$ 的空间位置 (延迟时间 $\Delta t <$ 示踪分子荧光寿命), 流场速度就可以由延迟时间 Δt 及相应空间位置变化量获得. 根据测量需求不同, MTV 技术可采用单一或多个激光光源和成像系统实现流场速度多分量或多维空间分布测量 (图 12). 根据选择的示踪气体分子不同, MTV 技术包含吸收、振动激发态荧光、光致荧光以及直接致光 4 种机理^[94-95]. 表 1 列出了基于 MTV 技术发展的常用测速技术、示踪气体分子以及激发波长等信息. 这些测速技术在低速流动中都得到了相应论证及不同程度的应用. 高超声速流动中, 相比于 2.1 部分介绍的基于外加液/固体粒子的多普勒测速技术, MTV 技术不会受到粒子跟随性问题的困扰, 因而也是高超声速流场测速的最主要手段之一. 另外, 受限于测试技术本身及测量环境的限制, 有些技

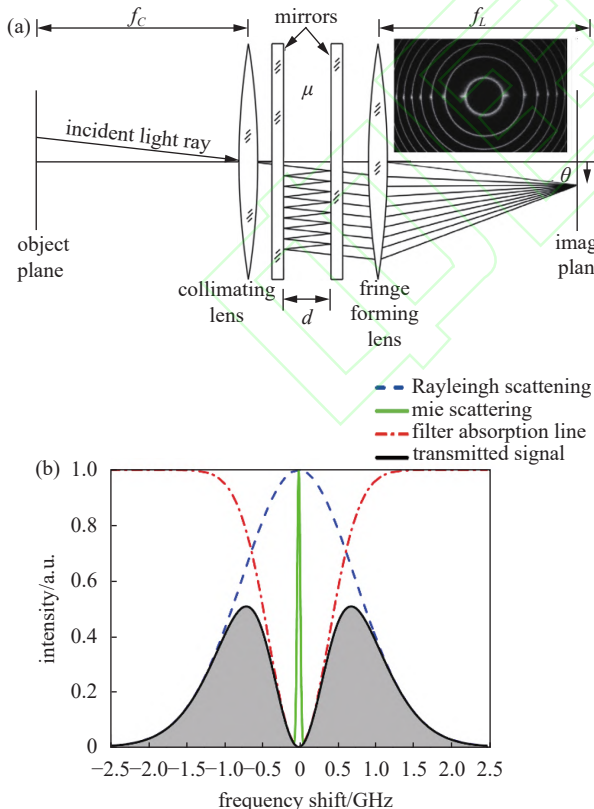


图 11 (a) 基于 Fabry-Perot (F-P) 干涉仪^[85] 和 (b) 原子/分子共振吸收滤光^[86] 的瑞利散射测速技术

Fig. 11 Rayleigh scattering used for velocimetry based on (a) Fabry-Perot interferometer^[85] and (b) atom/molecular filter^[86]

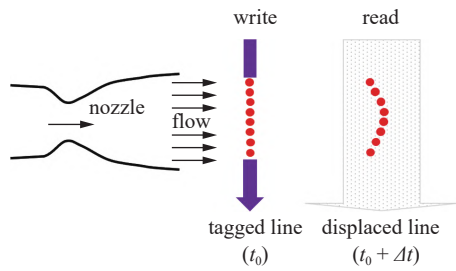


图 12 MTV 测速技术的简化实验示意图

Fig. 12 Simplified experimental setup of MTV

表 1 基于不同示踪粒子的典型 MTV 技术

Table 1 Typical MTV techniques with various traces

Technique	Tracer	Excitation scheme (nm)	Reference(s)
APART	NO	193/355 + 226	[96-98]
VENOM	NO	193/308/355 + 226	[99-107]
KTV	Kr	212.6/214.7/216.7 + 760.2/769.8/811.3	[108-112]
PLEET/FLEET	N ₂	202/267/400/800	[113-120]
Acetone MTV	Acetone	266	[121-123]
ITV	NH	355 + 337, 305.3	[124-125]
RELIEF	O ₂	532 + 580 + 193	[126-127]
HTV	OH	193	[128-129]
Biacetyl MTV	Biacetyl	365-440	[130]
PHANTOMM	PAFs	488	[131]
LIF	I ₂	193	[132]
LIF	NO	226	[133]
OTV	O ₃	193	[134]

术如 acetone-MTV、NH-LIF 等在高超声速测量中有极少数应用, 而有些技术如 NO-MTV、KTV、FLEET 等则有较广泛的应用. 根据是否需要向流场内加入示踪气体进行速度测量, 接下来将介绍几种常用的基于外加示踪气体以及利用流场内自然存在的示踪气体开展的高超声速流场速度测量技术, 更多基于其他示踪气体的测速技术可以参见相应文献及其引用工作.

3.1 基于 NO 的 APART/VENOM 测速

利用 NO 作为示踪分子的测速技术在反应/非反应流动系统中得到广泛应用, 其实现途径有多种方法. 第一种是空气光解重组示踪技术 (air photolysis and recombination tracking, APART), 当一激光束聚焦于空气介质流场内时, 激光聚焦区域会发生如下

反应^[96-98]



使用 193-nm(三光子)^[97-98] 或 355-nm(六光子)^[96] 激光(写入)在空气流场内产生 NO($v''=0$), 再利用 NO-LIF($A(v'=0) \leftarrow X(v''=0)$) 技术进行读取步骤, 该方法利用空气中自然存在的 N₂ 和 O₂ 而无需外加示踪分子. 第二种是振动激发 NO 示踪技术 (vibrationally excited NO monitoring, VENOM), 向待测流场内加入 NO₂^[135-136]、N₂O^[103] 或 (CH₃)₃CONO^[137-138] 等物质并利用光解作用产生振动激发态 NO($v''=1$), 写入激光波长通常选取为 193 nm^[103]、308 nm^[135] 或 355 nm^[139]; 或者直接向流场内加入 NO 并利用 226-nm 激光通过电子态激发获得 NO($v''=1$)^[140-141], 然后同样利用 NO-LIF($A(v'=1) \leftarrow X(v''=1)$) 技术进行读取步骤. Hsu 等^[142] 比较了基于光解 NO₂ 和电子态激发 NO 两种测速方法, 结果表明前者可适用于强猝灭环境, 并且该方法产生的 NO 荧光信号较长, 应用范围更广, 而后者更适用于高速、弱猝灭流动系统. 以上方法一般都需要两台或多台激光器系统完成写入与读取步骤, 其实验设计相对较复杂. 另外一种方法同样是直接加入或通过化学反应 (N₂ + O₂) 生成 NO 并利用单激光 NO-LIF($A(v'=0) \leftarrow X(v''=0)$) 技术直接标记荧光信号实现速度测量, 由于受到其他分子的碰撞猝灭影响其荧光信号寿命较短, 仅适用于高速流体系统测量^[133, 143-144]. 总之, NO-MTV 技术不仅可以实现多分量速度测量, 而且可以实现可视化流场结构及温度的同时测量^[99-100, 102, 105, 142].

NO-MTV 测速技术除了广泛应用于低速流体流动及燃烧领域, 在高超声速流动中也有应用. Bathel 等^[101, 104, 106] 在美国 NASA 兰利研究中心 31 英寸 Ma10 空气风洞内利用 VENOM 技术开展了楔形体模型 (10° 半角) 表面存在不同高度 (0.53 mm, 1 mm 和 2 mm) 凸起物条件下边界层转捩过程中流场瞬时速度、平均速度及其波动速度的空间分布规律, 以及可视化流场结构的测量. 他们通过优化 NO₂ 质量流率及延迟时间使速度测量不确定度降低到

44 m/s 以下, 全面分析了凸起物高度与边界层厚度比值、粗糙度、雷诺数对速度空间分布的影响, 当不存在凸起物时, 沿着模型中心流向方向的速度波动为 ± 75 m/s, 而当凸起物高度为 0.53 mm 和 1 mm 时, 速度波动分别为 ± 75 m/s 和 225 m/s (图 13(a)). 另外, 他们^[143]也采用了单激光 NO-PLIF 技术并结合空间梳状滤光片、透镜阵列和亚微妙时间分辨率的行间相机对 Orion 返回舱喷流模型及楔形体模型进行了速度测量 (图 13(b)), 其单幅速度测量不确定度在 100 m/s(平均速度的 9.7%) 以下, 而平均速度为 30 m/s(平均速度的 2.7%) 以下. 此外, 为尽量降低采用单激光 NO-PLIF 技术时荧光信号受到 O₂ 和 O 等组分的碰撞猝灭影响, Danchy 等^[133]在澳大利亚国立大学 T2(Ma = 8.5) 和 T3(Ma = 7.4) 自由活塞激波风洞内加入 98.9%N₂ + 1.1%O₂ 混合气体以降低喷管出口气流中 O₂ 和 O 组分浓度, 并用于平板及钝头体模型边界层内单分量速度分布的测量. 美国德州农工大学 Bowersox 教授团队在利用 VENOM 技术测量流场温度、流场动态结构、高超声速主流及边界层速度等方面也开展了一系列研究工作^[99-100, 102, 105, 136, 140, 142].

以上利用 NO-MTV 技术开展高超声速流动测量的试验研究基本都是采用低频固态激光器泵浦染料激光器获取 226 nm 激光脉冲并实现激发 NO, 当采用高频激光器作为泵浦源时, 染料激光器系统中

的染料溶液受到循环速率限制会导致 226 nm 激发脉冲能量较低或者脉冲线宽不够窄等问题. Jiang 等^[107]在利用超高频 (500 kHz) 突发模式激光器进行 NO-MTV 测速时, 设计的固态光学参量振荡器 (OPO, 可实现 600–900 nm 范围的波长调制) 与泵浦激光器输出的 355 nm 激光混合产生超高频 226 nm 激光脉冲串, 并用于高超声速风洞内扰流圆柱模型形成的弓形激波前后速度分布的测量. 此外, Jiang 等^[145-146]还将超高频突发模式激光技术用于高超声速风洞内流场结构的 NO-PLIF 可视化成像测量.

国内研究者除了利用 NO-LIF 技术进行温度和可视化流场结构测量外, 在高超声速流动速度测量方面也开展了相关研究. 针对 OPO 产生的 226 nm 激光脉冲发散角过大而无法用于大型高超声速风洞远距离传输的问题, Dai 等^[147]设计了一种新型可调窄线宽 226 nm 激光光学装置, 主要由可调单频 Ti:sapphire 787 nm 激光、单频宽脉冲 532 nm 激光器、非线性混频三部分构成 (图 14(a)). 通过该装置产生的 226 nm 激光脉冲用于中国空气动力研究与发展中心 FD14 激波风洞内自由流 (90%N₂ + 10%NO) 速度的测量, 在延迟时间为 0 和 250 ns 下获得的典型 NO-PLIF 图像如图 14(b) 所示, 进而计算出自由流速度分布 (图 14(c)). 通过该技术得到的平均自由流速度为 3.32 km/s, 测量不确定度为 5.8%, 与计算值吻合较好.

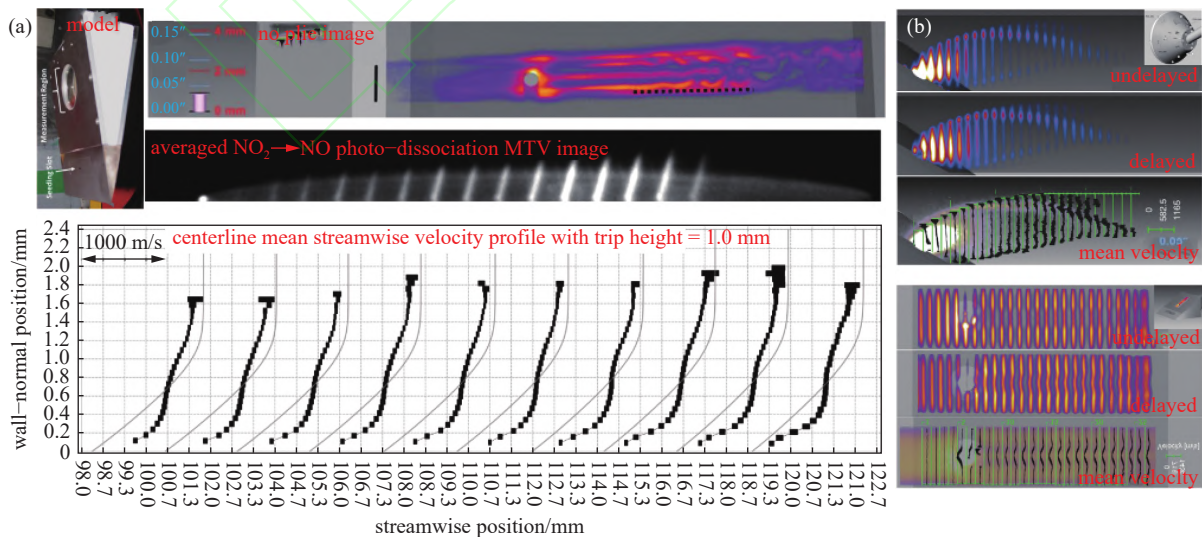


图 13 (a) 基于 VENOM 技术的带凸起物楔形体模型边界层速度测量^[101, 104, 106], (b) 基于单激光 NO-LIF 技术的 Orion 返回舱喷流模型及带凸起物楔形体模型速度测量^[143]

Fig. 13 (a) Boundary layer velocity measurement for a wedge model with a trip using VENOM technique^[101, 104, 106], (b) velocity measurement for the Orion model with yaw RCS jet and a wedge model with a trip using single-laser NO-PLIF technique^[143]

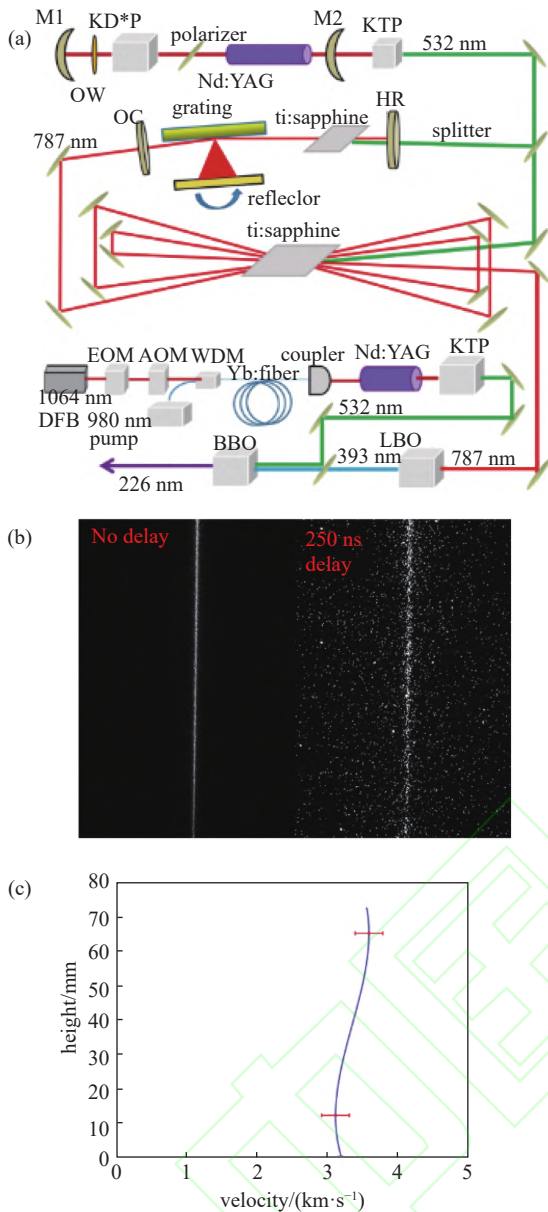


图 14 (a) 226 nm 激光脉冲生成装置示意图, (b) 原始 NO-PLIF 图像以及 (c) 自由流速度分布^[147]

Fig. 14 (a) Schematic diagram of the 226 nm laser pulse system, (b) Raw NO-PLIF images and (c) Freestream velocity profile^[147]

3.2 Krypton 标记测速

Krypton 标记测速 (krypton tagging velocimetry, KTV) 技术是利用激光作用产生亚稳态 Kr 并将其作为示踪粒子进行测速的方法. Mills 等^[148] 首次提出了 KTV 测速的一种方法: 写入—193 nm 激光激发基态 Kr ($4p^6(^1S_0)$) 并产生亚稳态 Kr ($5s[3/2]_2$), 读取—811.3 nm 激光激发亚稳态 Kr 并记录信号空间位置变化, 由于该方法需要使用 ArF 激光器产生 193 nm 激光, 实验设计及激光器维护相对复杂. 随着激光器技术的发展, 研究者们通常选用 200 ~ 220 nm

波段作为 Kr 双光子激发光源, 尤其是 210 ~ 220 nm 波段具有较高脉冲能量而被广泛使用, 其能级示意图如图 15 所示. Shekhtman 等^[149] 详细比较了 2×212.556 nm、 2×214.769 nm 以及 2×216.667 nm 激发模式对 KTV 荧光信号的影响, 结果表明当采用 Kr-PLIF 以及单激光 KTV 时, 最优激发光谱线位于 212.556 nm 处, 若 KTV 在读取时使用连续激光源, 最优激发光谱线则位于 216.667 nm 处. 典型 KTV 测速实验装置如图 16 所示, 利用一台脉冲激光器产生泵浦光 (写入), 另外一台脉冲激光器产生探测光 (读取), 通过设置两束激光脉冲间的延迟时间来实现不同流速的测量. 随后, Mustafa 等^[109] 提出了两种简

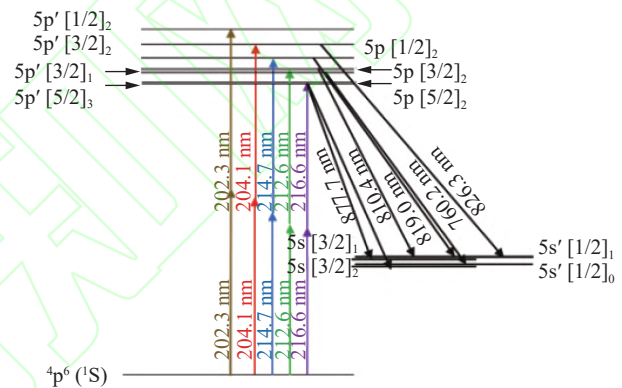


图 15 KTV 能级示意图

Fig. 15 Energy diagram for KTV

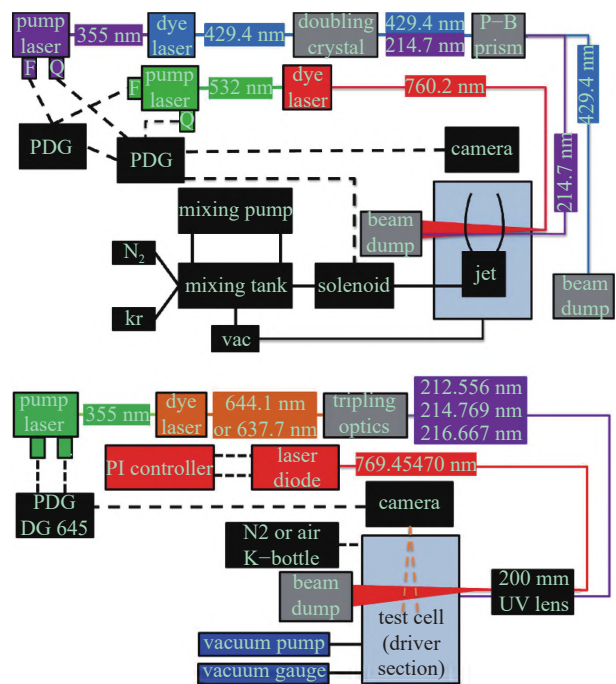


图 16 典型 KTV 实验装置示意图^[109, 112]

Fig. 16 Schematic of KTV experimental setup^[109, 112]

化的 KTV 测试方法: 一种是将读取用的脉冲激光器用连续激光器代替, 另一种是去掉读取激光器而采用单泵浦激光源, 前者可以产生更强的信号, 后者可以保证测试结果的一致性。

KTV 作为一种有效的测速手段, 已经被广泛应用于超声速^[109, 112]、湍流边界层^[111]、激波/边界层相互作用^[150]以及燃烧^[151]领域的研究. KTV 技术在高超声速流动测量方面也有一定应用, Mustafa 等^[110]对 AEDC 高超声速 9 号风洞在 $Ma = 10$ 和 14 条件下 $N_2(1\%Kr)$ 自由流速度进行了测量, 试验中采用了双脉冲激光器产生 214.7 nm 和 769.5 nm 激光以分别完成写入与读取步骤. 对获得的写入与读取图形进行处理从而计算出不同 Ma 数条件下速度空间分布, 测量结果与 T9 数值计算相比较, 其测量标准偏差为 0.2% ~ 1.25%, 测量不确定度为 3%(图 17). 另外, 他们还组合脉冲/连续激光器产生 216.7 nm 和 769.5 nm 激光并应用于 Caltech T5 反射型激波风洞自由流速度测量^[152]. 以上 KTV 测速过程中主要都是使用低频 (~ 10 Hz) 脉冲激光器, 而 Jiang 等^[115]则利用突发模式激光器产生 100 kHz 超高频激光

脉冲, 并用于研究 Ludwig 管风洞高超声速 ($Ma = 6$) 来流条件下圆锥扰流形成的激波对模型前部流场的影响. KTV 测速中采用了 (212 + 355) nm 激光组合以增加 Kr 电离程度从而提高信号强度, 随时间变化的 KTV 图像及计算得到的速度分布如图 18 所示, 模型前缘形成的弓形激波导致模型尖端 ($Y = 0$) 处流速较低, 而远离模型尖端, 速度不断增加直至与自由流区速度一致, 测量不确定度在高速区约为 1.4%, 而在低速区约为 3.2%. 此外, 采用微透镜阵列将写入和读取激光设计为二维网格阵列, 通过记录网格交叉点处信号空间位置改变从而获得二维速度空间分布, Mustafa 等^[108]利用该方法测量了超声速流动中湍流边界层及压缩拐角流动速度二维空间分布规律.

相比于其他示踪气体, 惰性气体 Kr 不会与待测流场内其他物质发生化学反应, 特别是针对流场热化学状态难以精确预测的情况, 如燃烧或者高超声速/高焓风洞喷管出口流场等; 另外, KTV 测速时通常向流场内注入的 Kr 浓度不会超过 5%, 这对流场本身的物性参数影响很小^[112]; 相比于其他惰性气体

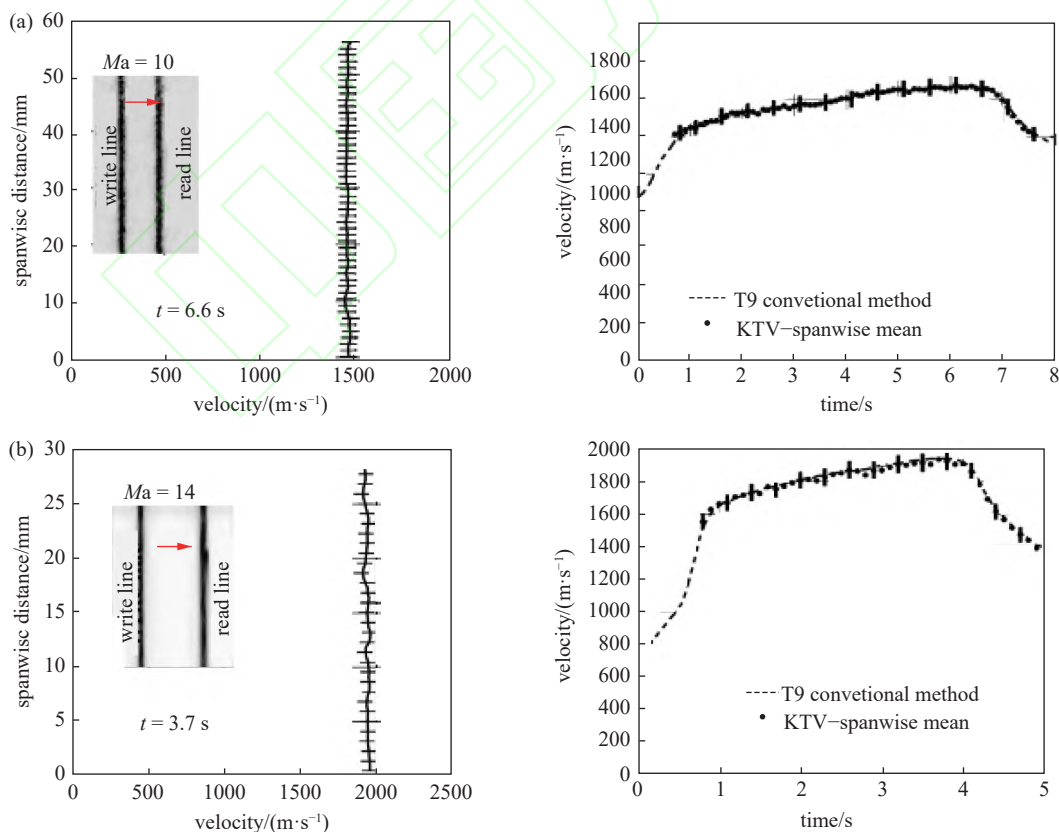
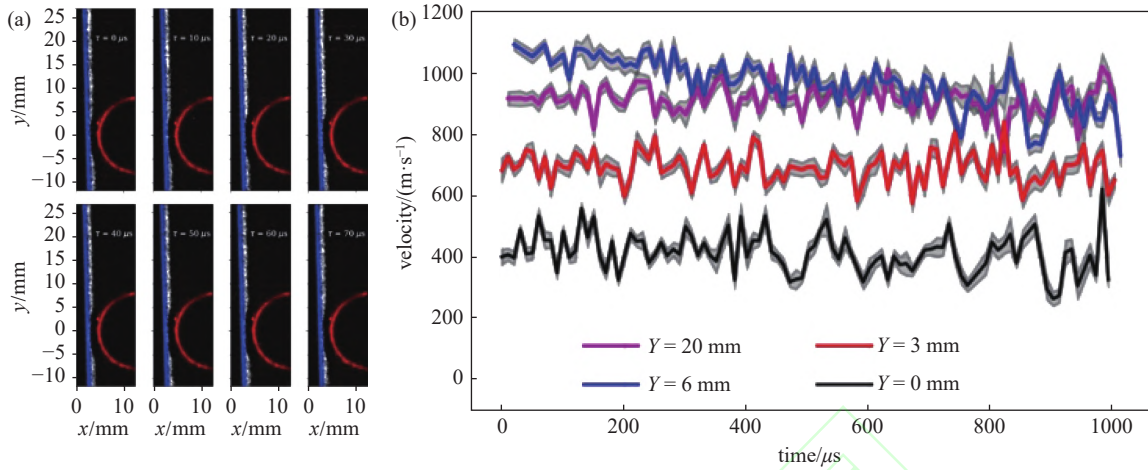


图 17 AEDC 9 号风洞内 $Ma = 10$ (a) 和 14 (b) 条件下自由流速度分布及与数值计算对比^[110]

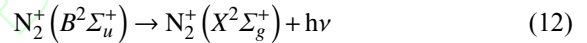
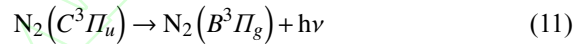
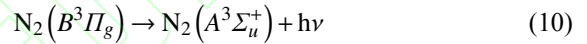
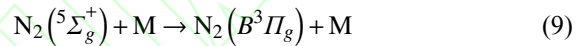
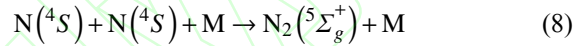
Fig. 17 Profiles of freestream velocities with $Ma = 10$ (top) and 14 (bottom) in the AEDC Tunnel 9, and comparison of experimental results with T9 calculations^[110]

图 18 (a) 采样频率为 100 kHz 的连续 KTV 图像及 (b) 不同空间位置速度变化规律^[115]Fig. 18 Consecutive KTV images with 100-kHz repetition rate (left) and time-resolved velocity profiles at various locations (right)^[115]

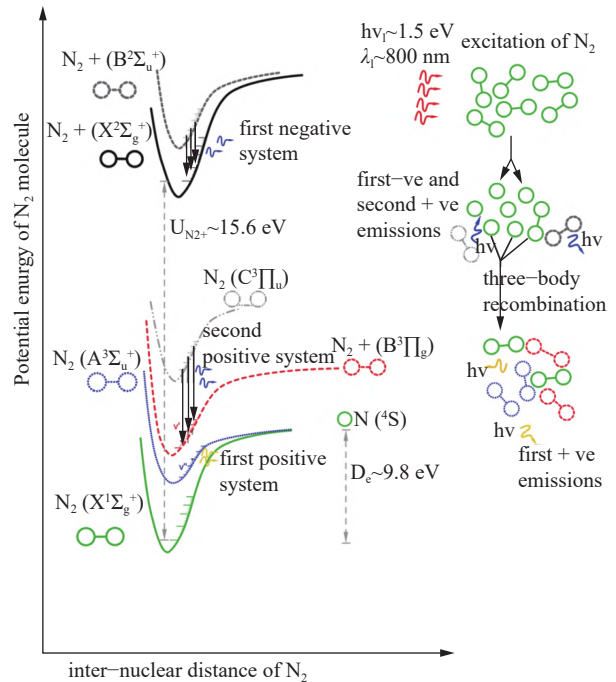
原子, Kr 还具有实验成本低, 原子结构认识清楚, 以及双光子激发 Kr 可实现性等优点, 因而被广泛用于反应/非反应流动诊断. 但是, 随着飞行马赫数不断提高, 高超声速气流密度会相应降低, Kr 对不同气流条件下自由流物性参数的改变以及高焓非平衡流动的影响还有待深入研究.

3.3 飞秒激光电子激发标记技术

飞秒激光电子激发标记技术 (femtosecond laser electronic excitation tagging, FLEET) 无需向待测流场内外加示踪粒子, 仅利用空气中自然存在的 N_2 进行流场标记. 该技术仅需要一台激光器及相应成像采集系统, 因而可以降低实验设计复杂度和成本; 此外, 飞秒激光脉冲可以有效提高多光子激发效率并实现多参量同时测量, Danehy 等^[153] 对 FLEET 技术应用于流体参数测量进行了详述. N_2 分子能级示意图如图 19 所示, 一般地, 当激光脉冲聚焦于含 N_2 流场内时, N_2 分子光电离通过多光子过程分解产生两个单独的中性 N 原子; 而在 FLEET 技术中, 飞秒激光脉冲聚焦后形成的电场强度达到甚至超过分子内部库仑力, N_2 主要通过隧道电离 (tunneling ionization) 过程形成 N_2^+ 和 e^- ^[154]. 通过电子-离子重组过程形成的 $N(4S)$ 原子再经过三体重组过程形成不同电子激发态 N_2 , 并伴随不同波带的荧光信号释放, 目前已知的 N_2 分子激发及重组过程所涉及的主要反应为^[155-157]



反应式 (10) ~ (12) 所释放的荧光光谱分别位于

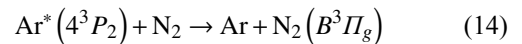
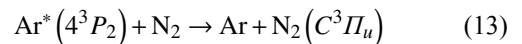
图 19 N_2 能级示意图及 FLEET 荧光信号释放过程^[118]Fig. 19 Schematic of the potential energy curves for N_2 and the FLEET fluorescence emission for the FLEET process^[118]

N_2 第一正波带 (500 ~ 900 nm)、第二正波带 (300 ~ 450 nm) 和第一负波带 (300 ~ 500 nm), 其中 N_2 第一负波带和第二正波带的荧光信号寿命较短 (纳秒量级), 不适用于速度测量, 但在某些情况下可用于流场非平衡温度测量; 第一正波带的荧光信号寿命较长 (微秒量级), 因而被主要用于超声速和高超声速流场速度测量, 此外第一正波带主要位于可见光波段, 因而大多数成像设备都能满足光学要求。

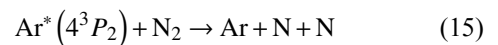
随着激光脉冲宽度减小, 激光与物质相互作用的机理也发生改变. 当采用纳秒、皮秒和飞秒脉冲与 N_2 发生作用时, N_2 第一正波带形成的典型测速图像如图 20 所示^[114], 可以明显看出飞秒激光脉冲所产生的 FLEET 信号为一条均匀直线且具有较高的长宽比, 因而更能准确、真实地测量速度空间分布的变化情况. 这种显著差别主要是由于激光脉冲与 N_2 相互作用的机理不同而导致: 一是飞秒激光脉冲聚焦后形成的极强电场使 N_2 的电离由隧道电离主导; 二是在飞秒脉冲持续时间范围内电子与中性粒子碰撞频率降低并减小对电离过程的影响。

由图 19 可知, 单个 N_2 分子电离所需的电离能 (U_{N_2}) 为 ~ 15.6 eV (反应式 1), 飞秒激光器输出基础波长通常为 ~ 800 nm 左右 (对应单脉冲能量为 ~ 1.5 eV), 因而同时需要 11 个飞秒脉冲才能实现 N_2 分子的电离. 在实际流场测速过程中, 当 800 nm 飞秒激光脉冲聚焦于测量区域时, 光子部分能量会快速转移至聚焦区周围当地流场内并加热流场, 从而改变流场结构^[158-161], 这就对流场温度或速度测量

产生一定影响. 因此, 在利用 FLEET 测速技术时需要优化激发模式、激光脉冲波长和能量, 或混合其他气体等方式以降低对当地流场和荧光信号信噪比的影响. Dogariu 等^[162] 将 800 nm 飞秒激光脉冲通过倍频装置调制至 400 nm 用于激发 N_2 , 该方法可以降低激发 N_2 所需要的输入激光能量, 从而减少对当地流场的扰动, 同时通过滤光片还可有效去除激光脉冲散射光. 而 Zhang 等^[163] 则采用三倍频装置将飞秒基础输出波长调制至 267 nm, 试验测得的标记线明显比基础波长要长, 同时进一步降低对当地流场加热的影响. 上述方法都是基于非共振激发方式, Jiang 等^[164] 则提出了选择性双光子吸收共振 FLEET 技术 (STAR-FLEET), 与以上 FLEET 技术中激发 N_2 不同, 该方法采用波长为 ~ 202.25 nm 的双光子共振激发 N_2 ($a''^1\Sigma_g^+ \leftarrow X^1\Sigma_g^+$), 在 $a''^1\Sigma_g^+$ 态实现预解离或者继续吸收第三个光子后使其更有效地解离 N_2 并产生 N 原子池^[165]. STAR-FLEET 技术中 N_2 释放的荧光信号寿命比一般 FLEET 技术的寿命相对较短, 因而也需要进一步研究以提高其速度测量的整体性能. 但是该技术最大的优点是将激发频率增加, 因此激发 N_2 所需的激光脉冲能量仅为 μJ 级, 而当利用 800 nm 激光脉冲激发 N_2 时, 所需要的脉冲能量一般都在 mJ 级, 这样就可以大幅地降低对聚焦区周围流场的能量转移并提高当地温度测量的准确度^[164, 166]. 此外, 在高超声速流场内加入一定比例 Ar 同样可以显著地提高 FLEET 信号强度^[167-168], 这主要是因为亚稳态 Ar 可以直接与 N_2 发生反应从而激发并增加不同激发态的 N_2 分子数^[169-170]



另外, Ar 同样可以诱使 N_2 解离生成 N 原子, 从而增强式 (3) ~ 式 (7) 反应速率



除此之外, Ar 加入可以降低电子碰撞猝灭影响以维持电子温度在较高的水平, 从而提高 N_2 解离的速率^[171]. 尽管 FLEET 信号强度随 Ar 比例增加而增强, 适宜的 Ar 浓度加入需要根据具体测试需求和降低流场扰动等因素而定, 尤其是针对超声速、高超声速边界层内流速的测量. 当高速流动需要在较短

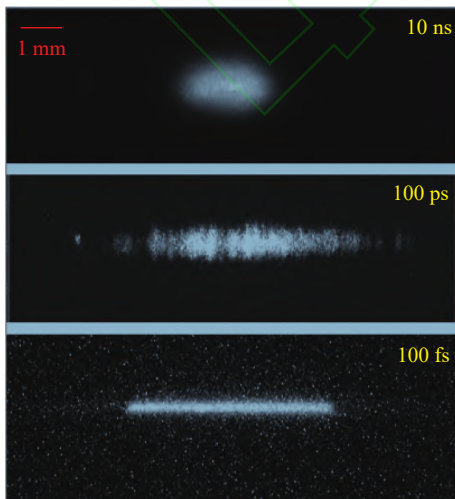


图 20 使用纳秒、皮秒和飞秒激光脉冲获得的典型 N_2 第一正波带测速图像^[114]

Fig. 20 Typical velocimetry images of the first positive band of N_2 using nanosecond, picosecond and femtosecond laser pulses^[114]

观察时间内获得足够的位移量, 可以提高 Ar 浓度比例; 而当需要降低对当地流场扰动则需要使用较低 Ar 浓度以提高 FLEET 信号强度^[167]. 此外, 其他气体组分如 He, CO₂, O₂ 和 1,1,1,2-四氟乙烷 (R134 a) 等对 FLEET 信号强度、成像线宽、光谱特征等参数的影响也进行了系统研究^[172-173].

FLEET 测速技术首次由 Michael 等^[174] 应用于自由射流流场测量, 随后研究者们将该技术拓展到燃烧^[164, 175-178]、亚/跨声速^[166, 179-183] 和超声速^[184] 流动领域的速度场测量. 在基于地面风洞设备的高超声速流动中, FLEET 技术也被用于对高超声速主流、层流/湍流边界层速度空间分布的测量. Dogariu 等^[119, 162] 利用 FLEET 技术对美国 AEDC 高超声速风洞产生的纯 N₂ 自由流速度进行了测量, 其典型的实验装置如图 21(a) 所示, 飞秒激光器输出 100 fs、800 nm 的激光通过透镜及风洞水平光学窗口后聚焦于主流中心区域激发并解离 N₂, 产生的荧光信号通过布置在风洞垂直方向的高速像增强器/摄像机系统收集, 通过改变成像系统曝光时间和延时设置, 获得了 $Ma = 10$ 和 14 两种条件下自由流中 FLEET 成像分布 (图 21(b)), 从而计算得到主流区速度. 测量过程中相对不确定度低于 0.5%, 低流速、较大的压力梯度以及信号中心位置确定都会带来一定误

差, 但是测量结果与 9 号风洞速度预测计算吻合极好 (图 21(c)). 此外, 该技术也同样应用于电弧风洞^[118] 和静音风洞^[120, 185] 等设备的高超声速自由流速度测量.

FLEET 技术同样可以对高超声速气流条件下边界层及飞行器尾迹层流-湍流转变过程中速度空间分布进行测量. Hill 等^[117] 测量了 $Ma = 6$ 、静压为 333 Pa 的纯 N₂ 气流中尖拱形圆柱体模型层流边界层在尖部钝度变化下速度分布情况 (图 22), 聚焦激光在穿过边界层后继续穿过 3.8 mm 压力传感器预留孔, 从而避免对模型表面的破坏, 并提高了对近壁边界层速度测量的精度 (图 22(a)). 通过设置延时为 0 及 5 μ s 时获得了不同尖部钝度条件下 FLEET 图像分布 (图 22(b)), 通过计算得到的速度分布可以看出尖部钝度越大, 边界层增厚, 但是速度波动会随之降低 (图 22(c)). Dogariu 等^[162] 等测量了 $Ma = 10$ 气流条件下距离空心柱-裙模型前缘 1.7 m 处湍流边界层法向及切向速度空间分布信息, 为了降低聚焦激光对模型表面的损伤以及背景光干扰, 在壁面法向速度空间分布测量时采用 400 nm 激光激发 N₂, 而 800 nm 激光用于切向速度空间分布测量. 法向速度测量结果能与 PIV 测量及 RANS CFD 结果一致, 切

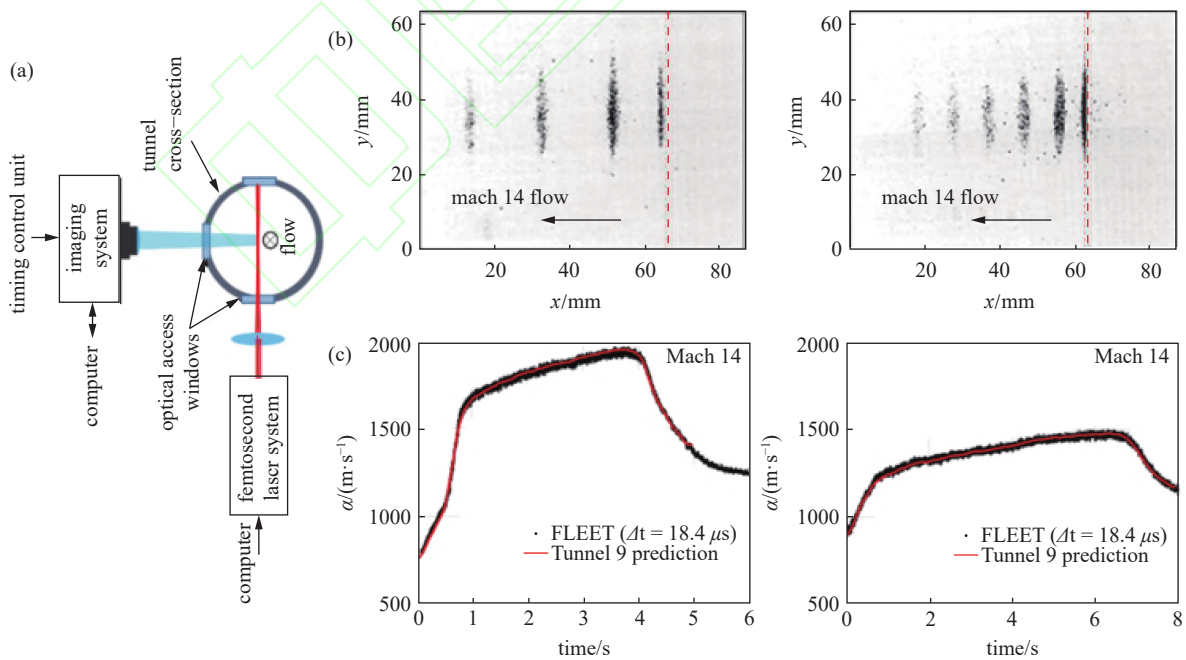


图 21 (a) 典型 FLEET 测速示意图, (b) 不同时间延迟条件下获得的 FLEET 图像 (红色虚线表示激光在延时为 0 时刻时的空间位置), 以及 (c) 瞬时平均速度与 9 号风洞速度预测对比^[162]

Fig. 21 (a) Typical diagram of the FLEET system used for velocimetry, (b) FLEET images recorded in freestream flow under different time-delay settings (the position of the laser beam indicated by the red-dash line), and (c) comparison of instantaneous mean velocity with Tunnel 9 velocity prediction^[162]

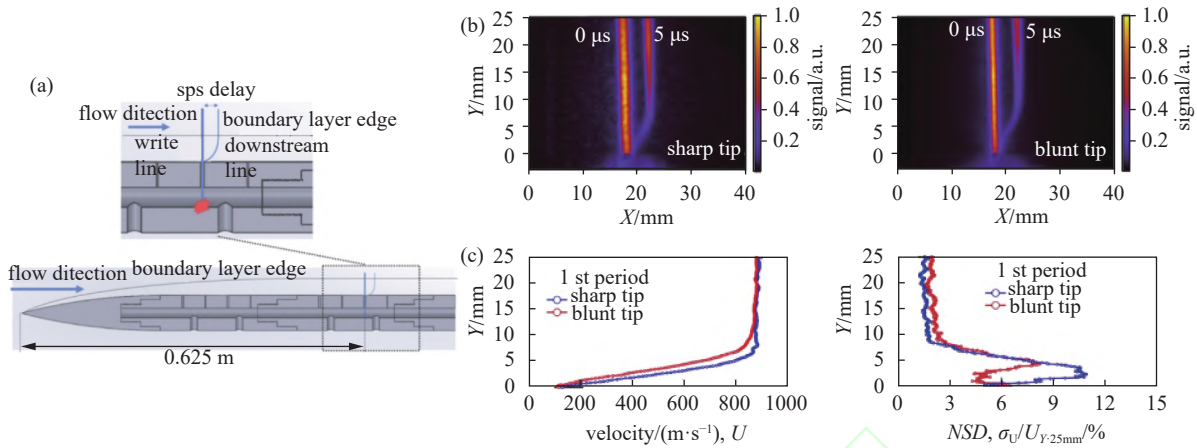


图 22 (a) 尖拱形圆柱体模型示意图, (b) 不同尖端钝度条件下获得的 FLEET 图像, (c) 平均速度分布及相应标准测量误差^[117]

Fig. 22 (a) Schematic of the ogive-cylinder model, (b) superposition of FLEET images with two bluntness tips, and (c) mean velocity profiles and relative standard deviations^[117]

向速度分布能够精准地捕捉到近壁较强的湍流速度波动情况 (图 23). 另外, Zhang 等^[163] 利用 FLEET 对高超声速飞行器尾流的速度变化情况进行了测量. 此外, 通过改进光路设计, 或使用楔形玻璃阵列和具有周期性狭缝的掩模等将单个激发激光分成多个小直径激光束, FLEET 技术可以实现三分量速度的高空间分辨率测量^[116, 186-187].

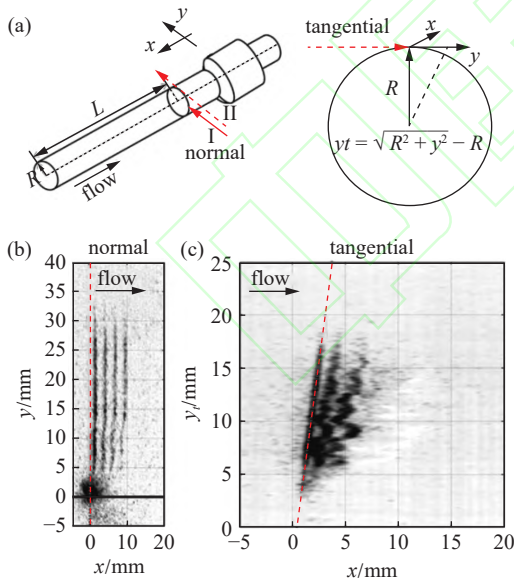


图 23 (a) 空心圆柱-裙模型湍流边界层测量示意图, 模型壁面法向 (b) 及切向 (c) 获得的 FLEET 测速图像^[162]

Fig. 23 (a) Schematic of turbulent boundary laser measurements of the Hollow-cylinder-flare model, and FLEET velocimetry images recorded in (b) normal and (c) tangential directions^[162]

3.4 电子束荧光技术

在高超声速低密度气流环境中, 基于激光诱导荧光技术的速度测量方法受到一定限制, 采用电子

束荧光技术 (electron beam fluorescence, EBF) 可以对稀薄流条件下高超声速流场速度及结构进行测量. EBF 技术主要是利用高能电子枪发出的电子束穿过中性气体介质时, 处于基态的分子/原子通过非弹性碰撞与电子作用而被电离, 随后衰减至低能级并释放荧光信号, 通过分析荧光信号可以推导出流场密度、温度、速度以及流场结构等重要信息. 此外, 对于速度测量而言, 可以采用气体介质特定荧光光谱线的多普勒频移或者对电离气体介质释放的荧光信号在空间飞行轨迹成像计算获得. EBF 技术很早就用在高超声速风洞设备上, 如 NASA 兰利研究中心电弧/陶瓷加热风洞、AEDC Tunnel L 和 M, 以及法国 ONERA F4 风洞等, 主要开展高超声速稀薄气体流动的密度、温度、速度以及流场结构等参数测量, 常用的流动介质包括 N_2 , O_2 , He, Ar, CO_2 , CO, H_2 和 H_2O 等^[188]. Mohamed 等^[189-191] 使用频率为 250 kHz、脉冲持续时间为 $1\mu s$ 的电子枪电离低密度气流 ($Ma = 6$) 中的 N_2 分子, 测量获得的速度 (1425 m/s) 与理论值 (1480 m/s) 比较接近 (图 24). 陈爱国等^[192] 采用 EBF 技术测量了高超声速低密度气流 ($Ma = 12$) 喷管出口 150 mm 处径向速度分布, 其中心位置速度测量结果与皮托管测压技术、瑞利散射测速技术以及 NS/DSMC 数值计算结果相比, 偏差为 1% 左右; 此外, 作者指出由于脉冲电子束荧光图像清晰度不足导致其测量结果的重复性变差, 其最大相对不确定度为 4%.

在高超声速高密度气流环境中, 高焓气流会引起荧光信号碰撞猝灭、光谱展宽以及宽辐射光谱干扰, 同时也需要对电子枪源进行额外的保护措施, 这些都会使流场参数测量变得更为复杂. 为此, 研

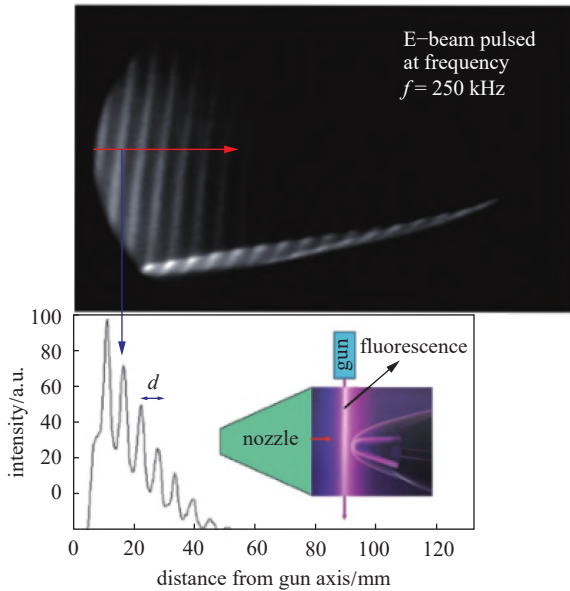


图 24 脉冲式电子枪用于 V2G 风洞速度测量^[191]

Fig. 24 Velocimetry in the V2G wind tunnel using pulsed electron gun^[191]

究者们提出了电子-光子荧光技术^[193-194]和脉冲式高电流电子束系统^[195-196]。前一种方法中,电子束作为一种泵浦源用于激发或电离中性气体介质,然后用激光脉冲进行荧光探测,该技术在高超声速高密度流动诊断方面具有一定前景^[197];后一种方法利用高电子能量、高电流电子枪,采用类火花放电产生持续时间极短(通常为纳秒量级)的电子束脉冲,从而用于速度测量^[198]。

4 聚焦激光差分干涉技术

基于流场折射率梯度的聚焦激光差分干涉技术 (focused laser differential interferometry, FLDI) 同样可以用于测量速度脉动分布。FLDI 是基于相干光干涉原理实现流场脉动速度测量,其典型的光学系统如图 25 所示。由单一激光器产生的相干激光束经过透镜及偏振片后形成的线偏振发散光束到达棱镜,当激光束线偏振方向与棱镜光轴呈 45° 时,激光束被分成两束偏振方向相互垂直、光强相等、微小分离角的线偏光,这两束线偏光再通过透镜后聚焦于待测流场内,并且仅在聚焦区域周围形成不同光学路径。通过聚焦区域后,两束线偏光继续发散并通过透镜汇聚后到达棱镜,分离的两束光在此合并为一束光通过偏振片后被光电探测器检测。由于待测流场内速度引起的气体密度不同导致其折射率不同,两束分离线偏光在不同光学路径上的总体折射率也会不同,因而两束线偏光之间产生一定相位差,这种差异反映到光电探测器上则为信号电压幅值的

变化^[199]。随后采用不同光学元件逐渐发展了柱面 FLDI^[200]、双点 FLDI^[201] 以及线性阵列 FLDI^[202] 等方法以提升流场测量能力。当采用双点 FLDI 方法时,流场速度由两激光束对之间的距离和两个光电探测器产生的电压互相关函数最大值所对应的时间差计算得到^[203]。FLDI 技术主要用于高超声速流动的边界层转捩、自由流扰动以及流致噪声等方面的测量^[204],在速度测量方面的应用则较少,Ceruzzi 等发展了双点 FLDI 测量速度的方法^[205],随后用于 AEDC 9 号风洞流场 ($Ma = 18$) 内密度波动及其速度测量^[206](图 26)。

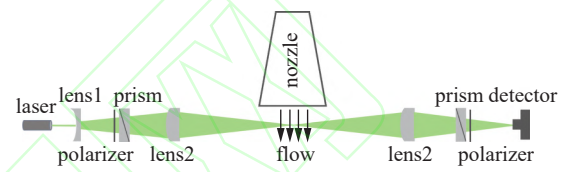


图 25 FLDI 系统示意图

Fig. 25 Schematic of the FLDI system

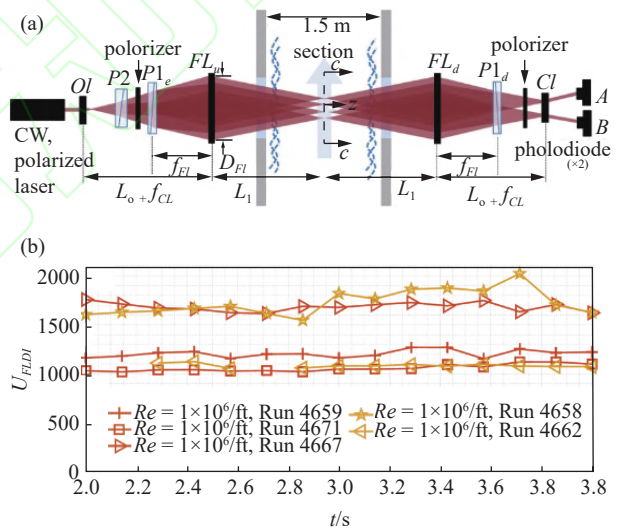


图 26 (a) 双点 FLDI 系统示意图和 (b) $Ma = 18$ 流场内流向速度分量分布^[206]

Fig. 26 (a) Schematic of the two-point FLDI system and (b) distributions of streamwise velocity in a $Ma = 18$ flow^[206]

5 结论

本文总结了针对高超声速流场速度测量而发展的非接触式激光技术,简要介绍了几种常用激光测速技术的基本工作原理,并举例说明了每种技术在高超声速流场自由流、层流/湍流边界层、尾流速度及脉动度测量的典型应用。在实际流场速度测量过程中则需要综合考虑试验现场条件、气流状态参数以及精度要求等因素来选择合适的测量方法。PIV

技术可以提供多维、多分量速度测量, 应用于高超声速流动中时则需要考虑示踪粒子跟随性及均匀性等问题, 并且随着飞行马赫数的不断提高而更具有挑战性; 基于激光吸收光谱的多普勒频移测速技术可以避免这种问题, 但也需要考虑边界层影响, 并且该技术只能提供点测量速度信息, 而基于激光诱导荧光的多普勒频移测速可以提供二维速度分布测量, 但需要多次实验以获得待测流场内所有空间位置的多普勒频移吸收光谱数据. 基于飞行时间法的 MTV 技术可以通过外加气体示踪粒子或利用气流中自然存在的气体组分进行速度测量, 测量所需要的激光器数量及实验设计复杂度因选择的气体示踪气体不同而有所差异; 另外, 通过优化光路设计, MTV 技术同样可以实现多维、多分量速度测量. 当高超声速来流密度极低时, 上述激光测速技术都会受到严重制约, 此时可以采用 EBF 技术进行速度测量.

在确定激光测速技术的测量精度时, 除了与高超声速来流自身扰动和数据处理方法有关外, 速度测量精度也与参考速度“真值”有关. 通常的做法是将激光测速试验结果与标准接触式测量结果进行对比, 然而在高超声速气流条件下接触式测量方法本身具有太多不确定性, 这种比较可能会严重高估激光测速技术的测量精度. 另一种方法可以通过在已知的高超声速流场内开展测量并与其数值计算结果进行比较以确定激光测速技术的测量精度; 或者采用基于不同工作原理的多种激光测试技术对相同高超声速流场速度进行测量, 该方法可以为测量精度确定提供参考. 此外, 随着激光器技术和检测系统的不断更新迭代, 如高能超高重频 (10 kHz ~ 1 MHz) 纳秒/皮秒/飞秒突发模式激光器, 高超声速流场速度测量可以进一步提高其时空分辨率, 从而帮助我们更准确地认识高焓非定常流动物理现象. 另外, 采用多种激光测试技术对高超声速流场进行诊断, 实现流场参数如速度、温度、特征组分和辐射特性等多参数同时测量, 这将有助于深入理解高焓、高超声速复杂流动-传输机理过程, 进而为理论模型及飞行器优化设计提供有效技术支撑. 此外, 随着人工智能、机器学习等新技术的不断发展, 将在数据融合、模型优化等方面为基于激光技术的流场速度测量提供助力.

参 考 文 献

- 1 Anderson JD. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics, Third Edition. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2019
- 2 Jiang Z, Hu Z, Wang Y, et al. Advances in critical technologies for hypersonic and high-enthalpy wind tunnel. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33: 3027-3038
- 3 韦青燕, 张天宏. 高超声速热线/热膜风速仪研究综述及分析. 测试技术学报. 2012, 26(2): 142-149 (Wei Qingyan, Zhang Tianhong. Review and analysis of hot-wire/film anemometry for hypersonic airflow measurement. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2012, 26(2): 142-149 (in Chinese))
- 4 Kokmanian K, Scharnowski S, Bross M, et al. Development of a nanoscale hot-wire probe for supersonic flow applications. *Experiments in Fluids*, 2019, 60: 150
- 5 Pu Y, Meng H. Four-dimensional dynamic flow measurement by holographic particle image velocimetry. *Applied Optics*, 2005, 44: 7697-7708
- 6 Boushaki T, Koched A, Mansouri Z, et al. Volumetric velocity measurements (V3V) on turbulent swirling flows. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2017, 54: 46-55
- 7 Dracos T. Three-dimensional velocity and vorticity measuring and image analysis techniques: Lecture Notes From the Short Course held in Zürich, Switzerland, 3-6 September 1996: Springer Science & Business Media; 1996
- 8 Toshio H, Jun S. High-speed scanning stereoscopic PIV for 3D vorticity measurement in liquids. *Measurement Science and Technology*, 2004, 15: 1067
- 9 Talapatra S, Katz J. Coherent structures in the inner part of a rough-wall channel flow resolved using holographic PIV. *Journal of Fluid Mechanics*, 2012, 711: 161-170
- 10 Lynch KP, Scarano F. Experimental determination of tomographic PIV accuracy by a 12-camera system. *Measurement Science and Technology*, 2014, 25: 084003
- 11 Pereira FA, Gharib M, Dabiri D, et al. Defocusing digital particle image velocimetry: a 3-component 3-dimensional DPIV measurement technique. Application to bubbly flows. *Experiments in Fluids*, 2000, 29: S078-S084
- 12 丁俊飞, 许晟明, 施圣贤. 光场单相机三维流场测试技术. 实验流体力学. 2016, 30(6): 51-58 (Ding Junfei, Xu Shengming, Shi Shengxian. Light field volumetric particle image velocimetry. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2016, 30(6): 51-58 (in Chinese))
- 13 Schröder A, Willert CE. Particle image velocimetry: New developments and recent applications. *Topics in Applied Physics*, Springer, 2008
- 14 Rohacs D, Yasar O, Kale U, et al. Past and current components-based detailing of particle image velocimetry: A comprehensive review. *Heliyon*, 2023, 9: e14404
- 15 Humphreys W, Rallo R, Hunter W, et al. Application of particle image velocimetry to Mach 6 flows. SPIE, 5th International Conference on Laser Anemometry: Advances and Applications, 1993
- 16 Schrijer FFJ, Scarano F, van Oudheusden BW. Application of PIV in a Mach 7 double-ramp flow. *Experiments in Fluids*, 2006, 41: 353-363
- 17 Ragni D, Schrijer F, van Oudheusden BW, et al. Particle tracer response across shocks measured by PIV. *Experiments in Fluids*, 2011, 50: 53-64

- 18 Theunissen R, Schrijer FFJ, Scarano F, et al. Application of adaptive PIV interrogation in a hypersonic flow. 2006
- 19 Schrijer F, Caljouw R, Scarano F, et al. Three dimensional experimental investigation of a hypersonic double-ramp flow. 26th International Symposium on Shock Waves, 2009
- 20 Ye Q, Schrijer F, Scarano F. Tomographic PIV measurement of hypersonic boundary layer transition past a micro-ramp. 47th AIAA Fluid Dynamics Conference, 2017
- 21 Avallone F, Ye Q, Schrijer FFJ, et al. Tomographic PIV investigation of roughness-induced transition in a hypersonic boundary layer. *Experiments in Fluids*, 2014, 55: 1852
- 22 Elsinga GE, Scarano F, Wieneke B, et al. Tomographic particle image velocimetry. *Experiments in Fluids*, 2006, 41: 933-947
- 23 Sahoo D, Ringuette M, Smits A. Experimental investigation of hypersonic turbulent boundary layer. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009
- 24 Williams OJH, Nguyen T, Schreyer AM, et al. Particle response analysis for particle image velocimetry in supersonic flows. *Physics of Fluids*, 2015, 27: 076101
- 25 Schreyer AM, Sahoo D, Williams OJH, et al. Experimental investigation of two hypersonic shock/turbulent boundary-layer interactions. *AIAA Journal*, 2018, 56: 4830-4844
- 26 Schreyer AM, Sahoo D, Smits A. Experiments on the influence of a microramp array on a hypersonic shock turbulent boundary layer Interaction. 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2011
- 27 Williams OJH, Sahoo D, Baumgartner ML, et al. Experiments on the structure and scaling of hypersonic turbulent boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018, 834: 237-270
- 28 Wagner JL, Yuceil KB, Valdivia A, et al. Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in mach 5 flow. *AIAA Journal*, 2009, 47: 1528-1542
- 29 Peltier S, Humble R, Bowersox R. The influence of favorable pressure gradients upon the coherent motions in a Mach 5 turbulent boundary layer. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2012
- 30 Havermann M, Haertig J, Rey C, et al. Application of particle image velocimetry to high-speed supersonic flows in a shock tunnel. Proceedings of the 11th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2002
- 31 Erdem E, Kontis K, Johnstone E, et al. Experiments on transitional shock wave--boundary layer interactions at Mach 5. *Experiments in Fluids*, 2013, 54: 1598
- 32 Casper M, Stephan S, Scholz P, et al. Qualification of oil-based tracer particles for heated Ludwig tubes. *Experiments in Fluids*, 2014, 55: 1753
- 33 Casper M, Stephan S, Scholz P, et al. Particle image velocimetry at a generic space launcher model at Mach 5. Proceedings of the 16th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2012
- 34 Casper M, Scholz P, Windte J, et al. Hypersonic PIV in a ludwig tube wind tunnel at Mach 5.9. 28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference, 2012
- 35 Tichenor N, Humble R, Bowersox R. Reynolds stresses in a hypersonic boundary layer with streamline curvature-driven favorable pressure gradients. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2012
- 36 Tichenor N, Humble R, Bowersox R. Influence of favorable pressure gradients on a Mach 5.0 turbulent boundary layer. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011
- 37 Brooks JM, Gupta AK, Smith M, et al. High-speed local particle injection for particle image velocimetry. *AIAA Journal*, 2019, 57: 4490-4503
- 38 Brooks J, Gupta A, Marineau EC, et al. Mach 10 PIV flow field measurements of a turbulent boundary layer and shock turbulent boundary layer interaction. 33rd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2017.
- 39 Brooks JM, Gupta AK, Smith M, et al. Development of non-intrusive velocity measurement capabilities at AEDC Tunnel 9. 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- 40 Gao Q, Wang H, Shen G. Review on development of volumetric particle image velocimetry. *Chinese Science Bulletin*. 2013, 58: 4541-4556
- 41 Nie M, Pan C, Xu Y, et al. A framework of particle missing compensation for particle tracking velocimetry via global optimization. *Experiments in Fluids*. 2022, 63: 148
- 42 Nie M, Pan C, Wang J, et al. A hybrid 3D particle matching algorithm based on ant colony optimization. *Experiments in Fluids*. 2021, 62: 68
- 43 Zhu Y, Yuan H, Zhang C, et al. Image-preprocessing method for near-wall particle image velocimetry (PIV) image interrogation with very large in-plane displacement. *Measurement Science and Technology*, 2013, 24: 125302
- 44 Zhu Y, Zhang C, Chen X, et al. Transition in hypersonic boundary layers: Role of dilatational waves. *AIAA Journal*, 2016, 54: 3039-3049
- 45 Zhu Y, Chen X, Wu J, et al. Aerodynamic heating in transitional hypersonic boundary layers: Role of second-mode instability. *Physics of Fluids*, 2018, 30: 011701
- 46 Gordon IE, Rothman LS, Hargreaves RJ, et al. The HITRAN2020 molecular spectroscopic database. *Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 2022, 277: 107949
- 47 Hanson RK. Applications of quantitative laser sensors to kinetics, propulsion and practical energy systems. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33: 1-40
- 48 Bolshov MA, Kuritsyn YA, Romanovskii YV. Tunable diode laser spectroscopy as a technique for combustion diagnostics. *Spectrochimica Acta Part B: Atomic Spectroscopy*, 2015, 106: 45-66
- 49 Zybin A, Koch J, Wizemann HD, et al. Diode laser atomic absorption spectrometry. *Spectrochimica Acta Part B: Atomic Spectroscopy*, 2005, 60: 1-11
- 50 Brown M. Application of diode-laser-based measurements in hypersonic flows. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2012
- 51 Wehe S, Baer D, Hanson R, et al. Measurements of gas temperature and velocity in hypervelocity flows using diode-laser sensors. 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, 1998
- 52 Parker R, Wakeman T, MacLean M, et al. Measuring nitric oxide freestream velocity using quantum cascade lasers at CUBRC. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007
- 53 Wehe SD, Baer DS, Hanson RK. Diode laser sensor for velocity

- measurements in hypervelocity flows. *AIAA Journal*, 1999, 37: 1013-1015
- 54 Meyers JM, Paris S, Fletcher DG. Characterization of CO₂ flow in a hypersonic impulse facility using DLAS. *Experiments in Fluids*, 2016, 57: 25
- 55 Meyers J, Paris S, Fletcher D. Development of diode laser absorption instrument for free stream measurements in hypervelocity CO₂ flows. 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2012
- 56 Meyers J, Paris S, Fletcher D. Diode laser absorption measurements of free stream hypervelocity CO₂ flow at 1.6 μ m. 41st AIAA Thermophysics Conference, 2009
- 57 Schwartz T, Girard J, Finch PM, et al. Characterization of the Caltech hypervelocity expansion tube via tunable diode laser absorption spectroscopy. AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, 2021
- 58 Girard J, Finch PM, Schwartz T, et al. Characterization of the T5 reflected shock tunnel freestream temperature, velocity, and composition using laser absorption spectroscopy. *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum*, 2021
- 59 Mohamed A, Henry D, Bize D, et al. Infrared diode laser absorption measurements in the HEG free stream flow. 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, 1998
- 60 Mohamed A, Henry D, Faléni J, et al. Infrared diode Laser absorption spectroscopy measurements in the SAMA, F4 and HEG hypersonic flows. International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, 1999
- 61 Mohamed A, Rosier B, Henry D, Louvet Y, Varghese PL. Tunable diode laser measurements on nitric oxide in a hypersonic wind tunnel. *AIAA Journal*, 1996, 34: 494-499
- 62 Mohamed A. Development of optical techniques at ONERA for hypersonic reentry. 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, 2003
- 63 Krishna Y, Sheeche SL, O'Byrne S. Detection of spatial variation in hypersonic nozzle flow using diode laser spectroscopy. *AIAA Journal*, 2018, 56: 2930-2935
- 64 余西龙, 曾徽, 林鑫等. 可调谐二极管激光吸收光谱诊断技术: 原理和应用. *气体物理*. 2016, 1(5): 52-63 (Yu Xilong, Zeng Hui, Lin Xin, et al. Tunable diode laser absorption spectroscopy: principle and application. *Physics of Gases*, 2016, 1(5): 52-63 (in Chinese))
- 65 张亮, 刘建国, 阚瑞峰等. 基于可调谐半导体激光吸收光谱技术的高速气流流速测量方法研究. *物理学报*. 2012, 61(3): 034214 (Zhang Liang, Liu Jianguo, Kan Ruifeng, et al. On the methodology of measuring high-speed flows using tunable diode laser absorption spectroscopy. *Acta Physics Sinica*, 2012, 61(3): 034214 (in Chinese))
- 66 陈卫, 伍越, 黄祯君等. 基于 TDLAS 的电弧风洞流场 Cu 组分监测. *航空学报*. 2019, 40(8): 122841 (Chen Wei, Wu Yue, Huang Zhenjun, et al. Monitoring copper species in flow of arc-heated wind tunnel based on TDLAS. *Acta Aeronautica Astronautica Sinica*, 2019, 40(8): 122841 (in Chinese))
- 67 姜宏亮, 刘坤伟, 金熠等. 污染组分对高超声速试验热力学参数影响研究. *实验流体力学*. 2015, 29: 25-30 (Jiang Hongliang, Liu Kunwei, Jin Yi, et al. An experimental investigation on the vitiation effects of hypersonic testing of aerothermal behaviors. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29: 25-30 (in Chinese))
- 68 曾徽, 陈连忠, 林鑫等. 电弧加热器高温流场激光吸收光谱诊断. *实验流体力学*. 2017, 31: 28-33 (Zeng Hui, Chen Lianzhong, Lin Xin, et al. Laser absorption spectroscopy diagnostics in the arc-heater of an arcjet facility. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2017, 31: 28-33 (in Chinese))
- 69 陶波, 叶景峰, 赵新艳等. 基于激光吸收光谱技术测量瞬态超声速流场温度. *中国激光*. 2011, 38: 1215002 (Tao Bo, Ye Jingfeng, Zhao Xinyan, et al. Temperature measurement of instantaneous supersonic flow based on absorption spectroscopy technology. *Chinese Journal of Lasers*, 2011, 38: 1215002 (in Chinese))
- 70 Vallon R, Soutadé J, Vérant J-L, et al. A compact tunable diode laser absorption spectrometer to monitor CO₂ at 2.7 μ m wavelength in hypersonic flows. *Sensors*, 2010, 10: 6081-6091
- 71 Sagnier P, Verant JL. Flow characterization in the ONERA F4 high-enthalpy wind tunnel. *AIAA Journal*, 1998, 36: 522-531
- 72 Spearrin RM, Goldenstein CS, Schultz IA, et al. Simultaneous sensing of temperature, CO, and CO₂ in a scramjet combustor using quantum cascade laser absorption spectroscopy. *Applied Physics B*, 2014, 117: 689-698
- 73 Lyle KH, Jeffries JB, Hanson RK. Diode-laser sensor for air-mass flux I: design and wind tunnel validation. *AIAA Journal*, 2007, 45: 2204-2212
- 74 Zhang FY, Komurasaki K, Iida T, et al. Diagnostics of an argon arcjet plume with a diode laser. *Applied Optics*, 1999, 38: 1814-1822
- 75 Nations M, Chang LS, Jeffries JB, et al. Characterization of a large-scale arcjet facility using tunable diode laser absorption spectroscopy. *AIAA Journal*, 2017, 55: 3757-3766
- 76 Beck WH. Spectroscopic techniques for measurement of velocity and temperature in the DLR high enthalpy shock tunnel HEG. 2000
- 77 Zimmermann M, Miles RB. Hypersonic - helium - flow - field measurements with the resonant Doppler velocimeter. *Applied Physics Letters*, 1980, 37: 885-887
- 78 Hruschka R, O'Byrne S, Kleine H. Two-component Doppler-shift fluorescence velocimetry applied to a generic planetary entry probe model. *Experiments in Fluids*, 2010, 48: 1109-1120
- 79 Danehy PM, Mere P, Gaston MJ, et al. Fluorescence velocimetry of the hypersonic, separated flow over a cone. *AIAA Journal*, 2001, 39: 1320-1328
- 80 Le Page LM, Barrett M, O'Byrne S, et al. Laser-induced fluorescence velocimetry for a hypersonic leading-edge separation. *Physics of Fluids*, 2020, 32: 036103
- 81 Takayanagi H, Shun K, Sakai T, et al. Translational temperature distribution measurements in high enthalpy flows by Laser-Induced Fluorescence. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013
- 82 Suess L, Milhoan J, Oelke L, et al. Enthalpy distributions of arc jet flow based on measured laser induced fluorescence, and heat flux and stagnation pressure distributions. 42nd AIAA Thermophysics Conference, 2011
- 83 McDaniel JC, Hiller B, Hanson RK. Simultaneous multiple-point velocity measurements using laser-induced iodine fluorescence. *Optic Letters*, 1983, 8: 51-53
- 84 Richard BM, Walter RL, Joseph NF. Laser rayleigh scattering. *Measurement Science and Technology*, 2001, 12: R33-R51
- 85 Seasholtz RG, Buggele AE, Reeder MF. Flow measurements based on Rayleigh scattering and Fabry-Perot interferometer. *Optics and*

- Lasers in Engineering*, 1997, 27: 543-570
- 86 Müller D, Pagel R, Burkert A, et al. Two-dimensional temperature measurements in particle loaded technical flames by filtered Rayleigh scattering. *Applied Optics*, 2014, 53: 1750-1758
- 87 Sutton JA, Patton RA. Improvements in filtered Rayleigh scattering measurements using Fabry-Perot etalons for spectral filtering of pulsed, 532-nm Nd: YAG output. *Applied Physics B*, 2014, 116: 681-698
- 88 Miles R, Forkey J, Lempert W. Filtered Rayleigh scattering measurements in supersonic/hypersonic facilities. 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992
- 89 Baumgartner M, Erbland P, Etz M, et al. Structure of a Mach 8 turbulent boundary layer. 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997
- 90 陈爱国, 陈力, 李志辉等. 瑞利散射测速技术在高超声速流场中应用研究. *实验流体力学*. 2017, 31: 51-55 (Chen Aiguo, Chen Li, Li Zhihui, et al. Research on application of Rayleigh scattering velocity measurement in hypersonic low density wind tunnel. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2017, 31: 51-55 (in Chinese))
- 91 Rao AP. Absolute Rayleigh scattering cross sections of gases and freons of stratospheric interest in the visible and ultraviolet regions. National Aeronautics and Space Administration, 1977
- 92 Saltzman AJ, Beresh SJ, Casper KM, et al. Carbon dioxide seeding system for enhanced Rayleigh scattering in Sandia's hypersonic wind tunnel. *AIAA Aviation 2022 Forum*, 2022
- 93 Samimy M, Wernet MP. Review of planar multiple-component velocimetry in high-speed flows. *AIAA Journal*, 2000, 38: 553-574
- 94 Koochesfahani MM, Nocera DG. Molecular tagging velocimetry. *Handbook of Experimental Fluid Dynamics*, Springer-Verlag, 2007
- 95 Danehy P, Weisberger J, Johansen C, et al. Non-intrusive measurement techniques for flow characterization of hypersonic wind tunnels. National Aeronautics and Space Administration, 2018
- 96 Bearden WC, Hall CA, Pitz RW. Examination of NO tag formation for unseeded molecular tagging velocimetry. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017
- 97 Sijtsema NM, Dam NJ, Klein-Douwel RJH, et al. Air photolysis and recombination tracking: A new molecular tagging velocimetry scheme. *AIAA Journal*, 2002, 40: 1061-1064
- 98 Dam N, Klein-Douwel RJH, Sijtsema NM, et al. Nitric oxide flow tagging in unseeded air. *Optics Letters*, 2001, 26: 36-38
- 99 Pan F, Sánchez-González R, McIlvoy MH, et al. Simultaneous three-dimensional velocimetry and thermometry in gaseous flows using the stereoscopic vibrationally excited nitric oxide monitoring technique. *Optics Letters*, 2016, 41: 1376-1379
- 100 Sánchez-González R, Bowersox RDW, North SW. Vibrationally excited NO tagging by NO ($A^2\Sigma^+$) fluorescence and quenching for simultaneous velocimetry and thermometry in gaseous flows. *Optics Letters*, 2014, 39: 2771-2774
- 101 Bathel B, Danehy P, Jones S, et al. Trip-induced transition measurements in a hypersonic boundary layer using molecular tagging velocimetry. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013
- 102 Sánchez-González R, Bowersox RDW, North SW. Simultaneous velocity and temperature measurements in gaseous flowfields using the vibrationally excited nitric oxide monitoring technique: a comprehensive study. *Applied Optics*, 2012, 51: 1216-1228
- 103 Eibaz AM, Pitz RW. N₂O molecular tagging velocimetry. *Applied Physics B*, 2012, 106: 961-969
- 104 Bathel B, Johansen C, Danehy P, et al. Hypersonic boundary layer transition measurements using NO₂ approaches NO Photo-dissociation Tagging Velocimetry. 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2012
- 105 Sánchez-González R, Srinivasan R, Bowersox RDW, et al. Simultaneous velocity and temperature measurements in gaseous flow fields using the VENOM technique. *Optics Letters*, 2011, 36: 196-198
- 106 Bathel B, Johansen C, Danehy P, et al. Hypersonic boundary layer transition measurements using NO₂→NO photo-dissociation tagging velocimetry. 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2011
- 107 Jiang N, Nishihara M, Lempert W. 500 kHz NO₂ molecular tagging velocimetry in a Mach 5 wind tunnel. 27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2010
- 108 Mustafa MA, Parziale NJ, Marineau EC, et al. Two-dimensional krypton tagging velocimetry (KTV-2D) investigation of shock-wave/turbulent boundary-layer interaction. 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018
- 109 Mustafa MA, Parziale NJ. Simplified read schemes for krypton tagging velocimetry in N₂ and air. *Optics Letters*, 2018, 43: 2909-2912
- 110 Mustafa MA, Parziale NJ, Smith MS, et al. Nonintrusive freestream velocity measurement in a large-scale hypersonic wind tunnel. *AIAA Journal*, 2017, 55: 3611-3616
- 111 Zhradka D, Parziale NJ, Smith MS, et al. Krypton tagging velocimetry in a turbulent Mach 2.7 boundary layer. *Experiments in Fluids*, 2016, 57: 62
- 112 Parziale NJ, Smith MS, Marineau EC. Krypton tagging velocimetry of an underexpanded jet. *Applied Optics*, 2015, 54: 5094-5101
- 113 Jiang N, Hsu P, Grib SW, et al. Mach 18 flow velocimetry with 100-kHz KTV and PLEET in AEDC Tunnel 9. *AIAA Scitech 2022 Forum*, 2022
- 114 Zhang Z, Jiang N, Slipchenko MN, et al. Picosecond laser electronic excitation tagging velocimetry using a picosecond burst-mode laser. *Applied Optics*, 2021, 60: C60-C67
- 115 Jiang N, Grib SW, Hsu PS, et al. High-repetition-rate krypton tagging velocimetry in Mach-6 hypersonic flows. *Applied Optics*, 2022, 61: 2192-2197
- 116 Zhang Y, Richardson D, Marshall G, et al. Spatially and temporally resolved velocimetry for hypersonic flows. USDOE National Nuclear Security Administration, Report No. SAND2021-11469, 2021
- 117 Hill JL, Hsu PS, Jiang N, et al. Hypersonic N₂ boundary layer flow velocity profile measurements using FLEET. *Applied Optics*, 2021, 60: C38-C46
- 118 Gopal V, Palmquist D, Maddalena L, et al. FLEET velocimetry measurements in the ONR-UTA arc-jet wind tunnel. *Experiments in Fluids*. 2021, 62: 212
- 119 Dogariu A, Dogariu LE, Smith MS, et al. Velocity and temperature measurements in Mach 18 nitrogen flow at Tunnel 9. *AIAA Scitech 2021 Forum*, 2021
- 120 Hsu PS, Jiang N, Jewell JS, et al. 100 kHz PLEET velocimetry in a Mach-6 Ludwig tube. *Optics Express*, 2020, 28: 21982-21992
- 121 Andrade A, Hoffman ENA, LaLonde EJ, et al. Velocity measure-

- ments in a hypersonic flow using acetone molecular tagging velocimetry. *Optics Express*, 2022, 30: 42199-42213
- 122 Lempert WR, Jiang N, Sethuram S, et al. Molecular tagging velocimetry measurements in supersonic microjets. *AIAA Journal*, 2002, 40: 1065-1070
- 123 Lempert WR, Boehm M, Jiang N, et al. Comparison of molecular tagging velocimetry data and direct simulation Monte Carlo simulations in supersonic micro jet flows. *Experiments in Fluids*, 2003, 34: 403-411
- 124 Hall CA, Ramsey MC, Knaus DA, et al. Molecular tagging velocimetry in nitrogen with trace water vapor. *Measurement Science and Technology*, 2017, 28: 085201
- 125 Zhang S, Yu X, Yan H, et al. Molecular tagging velocimetry of NH fluorescence in a high-enthalpy rarefied gas flow. *Applied Physics B*, 2017, 123: 122
- 126 Miles R, Cohen C, Connors J, et al. Velocity measurements by vibrational tagging and fluorescent probing of oxygen. *Optics Letters*, 1987, 12: 861-863
- 127 Kohl R. The application of the RELIEF technique for velocity field measurements in the ASTF C1 test cell. Report for NASA-Langley contract #NAG-1-1157, 1991
- 128 Ribarov LA, Wehrmeyer JA, Pitz RW, et al. Hydroxyl tagging velocimetry (HTV) in experimental air flows. *Applied Physics B*, 2002, 74: 175-183
- 129 Pitz RW, Lahr MD, Douglas ZW, et al. Hydroxyl tagging velocimetry in a supersonic flow over a cavity. *Applied Optics*, 2005, 44: 6692-6700
- 130 Hiller B, Booman RA, Hassa C, et al. Velocity visualization in gas flows using laser-induced phosphorescence of biacetyl. *Review of Scientific Instruments*, 1984, 55: 1964-1967
- 131 Lempert WR, Ronney P, Magee K, et al. Flow tagging velocimetry in incompressible flow using photo-activated nonintrusive tracking of molecular motion (PHANTOMM). *Experiments in Fluids*, 1995, 18: 249-257
- 132 Balla RJ. Iodine tagging velocimetry in a Mach 10 Wake. *AIAA Journal*, 2013, 51: 1783-1786
- 133 Danehy PM, O'Byrne S, Frank A, et al. Flow-tagging velocimetry for hypersonic flows using fluorescence of nitric oxide. *AIAA Journal*, 2003, 41: 263-271
- 134 Robert WP, Joseph AW, Lubomir AR, et al. Unseeded molecular flow tagging in cold and hot flows using ozone and hydroxyl tagging velocimetry. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11: 1259
- 135 Orlemann C, Schulz C, Wolfrum J. NO-flow tagging by photodissociation of NO₂. A new approach for measuring small-scale flow structures. *Chemical Physics Letters*, 1999, 307: 15-20
- 136 Hsu AG, Srinivasan R, Bowersox RDW, et al. Molecular tagging using vibrationally excited nitric oxide in an underexpanded jet flowfield. *AIAA Journal*, 2009, 47: 25972-604
- 137 Krüger S, Grünefeld G. Stereoscopic flow-tagging velocimetry. *Applied Physics B*, 1999, 69: 509-512
- 138 Finke H, Spiecker H, Andresen P. The photodissociation of tert-butyl nitrite at 193 nm. *The Journal of chemical physics*, 1999, 110: 4777-4782
- 139 Hunter M, Reid SA, Robie DC, et al. The monoenergetic unimolecular reaction of expansion-cooled NO₂: NO product state distributions at excess energies 0–3000 cm⁻¹. *The Journal of Chemical Physics*, 1993, 99: 1093-1108
- 140 Buen ZD, Broslawski C, Smotzer M, et al. Towards vibrationally excited nitric oxide monitoring (VENOM) in a laminar, hypersonic boundary layer. *AIAA Scitech 2020 Forum*, 2020
- 141 Le Page LM, Barrett M, O'Byrne S, et al. Laser-induced fluorescence velocimetry for a hypersonic leading-edge separation. *Physics of Fluids*, 2020, 32: 036103
- 142 Hsu AG, Srinivasan R, Bowersox RDW, et al. Two-component molecular tagging velocimetry utilizing NO fluorescence lifetime and NO₂ photodissociation techniques in an underexpanded jet flowfield. *Applied Optics*, 2009, 48: 4414-4423
- 143 Bathel BF, Danehy PM, Inman JA, et al. Velocity profile measurements in hypersonic flows using sequentially imaged fluorescence-based molecular tagging. *AIAA Journal*, 2011, 49: 1883-1896
- 144 Inman J, Danehy P, Bathel B, et al. Laser-induced fluorescence velocity measurements in supersonic underexpanded impinging jets. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010
- 145 Jiang N, Bruzzese J, Patton R, et al. NO PLIF imaging in the CUBRC 48-inch shock tunnel. *Experiments in Fluids*, 2012, 53: 1637-1646
- 146 Jiang N, Webster M, Lempert WR, et al. MHz-rate nitric oxide planar laser-induced fluorescence imaging in a Mach 10 hypersonic wind tunnel. *Applied Optics*, 2011, 50: A20-A28
- 147 Dai S, Jiang T, Wu H, et al. Tunable narrow-linewidth 226 nm laser for hypersonic flow velocimetry. *Optics Letters*, 2020, 45: 2291-2294
- 148 Mills J, Sukenik C, Balla R. Hypersonic wake diagnostics using laser induced fluorescence techniques. 42nd AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 2011
- 149 Shekhtman D, Parziale NJ, Mustafa MA. Excitation line optimization for krypton tagging velocimetry and planar laser-induced fluorescence in 200-220 nm Range. *AIAA Scitech 2021 Forum*, 2021
- 150 Mustafa MA, Parziale NJ, Smith MS, et al. Amplification and structure of streamwise-velocity fluctuations in compression-corner shock-wave/turbulent boundary-layer interactions. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 863: 1091-1122
- 151 Hsu AG, Narayanaswamy V, Clemens NT, et al. Mixture fraction imaging in turbulent non-premixed flames with two-photon LIF of krypton. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33: 759-766
- 152 Shekhtman D, Mustafa MA, Parziale NJ, et al. Krypton tagging velocimetry (KTV) investigation in the Caltech T5 reflected-shock tunnel. *AIAA Scitech 2021 Forum*, 2021
- 153 Danehy PM, Burns RA, Reese DT, et al. FLEET velocimetry for aerodynamics. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2022, 54: 525-553
- 154 Peters CJ, Shneider MN, Miles RB. Kinetics model of femto-second laser ionization in nitrogen and comparison to experiment. *Journal of Applied Physics*, 2019, 125: 243301
- 155 Amorim J. Lewis-Rayleigh and pink afterglow. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2005, 33: 368-269
- 156 Es-Sebbar E, Benilan Y, Jolly A, et al. Characterization of an N₂ flowing microwave post-discharge by OES spectroscopy and determination of absolute ground-state nitrogen atom densities by TALIF. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2009, 42: 135206
- 157 Levaton J, Amorim J, Souza AR, et al. Kinetics of atoms, meta-

- stable, radiative and ionic species in the nitrogen pink afterglow. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2002, 35: 689
- 158 Ryabtsev A, Pouya S, Koochesfahani M, et al. Vortices in the wake of a femtosecond laser filament. *Optics Express*, 2014, 22: 26098-26102
- 159 Yang W, Zhou J, Chen L, et al. Temporal characterization of heating in femtosecond laser filamentation with planar Rayleigh scattering. *Optics Express*, 2021, 29: 14883-14893
- 160 Limbach C, Miles RB. Characterization of dissociation and gas heating in femtosecond laser plasma with planar Rayleigh scattering and Rayleigh scattering polarimetry. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015
- 161 Edwards M, Dogariu A, Miles R. Simultaneous temperature and velocity measurement in unseeded air flows with FLEET. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013
- 162 Dogariu LE, Dogariu A, Miles RB, et al. Femtosecond laser electronic excitation tagging velocimetry in a large-scale hypersonic facility. *AIAA Journal*, 2019, 57: 4725-4737
- 163 Zhang Y, Richardson DR, Beresh SJ, et al. Hypersonic wake measurements behind a slender cone using FLEET velocimetry. AIAA Aviation 2019 Forum, 2019
- 164 Jiang N, Halls BR, Stauffer HU, et al. Selective two-photon absorptive resonance femtosecond-laser electronic-excitation tagging velocimetry. *Optics Letters*, 2016, 41: 2225-2228
- 165 Salumbides EJ, Khramov A, Ubachs W. High-resolution $2 + 1$ REMPI study of the $a^1\Sigma_g^+$ State in N_2 . *The Journal of Physical Chemistry A*, 2009, 113: 2383-2386
- 166 Reese DT, Jiang N, Danehy P. Unseeded velocimetry in nitrogen for high-pressure, cryogenic wind tunnels: part III. Resonant femtosecond-laser tagging. *Measurement Science and Technology*, 2020, 31: 075203
- 167 Zhang Y, Shneider MN, Miles RB. Femtosecond laser excitation in argon-nitrogen mixtures. *AIAA Journal*, 2018, 56: 1060-1071
- 168 Grib SW, Stauffer HU, Roy S, et al. Resonance-enhanced, rare-gas-assisted femtosecond-laser electronic-excitation tagging in argon/nitrogen mixtures. *Applied Optics*, 2021, 60: C32-C37
- 169 Bennett WR. Optical spectra excited in high pressure noble gases by alpha impact. *Annals of Physics*, 1962, 18: 367-420
- 170 Zhang Y, Calvert N, Shneider MN, et al. Enhancement of FLEET in argon gas mixtures. 32nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2016
- 171 Itikawa Y. Cross sections for electron collisions with nitrogen molecules. *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, 2005, 35: 31-53
- 172 Calvert N, Zhang Y, Miles RB. Characterizing FLEET for aerodynamic measurements in various gas mixtures and non-air environments. 32nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2016
- 173 Zhang Y, Danehy PM, Miles RB. Femtosecond laser tagging in 1, 1, 1, 2-Tetrafluoroethane with trace quantities of air. 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018
- 174 Michael JB, Edwards MR, Dogariu A, et al. Femtosecond laser electronic excitation tagging for quantitative velocity imaging in air. *Applied Optics*, 2011, 50: 5158-5162
- 175 DeLuca NJ, Miles RB, Jiang N, et al. FLEET velocimetry for combustion and flow diagnostics. *Applied Optics*, 2017, 56: 8632-8638
- 176 Zhang D, Li B, Gao Q, et al. Applicability of femtosecond laser electronic excitation tagging in combustion flow field velocity measurements. *Applied Spectroscopy*, 2018, 72: 1807-1813
- 177 Miles R. Femtosecond laser electronic excitation tagging (FLEET) for imaging flow structure in unseeded hot or cold air or nitrogen. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013
- 178 Gao Q, Zhang D, Li X, et al. Femtosecond-laser electronic-excitation tagging velocimetry using a 267 nm laser. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2019, 287: 138-142
- 179 Burns RA, Danehy PM, Halls BR, et al. Femtosecond laser electronic excitation tagging velocimetry in a transonic, cryogenic wind tunnel. *AIAA Journal*, 2017, 55: 680-685
- 180 Zhang Y, Miles RB. Femtosecond laser tagging for velocimetry in argon and nitrogen gas mixtures. *Optics Letters*, 2018, 43: 551-554
- 181 Burns RA, Peters CJ, Danehy PM. Unseeded velocimetry in nitrogen for high-pressure, cryogenic wind tunnels: part I. Femtosecond-laser tagging. *Measurement Science and Technology*, 2018, 29: 115302
- 182 Reese DT, Thompson RJ, Burns RA, et al. Application of femtosecond-laser tagging for unseeded velocimetry in a large-scale transonic cryogenic wind tunnel. *Experiments in Fluids*, 2021, 62: 99
- 183 Reese D, Danehy P, Jiang N, et al. Application of resonant femtosecond tagging velocimetry in the 0.3-meter transonic cryogenic tunnel. *AIAA Journal*, 2019, 57: 3851-3858
- 184 Zhang Y, Miles RB. Shear layer measurements along curved surfaces using the FLEET method. 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018
- 185 Fisher JM, Chynoweth BC, Smyser ME, et al. Femtosecond laser electronic excitation tagging velocimetry in a Mach six quiet tunnel. *AIAA Journal*, 2021, 59: 768-772
- 186 Zhang Y, Marshall G, Beresh SJ, et al. Multi-line FLEET by imaging periodic masks. *Optics Letters*, 2020, 45: 3949-3952
- 187 Danehy PM, Bathel BF, Calvert ND, et al. Three component velocity and acceleration measurement using FLEET. 30th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2014
- 188 Gochberg LA. Electron beam fluorescence methods in hypersonic aerothermodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 1997, 33: 431-480
- 189 Mohamed AK, Pot T, Chanetz B. Diagnostics by electron beam fluorescence in hypersonics. International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 1995
- 190 Mohamed AK. Electron beam velocimetry. New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research. Dordrecht: Springer Netherlands, 1993
- 191 Mohamed AK, Bonnet J, Larigaldie S, et al. Electron beam fluorescence in hypersonic facilities. *Aerospace Lab*, 2009
- 192 陈爱国, 王杰, 李中华等. 脉冲电子束荧光技术测量稀薄流场速度研究. *气体物理*. 2021, 6: 67-71 (Chen Aiguo, Wang Jie, Li Zhonghua, et al. Velocity measurement investigation of rarefied flow by pulse electron beam fluorescence technique. *Physics of Gases*, 2021, 6: 67-71 (in Chinese))
- 193 Erwin DA, Kunc JA, Muntz EP. A new technique for temperature and specie concentration measurements in unseeded supersonic and hypersonic gas flows. University of Southern California, 1991
- 194 Muntz EP, Kunc JA, Erwin DA. A pulsed electron-photon fluores-

- cence diagnostic technique for temperature and specie concentration measurement at points in relatively dense, unseeded air flows. 22nd AIAA Thermophysics Conference, 1987
- 195 Muntz EP, Erwin DA. Rapid pulse electron beam fluorescence for flow field diagnostics. *New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research*, 1993
- 196 Wojcik RM, Schilling JH, Erwin DA. Rarefied flow diagnostics using pulsed high-current electron beams. AIAA, Fluid Dynamics, 21st Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1990
- 197 Erwin DA. Comprehensive investigation of low- and high-power arcjet operation. AFOSR-TR-96-0111, 1996
- 198 Wojcik R, Schilling J, Erwin D. Rarefied flow diagnostics using pulsed high-current electron beams. 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, 1990
- 199 Parziale N J, Shepherd J E, Hornung H G. Differential interferometric measurement of instability in a hypervelocity boundary layer. *AIAA Journal*, 2013, 51: 750-754
- 200 Hopkins KJ, Porat H, Mcintyre TJ, et al. Measurements and analysis of hypersonic tripped boundary layer turbulence. *Experiments in Fluids*, 2021, 62: 164
- 201 Bathel B, Weisberger J, Herring G, et al. Two-point, parallel-beam focused laser differential interferometry with a Nomarski prism. *Applied Optics*, 2020, 59: 244-252
- 202 Gragston M, Price T, Davenport K, et al. Linear array focused-laser differential interferometry for single-shot multi-point flow disturbance measurements. *Optics Letters*, 2021, 46: 154-157
- 203 Pope SB. *Turbulent Flows*. Cambridge: Cambridge University Press, 2000
- 204 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. *实验流体力学*. 2022, 36: 9-20 (Xiong Youde, Yu Tao, Xue Tao, et al. Progress on focused laser differential interferometry in measuring supersonic/hypersonic flow field. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2022, 36: 9-20 (in Chinese))
- 205 Ceruzzi A, McManamen B, Cadou CP. Demonstration of two-point focused laser differential interferometry (2pFLDI) in a Mach 18 flow. AIAA Scitech 2021 Forum, 2021
- 206 Ceruzzi A, Cadou CP. Simultaneous velocity and density gradient measurements using two-point focused laser differential interferometry. AIAA Scitech 2019 Forum, 2019