

文章编号: 1672-9897(2005)03-0034-05

超声速液体射流的气动特性

施红辉^{1,2}, 王天军³, 布莱恩·密尔顿⁴

(1. 中国科学院力学研究所 LNM, 北京 100080; 2. 浙江理工大学机械与自动控制学院, 杭州 310018; 3. 浙江教育学院物理系, 杭州 310012; 4. 澳大利亚新南威尔士大学机械与制造工程学院, 悉尼 2052)

摘要:介绍了有关脉冲超声速水射流以及柴油射流气动特性的研究结果。水射流实验是在一台垂直设置的内径为 8mm 的火药枪设备上进行的。用出口直径为 5mm 的喷嘴, 产生了速度为 600m/s 的水射流。用纹影仪观察了射流及激波形状, 从而测量了激波与前体驻点之间的离开距离。柴油射流实验是在一台水平设置的高压氦气气枪设备上进行的。

关键词:超声速液体射流; 纹影摄影; 激波脱体距离; 超声速燃料射流

* 中图分类号: O354.3; TP606⁺.2 文献标识码: A

Aerodynamic characteristics of supersonic liquid jets

SHI Hong-hui^{1,2}, WANG Tian-jun³, MILTON Brian⁴

(1. LNM, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China; 2. College of Mechanical Engineering and Automatic Control, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China; 3. Department of Physics, Zhejiang Education Institute, Hangzhou 310012, China; 4. School of Mechanical and Manufacturing Engineering, UNSW, Sydney 2052, Australia)

Abstract: This paper introduces a research on aerodynamic characteristic of the pulsed supersonic water jet. The experiment was done in a vertical 8mm diameter powder gun facility. Water jets of 600m/s were generated from a 5mm diameter nozzle. The shapes of the jet and shock wave were observed by schlieren photography so that the data of the shock-jet stand-off distance were measured. Supersonic diesel jets were also generated from a horizontal high-pressure helium gas gun. It is suggested that supersonic speed of the diesel fuel jets helps atomization and mixing which are important in combustion of internal combustion engines. The relationship between the non-dimensional shock-jet stand-off distance and the Mach number is quantitatively described. The results of this paper demonstrate that diameter of the jet head has crucial effect on the jet aerodynamics, e. g., the shape of shock wave and the shock-jet stand-off distance.

Key words: supersonic water jet; schlieren photography; shock stand-off distance; supersonic fuel jet

0 引言

高速液体射流在产业的各领域中有重要的应用价值,例如用水射流切割材料和清洗污染的表面,用水射流模拟汽轮机叶片的水蚀、航空器的雨滴侵

蚀、火箭发动机及内燃机内的液体燃料的喷射^[1]。当液体射流速度达到超声速时,它还可被用于模拟超声速冲压发动机中的燃料喷射^[2,3]。在水刀切割技术方面,国际跨国公司已以合资或独资的方式进入我国。在航天科学方面,液体射流可被用来模拟宇航器

* 收稿日期: 2004-08-22; 修订日期: 2004-11-30

作者简介: 施红辉(1962-),男,江苏省启东市人,研究员,博导。研究方向:多尺度复杂流体运动的流体力学;高速液体射流、气泡动力学及空蚀流;激波与多相介质的相互作用;固体材料的侵蚀侵蚀机理。

和宇宙垃圾 (debris) 相互超高速撞击时所产生的二次碎屑。因为过去在模拟二次碎屑的生成及其对材料的贯穿现象时,常用成型炸药产生的金属射流与固体进行撞击实验。但是,这样产生的射流的紧凑性比较差,射流前端的形状不稳,整个射流不连续,所以用它定量地进行材料贯通的评价是困难的。对比起来,脉冲液体射流的前端形状和长度基本一定,所以用它来模拟二次碎屑是比较合适的。

自从 1958 年英国人 Brunton^[4] 发明高速脉冲液体射流技术以来,在近半个世纪的时间里,国际上对这一技术进行了持续的研究。1967 年,美国人 O'Keefe 等人^[5] 用二级轻气炮产生了速度为 4km/s 的液体射流;1977 年,欧洲物理学家 Field 和 Lesser^[6] 用高压气枪产生了 2~3km/s 速度的液体射流,并研究了射流的流体力学行为;1995 年,施红辉等人^[7] 在日本用单段式火药炮产生了 4.5km/s 速度的液体射流;2001 年,美国人 Weeks 等人^[8] 报道了用炸药产生高超声速水射流的结果。笔者将报道有关超声速水射流以及超声速柴油射流研究的结果,希望能为今后的数值分析工作提供参考依据。

1 实验装置与实验结果

图 1 示出了垂直设置的澳大利亚新南威尔士大学的水射流实验台。射流自上而下产生。图 1(b) 示出了所用的喷嘴,它由不锈钢制成,出口直径为 5mm,背后直径为 8mm。大约 0.6~1.0cm³ 的水被用胶带纸密封在喷嘴中。图 1(c) 示出了被安装在铜壳内的聚碳酸酯子弹。当发火器被点燃之后,发火器引爆 1.4g 黑色火药,爆炸产生的高压气体驱动聚碳酸酯子弹飞离弹壳。子弹冲击喷嘴的背部,推动液体流出喷嘴出口从而形成高速液体射流。射流速度由两束从半导体激光器产生的激光束测得。其测量原理可见文献[9]。图 1(a) 示出了用于观察射流的纹影仪的光学系统,它由两个直径为 198 mm 的纹影透镜和一台氩气激光组成。实验开始后,子弹在发射管内从上而下运动时,在管内产生一个先导冲击波。该冲击波经过安装在发射管管壁上的 PCB 压力传感器时,压力信号经由电荷放大器及时间延迟装置,触发激光器闪光。延迟时间一般在 1500μs 左右。

图 2 示出了摄影到的速度为 600m/s 的超声速水射流的照片。超声速液体射流驱动了一个弓形的激波。从图 2(a) 到图 2(b) 可以发现,随着在飞行中射流形状的改变,激波与射流前端之间的距离(激波脱

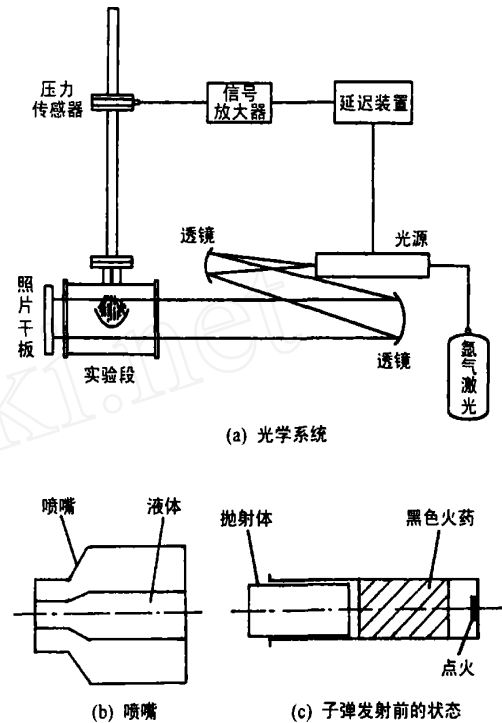


图 1 流体射流实验装置

Fig. 1 Experimental facility of liquid jet

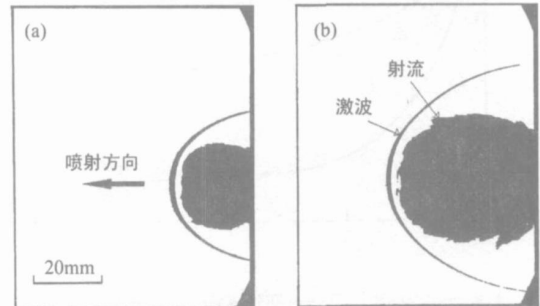


图 2 600m/s 水射流的纹影照片

Fig. 2 Schlieren photographs of 600m/s water jet

体距离)也有所改变。图 3 整理了测得的无因次激波脱体距离 λ/d 与射流马赫数 Ma 之间的关系。这里 d 是射流头部的直径。图中的上下两条曲线分别是平头圆柱体和球体的实验结果^[10]。从图中可以看出,大多数液体射流的数据符合空气动力学的规律,即随着马赫数的增加激波脱体距离呈现减小的趋势,虽然有个别例外。这些例外数据的出现,表明超声速液体射流的气动特性更加复杂,因为射流在飞行中随时改变着它的形状。纹影仪所观察到的黑色轮廓,实际上大部分是被雾化了的水珠。这些喷雾对激波形状和脱体距离有多大的影响还没有定论。文献[9]中曾经引用了 Field 和 Lesser^[6] 观察到的结果,即 2300m/

s 的液体射流在离喷嘴出口 5mm 处激波脱体距离是 5mm。现在将此数据放入图 3, 该数据 ($Ma = 6.67$) 没有任何空气动力学的意义。再分析 Field 和 Lesser 的实验过程就可以知道, 他们观察到的射流产生初期的激波, 原来是从喷嘴内的液体中直接释放到空气中的先行冲击波 (blast wave)。这个先行冲击波的速度是衰减的, 而射流在离开喷嘴后的相当长的距离内速度不变, 所以射流将最终追赶上先行冲击波。

以下介绍用水平放置的高压气枪^[9~11]产生超声速柴油射流的实验结果。图 4 示出了从五喷口柴油喷嘴喷射超声速柴油射流的示意图。一个实际的喷嘴被从中间锯断, 扔掉自动控制部分, 保留前面的喷头部分, 再用带有螺纹的圆盘 (Holder) 将其固定。将柴油注入喷嘴并塞进长 30mm 直径为 5mm 的不锈钢活塞。当一个从氦气高压气枪^[9~11]加速到 414m/s 的高分子抛射体撞击不锈钢活塞后, 活塞把抛射体的动量传递给前面的柴油, 柴油内形成的高压驱动柴油喷射。用此方法, 还可进行单喷口和双喷口喷嘴的喷射。

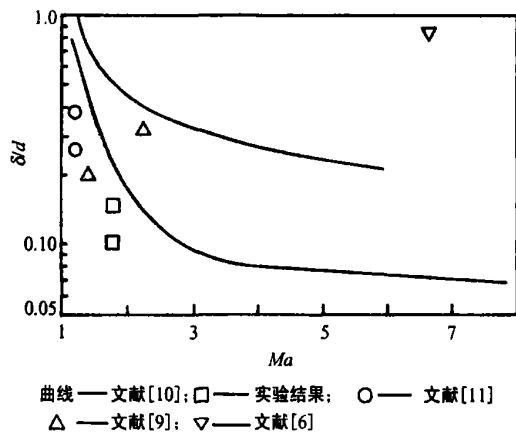


图 3 激波脱体距离实验数据

Fig. 3 Shock wave detachment distance

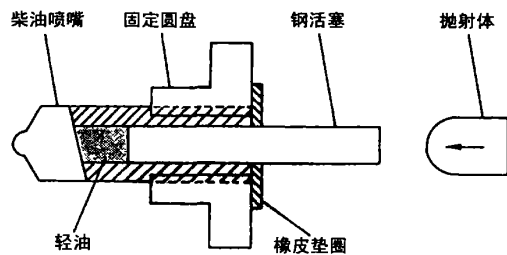


图 4 五喷嘴柴油射流实验装置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the generation of supersonic diesel fuel jets through a five-hole diesel injector

图 5 示出了摄影到的从五喷口喷嘴喷射的柴油射流的全息照片。图 5(a)和图 5(b) 分别是两个不同的喷射时期。从照片上的激波波系可以知道, 柴油射流的速度已达到了超声速。正是由于超声速的喷射速度, 帮助了燃料迅速雾化并与周围的空气很好地混合, 这有利于气缸内的燃烧。

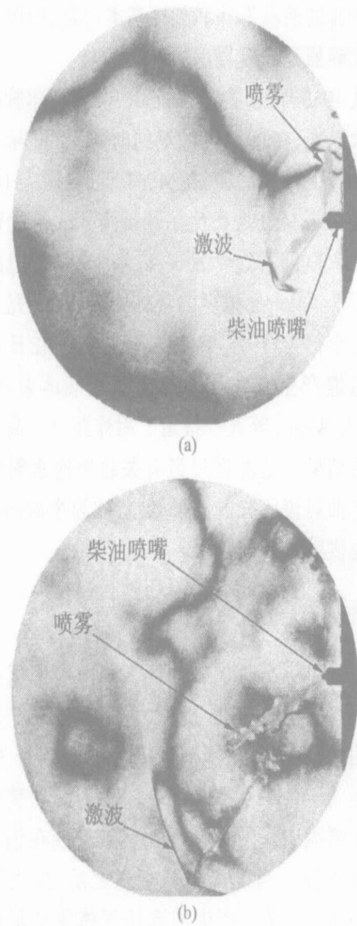


图 5 五喷口超声速柴油射流的全息照片

Fig. 5 Hologram of supersonic diesel fuel jets from a five-hole injector

图 6 示出了从直径为 0.5mm 的单喷口喷嘴喷射的超声速柴油射流。关于喷嘴的设计, 可参阅文献 [12]。比较图 6 和图 2 后可以发现, 喷嘴直径 (射流头部直径 d) 对射流的气动特性有很大的影响。在图 6 中, 激波脱体距离几乎为零, 射流驱动了一个斜激波。经测量得知, 马赫锥的半角约为 $\phi = 45^\circ$ 。如果空气的声速 $a = 345\text{m/s}$, 则可算出射流速度 $V_j = a / \sin \phi = 488\text{m/s}$ 。图 7 示出了从平行双喷口喷嘴喷射的柴油射流。每个喷口直径都是 0.5mm, 两喷口的间距是 2.5mm。因为两股射流距离较近, 在离开喷嘴不远处合并成一股射流。从拍摄到的比较对称的激波形

状和等密度线来判断,两股射流的初始喷射速度相近,因此两股射流之间没有明显的剪切层。

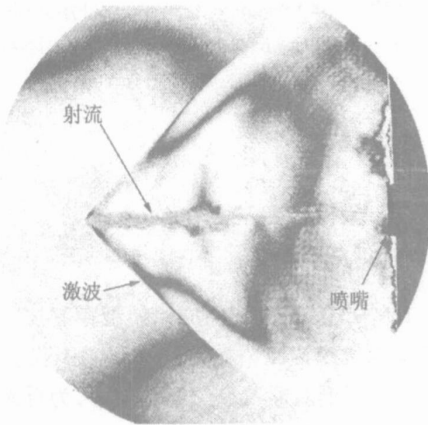


图6 单喷嘴超声速柴油射流的全息照片

Fig.6 Hologram of supersonic diesel fuel jet from a single hole nozzle

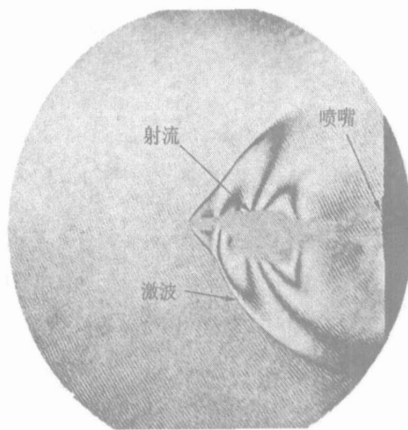


图7 双喷嘴超声速柴油射流的全息照片

Fig.7 Hologram of supersonic diesel fuel jets from a two-hole nozzle

2 结束语

从测量的结果上看,超声速液体射流的激波脱体距离基本上小于球体在超声速气流中的激波脱体距离。这可能反映出液体射流的前端形状接近锥形。当然,要得到确切的结果,还需进一步的研究,例如用脉冲X光摄影技术拍摄液体射流核芯的形状。施红辉和高山和喜^[13]在他们的论文中提到,经过多年对高速液体射流的研究实践,体会到来源于工程应用的水射流技术,也可以作为研究空气动力学的一种方法。这篇研究论文中的结果,正是说明了这种意义。尽管本研究只给出了一个马赫数 Ma 下的两个 λ/d

数据,但是同文献[6,9,11]的数据整理在一起,示出了超声速液体射流的空气动力学原理。当然,由于液体射流的形状易变,它的特征尺寸射流头部直径 d 和激波脱体距离 不是很规则, λ/d 是否应作为唯一的比较参数,还有待在将来的研究中澄清。图2和图6的结果显然说明,射流头部直径对射流的气动特性有重要的影响。

通过柴油喷射的例子,证明了超声速柴油射流在内燃机燃烧中的应用。较高的喷射速度,有利于燃料的雾化和混合。在实际过程中,还要考虑激波与射流的相互作用、射流与射流的相互作用等。要知道超声速液体射流在飞行过程的各项气动参数及其变化规律,需要进行数值计算工作。

参考文献:

- [1] MAYER W, SCHIKA, SCHAFLER M, et al. Injection and mixing progress in high-pressure oxygen/gaseous hydrogen rocket combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(5):823~828.
- [2] O'BYRNE S, DOOLAN M, OLSEN SR, et al. Analysis of transient thermal choking progresses in a model scramjet engine [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(5):808-814.
- [3] STALKER RJ, PAULL A. Experiments on cruise propulsion with a hydrogen scramjet [J]. The Aeronautical Journal, 1998, 102:37-43.
- [4] BOWDEN FP, BRUNTON JH. Damage to solids by liquid impact at supersonic speeds [J]. Nature, 1958, 181:873.
- [5] O'KEEFE JD, WRINKLE WW, SCULLY CN. Supersonic liquid jets [J]. Nature, 1967, 7:23.
- [6] FIELD JE, LESSER MB. On the mechanics of high speed liquid jets [J]. Proc. Roy. Soc. London Ser. A, 1977, 357:143.
- [7] SHI HH, TAKAYAMA K, NAGAYASU N. The measurement of impact pressure and solid surface response in liquid-solid impact up to hypersonic range [J]. Wear, 1995, 187:352-359.
- [8] WEEKS BL, KLOSTERMAN J, WORSEY PN. Design of a hypersonic waterjet apparatus driven by high explosives [J]. Review of Scientific Instruments, 2001, 72(8):3482-3484.
- [9] SHI HH, TAKAYAMA K, ONODERA O. Experimental study of pulsed high speed liquid jet [J]. JSME Int. J. Ser. B, 1993, 36(4):620-627.
- [10] LIEPMANN HW, ROSHKO A. Elements of Gasdynamics [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., p. 105, 1957.

- [11] SHI HH, TAKAYAMA K. Generation of high-speed liquid jets by high speed impact of a projectile [J]. JSME Int. J. Ser. B, 1995, 38(2):181-190.
- [12] SHI HH, TAKAYAMA K, AOYAGI Y, et al. Holographic interferometric visualization of the high pressure injection of multiple supersonic diesel fuel jets [C]. Proc. 6th Int. Conf. on Liquid Atomization and Spray Systems, pp. 252-261, Rouen, France, July 18 ~ 22, 1994.
- [13] SHI HH, TAKAYAMA K. Generation of hypersonic liquid fuel jets accompanying self-combustion [J]. Shock Waves, 1999, 9:327-332.

(上接第28页)

固有特性,即在分离起始区,压力迅速上升,在舵根部附近再附线上达最大值。舵偏角和迎角愈大,最大干扰压力值和干扰区域也愈大。

3 结 论

在 $M = 7.91$ 、 $Re = 2.52 \times 10^7/m$ 气流条件下,通过对再入体尾部整流罩、空气舵及基座组合体干扰流场的油流显示及其流动特性分析,可得如下结论:

(1) 在再入体尾部整流罩、空气舵及基座周围,由于诱导激波与边界层相互作用,形成局部干扰流场。在本实验测试范围,整流罩前方干扰尺度不大,干扰严重区在舵外侧迎风基座平台及其邻近锥面,干扰尺度从舵前端向下游扩展,其区域随舵偏角和迎角增大而加大,流场结构十分复杂,出现了二次分离再附现象;

(2) 在实验中,成功的应用蜡纸存贮技术获得再入体身部全尺度油流谱图。这一成果不仅提高了高超声速脉冲风洞观察复杂流动的能力,为再入体空气舵组合体干扰流场的研究提供了宝贵资料,并为离散点分布测量探明了方向,具有广阔的应用前景。

该实验得到中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室的大力支持和帮助,在此表示衷心感谢。

参考文献:

- [1] WANG S F. A new method of acquiring a permanent full-scale oil flow pattern in hypersonic pulse tunnel [J]. Journal of visualization, 1999, 1(4):373 ~ 378.
- [2] WANG S F, REN Z Y, WANG Y. Effects of Mach number on turbulent separation behaviours induced by blunt fin [J]. Experiments in fluids, 1998, 25:347 ~ 351.