

激光衰减法测量固体火箭发动机尾流粒子参数^①

郭颜红^{1,2}, 蔡国飙¹, 余西龙³

(1. 北京航空航天大学, 北京 100191; 2 中国空空导弹研究院, 洛阳 471009;

3. 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘要: 为了测量某固体火箭发动机尾流粒子参数, 设计了基于激光衰减法的实验系统, 并在发动机试车中采取了消除尾流辐射干扰的措施。将实验结果与参考文献的激光衰减法测量结果进行了比较, 结果一致, 表明所获得光强衰减信号和测量结果是可信的。在发动机燃烧室压强为 9.5 MPa 时, 利用激光衰减法测量喷管出口的粒子尺度 $d_{32} = 0.9 \mu\text{m}$, 实验数据误差为 20%。

关键词: 固体火箭发动机; 粒子参数; 激光衰减法

中图分类号: V435 文献标识码: A 文章编号: 1006-2793(2010)04-0477-04

Measurement of exhaust particle parameters of solid rocket motor using laser extinction method

GUO Yan-hong^{1,2}, CAI Guo-biao¹, YU Xi-long³

(1. Beihang University, Beijing 100191, China; 2. China Air Missile Academy, Luoyang 471009, China;

3. Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China)

Abstract The paper presents experimental setup of in-situ particle parameters measurement by means of line-of-sight laser extinction method for a solid propellant rocket motor. Some strategy for eliminating radiation interference from hot wake of SRM is also given. The current data is consistent with other experimental results. It is indicated that mean particle diameter d_{32} at the nozzle exit is $0.9 \mu\text{m}$ (with 20% error) at the chamber pressure 9.5 MPa.

Key words solid propellant rocket motor; particle parameters; laser extinction method

0 引言

对于采用燃气舵推力矢量技术的高机动性导弹, 为了确保燃气舵正常工作, 先期的工程设计和控制参数研究必须了解尾流的详细参数, 以便减少工程设计的盲目性。因此, 研究固体火箭发动机喷管出口流场参数(如流场温度和粒子浓度)具有极其重要的意义。

固体火箭发动机喷管出口高温、高速的尾流中一般含有大量的 Al_2O_3 凝相粒子。这种富含粒子的气流对燃气舵传热的影响很大。粒子冲击所引起的传热机理和气体传热机理完全不同, 这种不同表现在粒子冲击、附着到燃气舵表面时, 粒子的速度从几千米/秒的高速迅速降低到零, 它所携带的动能完全传递给燃气舵表面。所以, 与气体传热相比, 工作在富含高浓度 Al_2O_3 粒子环境中, 燃气舵表面热流要远大于同样纯气

流参数环境中的热流。国外在固体火箭发动机尾流粒子浓度测量技术方面做了很多研究工作。关于粒子浓度的测量, 一般有取样法、激光全息照相测量粒子浓度等方法。这些方法基本上用于不太恶劣的环境。对于固体火箭发动机试车这种振动极大的环境, 较难应用。因此, 应用先进的非接触测量方法(主要是光学或光谱方法), 进行固体火箭发动机尾流粒子浓度的测量研究, 具有很重要的现实意义。

文中提出的激光衰减法粒子浓度测量技术就是非接触测量方法的一种^[1-5], 它是一种非接触在线粒子浓度测量方法, 适用于固体火箭发动机试车这样苛刻的强振动环境。

① 收稿日期: 2009-07-04 修回日期: 2009-12-07

基金项目: 航空科学基金资助(2007ZD12008)。

作者简介: 郭颜红(1969-), 男, 博士后, 研究方向为空空导弹与推进系统。E-mail: hujian@263.net

1 基本原理

当波长为 λ 的光束穿过粒子数目为 N 、平均尺度为 d 的两相气流时,透射光强的强度可按 Beer定律表示^[4]:

$$I = I_0 \exp[-N \frac{1}{4} \pi d^2 Q_{ext}(d, \lambda, m) L] \quad (1)$$

式中 I_0 为初始光强; I 为透射光强; L 为气流宽度; Q_{ext} 为衰减系数。

式 (1) 可写成:

$$\frac{I}{I_0} = e^{-\tau} \quad (2)$$

式中 τ 为光学厚度, 可由实验测量获得。

文献 [1] 给出了一个预估粒子参数的基本公式, 此式是建立在粒子破碎的机理上:

$$r_{32} = \frac{3Q_{ext}m}{2\pi\rho_p vR\tau} \quad (3)$$

式中 m 为 AlO_3 的流量; ρ_p 为 AlO_3 的粒子密度, 对于固体约为 3.7 g/cm^3 , 对于液体 (温度大于 2300 K), 约为 3.0 g/cm^3 ; v 为粒子速度, 可近似认为等于气体速度; R 为羽流半径。

应用 Mie 散射理论, 可获得与微粒散射系数密切相关的衰减因子 Q_{ext} ^[5-6]。它是粒子折射率 n (包括实部 n_r 和虚部 n_i) 和尺度参数的 $x = 2\pi r/\lambda$ 函数。按菲涅尔关系, 光波在弥散介质截面上的反射和透射是与实部相关的, 而介质对光的吸收则是与虚部相关的。因此, 激光在介质中的衰减系数是实部 n_r 和虚部 n_i 的函数。文中采用简单的近似计算式^[6]计算:

$$Q_{ext}(x, n) = 2 - 4 \exp(-\alpha \tan \beta) \frac{\cos \beta}{\alpha} \sin(\alpha - \beta) + 4 \cos^2(\frac{\beta}{\alpha}) [\cos(2\beta) - \cos(\alpha - 2\beta) \times \exp(-\alpha \tan \beta)] \quad (3)$$

式中 $\alpha = 2x(n_r - 1)$; $\beta = \arctan[n_i / (n_r - 1)]$ 。

对于波长 $\lambda = 0.532 \mu\text{m}$, 有 $n = 1.77 - 10^{-6}i$ ^[5];

对于波长 $\lambda = 10.6 \mu\text{m}$, 有 $n = 1.09 - 5 \times 10^{-4}i$ ^[5]。

利用上面有关公式, 可计算得到衰减系数, 如图 1 所示。

2 试验系统与结果讨论

整个试验系统如图 2 所示, 532 nm 的绿激光器的光线沿喷管出口 1 m 截面的直径截面穿过, 可见光探测器安装在对面的台架上。 $10.6 \mu\text{m}$ 的 CO_2 激光器发出的红外光束穿过距离喷管出口截面下游 8 m 的直径截面轴线, 对红外信号敏感的热电探测器安装在对面的台架上。探测器的前面安装有滤波片和光阑, 用

以消除羽流辐射对探测器的干扰。图 2 中, 所放置的红外激光主要用来监视较远处粒子对激光强度的衰减。由于无法获得此处气流参数, 所以此路激光强度信号主要用来与可见光路进行比较, 并没有对数据进行具体处理。

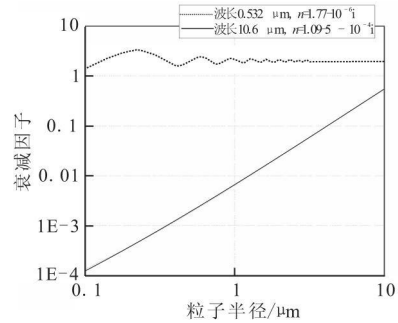


图 1 AlO_3 粒子对 2 种波长的衰减系数与粒子半径的关系
Fig 1 Extinction factor at wavelength of 0.532 μm and 10.6 μm vs AlO_3 particle radius

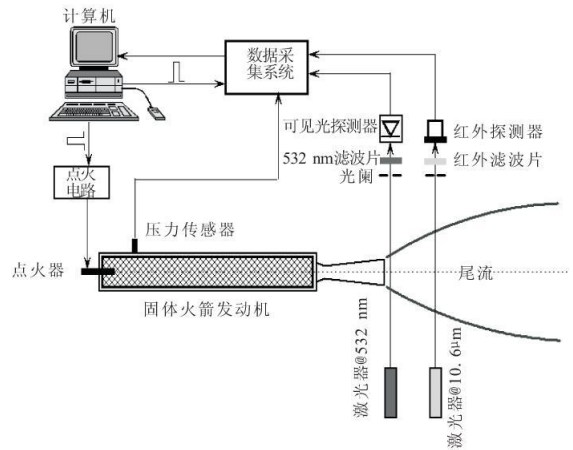
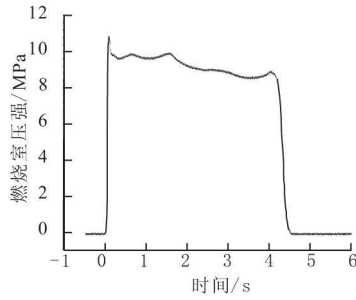


图 2 粒子参数测量系统光路布置示意图

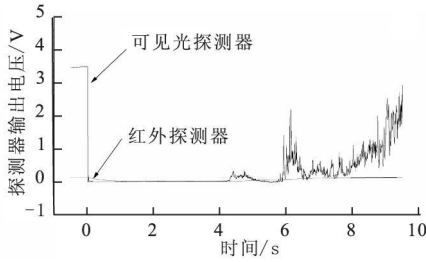
Fig 2 Schematic diagram of experimental setup

实际试车中探测器接收到的透射光的强度信号变化曲线如图 3 所示。从图 3 可很明显看出, 当发动机点火开始后, 可见光激光器的透射信号迅速衰减到只有原先信号的百分之几的量级, 这是因为火焰中粒子对光的衰减所引起的 (图 3(b))。图 3 中所标注的红外传感器是红外探测器获得 CO_2 激光穿过气流的衰减信号, 这个曲线的趋势与可见光探测器记录的信号趋势相同。所不同的是由于该探测器的响应时间 (ms 量级) 较可见光探测器低 2 个数量级, 所以曲线是缓慢变化的。透射光强度的变化是与压强曲线 (图 3(a)) 有一定的时间对应关系。仔细分析透射光强度随时间的变化, 发现在试验结束后, 红外光透射强度和试验开始前相同, 说明试验中对振动的隔离效果很好。对于每次试验, 基本变化趋势是到 4 s 时, 透射光接近一确定

值。这说明试验的重复性很好。



(a) 燃烧室压强曲线



(b) 探测器输出曲线

图 3 透射激光强度与燃烧室压强随时间的变化

Fig 3 Transmission light intensity and chamber pressure vs time

从图 3 还可知, 当 $t > 4$ s 可见光信号强度回升到一定数值后开始下降的主要原因是火焰虽然熄灭, 但发动机内部的包覆层还释放一定的气体颗粒参数, 这些颗粒对激光信号同样造成衰减。从试验的照相上也可看到火焰在喷管出口燃烧。估计这些颗粒的浓度含量和尺度并不太高。因此, 对激光信号的衰减不如在试验中强烈。从图 3 还可观察到, 最后在接近 10 s 的时刻, 红外探测器记录到透射的红外激光光强信号已恢复到初始的 98% 以上。因此, 认为试验中设计的防振动措施是有效的, 试验获得的衰减信号应确切无疑是来自于粒子对激光的衰减。

对于图 2 所示的可见光衰减通道, 采用以下的处理方法。首先, 根据发动机燃烧室推进剂燃烧的热力计算, 获得气流中 Al_2O_3 含量。利用式 (1) ~ 式 (3) 得到发动机粒子的尺度 d_1 和浓度 N_1 。在式 (3) 中, 衰减系数也是粒子尺度的函数。因此, 采用反复迭代的方法获得求解式 (3)。数据表明, 此发动机喷管出口的粒子直径 $d_{32} = 0.9 \mu m$ (图 4)。

文献 [2]、[3] 详细给出了不同尺寸 (喷喉直径) 和不同工作状态 (燃烧室压强和推进剂铝含量) 的发动机粒子测量结果总结和粒子尺度模型。对文中数据和参考文献所给出的有关数据进行了详细比较, 其结果见图 4。

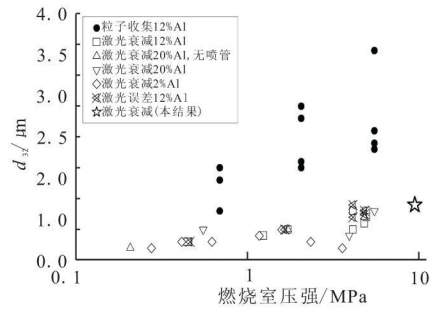


图 4 国外发动机粒子尺度测量结果和目前试验结果比较

Fig 4 Comparison of present test result with other test results

从图 4 可看出, 利用粒子收集所得到的结果普遍偏高。分析此现象的一个主要原因是粒子在粒子收集器的内部存在聚集。另外, 国外的试验结果表明, 粒子尺度依赖于燃烧室压强。目前, 所测得的结果比国外结果偏大, 但燃烧室压强也高于国外试验压强。这一结果也验证了国外的结论。

目前, 一般所建立的有关火箭发动机喷管流动中 Al_2O_3 粒子尺度模型基于以下几个控制参数^[3]: D_1 (喷喉直径)、 p_c (燃烧室压强)、 τ (燃烧室驻留时间)、 R_c/R_1 (燃烧室半径与喉部半径之比)、 T_c (燃烧室温度) 和 ξ (铝含量)。Bartlett 等^[7] 所发展的临界 Weber 数模型是基于粒子破碎机理的尺度模型。该模型认为, 粒子尺度主要的控制参数应是 D_1 、 p_c 和 ξ 。Murphy P J^[7] 详细比较了不同铝含量 (5% ~ 20%)、不同透射波长下多种模型发动机喷管羽流的的粒子尺度测量结果和理论计算结果。目前, 试验结果和 SB05 模型发动机^[3] 试验结果非常接近。该发动机的 $P_c \approx 8.0$ MPa, $D_1 = 58.6$ mm, 利用 $0.515 \mu m$ 激光透射所得到的粒子尺度为 $1.11 \mu m$ 。所用的发动机工作状态为燃烧室压强 9.5 MPa, 喉径为 45 mm, 而所获得的粒子尺度为 $0.9 \mu m$ 。另外, 不同波长透射结果相差很大^[7], 测量所得的粒子尺度变化在 1 倍范围内。理论计算得到的粒子尺度与试验比较普遍偏大。文中总共进行了 5 次试验, 数据的偏差在 20% 范围内。这一结果也与文献 [3] 的结果相近。因此, 利用激光衰减法的测量结果是可信的。

3 结束语

利用所建的激光衰减粒子参数测量系统, 测量了某型号固体火箭发动机喷管出口处的粒子尺度。多次重复试验表明, 测试结果是可信的, 对所研究的火箭发动机, 获得尾流粒子尺度的误差为 20%。这一结果还表明, 试验中所采取的消除尾流辐射对探测器影响的措施是可靠的。本试验结果还与国外类似试验结果进

行了比较,结果一致。通过分析粒子采集方法与激光衰减方法测试结果的差异原因,指出激光衰减方法测试粒子参数应用在发动机试车上,测量的准确性是可保证的。

参考文献:

- [1] Parry D L, et al. Optical constants and size of propellant combustion Al_2O_3 smoke[R]. AIAA 1988-3350
- [2] Dobbins R A, Strand L D. A comparison of two methods of measuring particle size of Al_2O_3 produced by a small rocket motor[J]. AIAA Journal 1970, 8(9).
- [3] Hemsen R W. Aluminum oxide particle size for solid rocket motor performance prediction[J]. J Spacecraft 1981, 18(6).
- [4] Gougeon F, et al. Optical measurements of particle size and concentration in densely laden media using a visible /infrared double extinction technique[J]. J Phys E, 1987, 20
- [5] Gilbert N Plass. Temperature dependence of the Mie scattering and absorption cross section for aluminum oxide[J]. Applied Optics 1965, 14(20).
- [6] Van De Hulst H C. Light scattering by small particles[M]. New York: Wiley, 1957
- [7] Mutphy P J, et al. Measurement and analysis of laser transmission through solid propellant rocket motor exhaust plumes [R]. AIAA 1993-2886
- (编辑: 崔贤彬)
-
- (上接第 471页)
- [6] 谢永丰,王济生. RTM成型工艺应用研究[J]. 湖北航天科技, 2006(1): 20-26
- [7] Roller M B. Characterization of the time-temperature-viscosity behavior of curing B-staged epoxy resin [J]. Polymer Engineering and Science, 1975, 15: 406-416
- [8] Roller M B. Rheology of curing thermosets: An overview [J]. Polymer Engineering and Science, 1986, 26(6): 432-440
- [9] 张春华,韩冰,黄玉东,等. TDE-85芳香胺树脂基体及碳纤维复合材料性能 [J]. 哈尔滨理工大学学报, 2000(5): 60-63
- [10] 潘鹏举,单国荣,黄志明,等. 2-乙基-4-甲基咪唑固化环氧树脂体系动力学模型 [J]. 高分子学报, 2006(1): 21-24
- (编辑: 薛永利)