

通过固体推进剂火焰的激光信号衰减研究

北京理工大学 张平* 徐荣甫

摘要】 本文讨论波长为 $1.06\mu\text{m}$ 的 YAG 激光束通过固体推进剂火焰时引起的信号衰减。对固体推进剂药条上方的燃烧火焰和发动机喷出的高速羽焰进行了实验测量。结果表明, YAG 激光束在穿越推剂火焰后会引引起信号衰减; 不同的推进剂引起的衰减量有很大不同; 推进剂中铝粉的含量是造成近场羽焰激光信号衰减的主要因素。

一、前言

国外从七十年代初期就开展了这一课题的研究, 但公开发表的资料和数据不多。在理论方面, 从研究火箭发动机排气烟雾形成的物理和化学机理出发, 建立数学模型, 计算出排气羽焰中凝相颗粒的数量、尺寸和化学组分等参数与羽焰轴向及径向位置的函数关系, 进而预估出给定波长的激光信号对应于羽焰各空间位置的衰减值。已知的模拟程序有 BEER、DROP 和 OSA 等^[1]。在实验方面, 采用研究烟雾特性的通用实验装置^[2]或专供羽焰研究用的小型固体火箭发动机^[3], 通过改变影响排气烟雾特性的各种参数, 测出激光通过烟雾后的实际信号衰减值。实验与计算结果的比较表明^[1], 应用 DROP/OSA 程序, 可在实验测量的精度范围内预估激光通过飞行导弹排气羽焰的衰减, 但所用模型的假设条件和适用范围仍有待进一步改进。

在国内少数固体推进剂研制单位在进行少烟和无烟推进剂配方研究时, 曾对其燃气进行过激光透过率的某些简易测试和比较^[4]。至于理论分析模型和计算程序尚未见到有公开资料发表。本文研究的激光信号通过固体推进剂喷焰时出现的衰减效应对研制新型少烟、无烟推进剂以及设计与评价具有激光制导体制的武器系统都具有重要意义。

二、衰减原理

激光信号通过发动机排气羽焰的衰减主要是由于羽焰中的烟雾造成的。这种烟雾又可分为一次烟雾和二次烟雾。一次烟雾指的是由发动机喷管内直接喷出的微小凝相颗粒, 如铝滴、三氧化二铝颗粒、其它金属氧化物、碳粒以及绝热层、包覆层和衬层的残渣等; 二次烟雾指的是羽焰中含有的大量可凝气体(如水蒸气、氯化氢、氟化氢等)在满足环境温度和湿度等热力学条件下形成的液雾。一次烟雾以固体颗粒为主, 主要存在于发动机排气羽焰的近场(即靠近喷管出口平面); 二次烟雾则以微小的液滴为主, 它可存在于羽焰的任何部位, 甚至可延续到离喷管出口平面很远的地方。对于近代陆军制导武器系统采用的无烟推进剂来讲, 二次烟雾是造成光学制导系统信号衰减的主要原因。

当激光穿过羽焰时, 由于颗粒对入射光线的散射效应*, 使出射激光束的光强 I 低于入

射激光束的光强 I_0 。将光强比值 I/I_0 定义为激光束对羽焰的透过率, 而将 $(I_0 - I)/I_0$ 定义为激光束通过羽焰的衰减率。为了计算方便, 假设颗粒均为同一直径的球形液滴, 应用通过一个颗粒的单光散射理论, 可据 "Beer-Lambert" 方程求出通过羽焰的激光透过率^[1,5]

$$I/I_0 = \exp(-\alpha L)$$

式中: L 为激光穿过羽焰的路程; α 为衰减系数, 它可表示为

$$\alpha = K_s N \pi \bar{r}^2$$

式中 K_s 为米氏系数, 它是颗粒折射率以及颗粒半径与激光波长之比的函数; N 为颗粒平均浓度, 即单位体积内的平均粒子数; $\bar{r}$ 为平均颗粒半径。

显然, 激光对羽焰的可穿透性与衰减系数 α 有关。 α 越小, 可穿透性越好; 颗粒浓度和半径减小均可使 α 减小。

文献 [1] 的计算实例数据为: 推进剂 87% AP-1% Al-HTPB; 激光波长 $1.06\mu\text{m}$; 穿透行程约 17m; 平均液滴半径约 $0.4\mu\text{m}$ 。计算得出的透过率为 0.75。

三、衰 减 实 验

本文重点介绍通过实验测量的方法直接求出 $1.06\mu\text{m}$ 波长红外激光通过各种推进剂火焰后的衰减量。实验分为两部分: (1) 测量激光通过药条燃烧器内推进剂药条上方燃烧火焰后的衰减, 用来比较各种推进剂的相对衰减特性; (2) 测量激光通过某单室双推力缩比发动机巡航段排气羽焰时的衰减, 用来研究实际发动机排气羽焰的信号衰减特性。

1. 实验系统 图 1 是药条燃烧器火焰激光衰减实验系统布置示意图 (顶视图)。

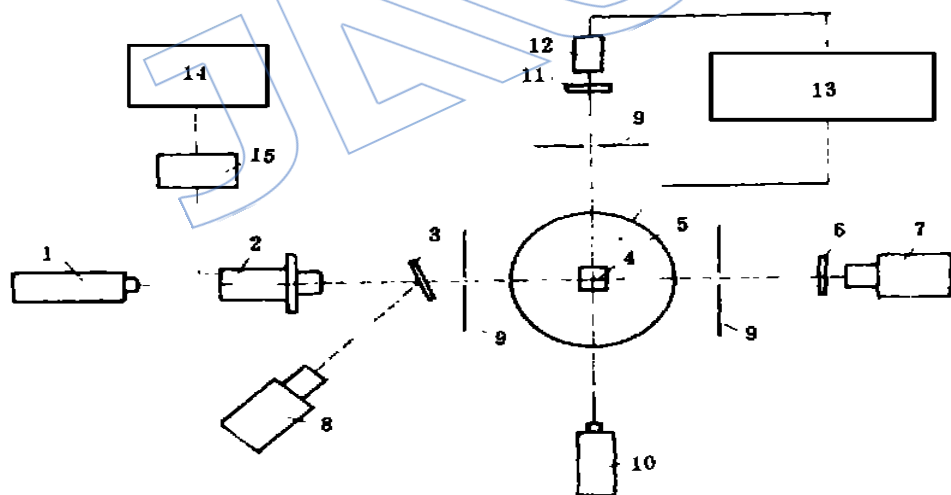


图 1 实验系统布置示意图 (1. He-Ne 准直激光器; 2. YAG 脉冲激光器; 3. 透射/反射分束片; 4. 固体推进剂药条; 5. 燃烧器; 6. $1.06\mu\text{m}$ 干涉滤光片; 7. 微能量计 (1); 8. 微能量计 (2); 9. 小孔挡板; 10. He-Ne 定位激光器; 11. $0.6328\mu\text{m}$ 干涉滤光片; 12. 光电接收器; 13. 燃面恒位伺服控制系统; 14. 高压电源; 15. 触发器)

激光光源采用 BDN 染料调 Q 脉冲 YAG 激光器 2, 激光波长 $1.06\mu\text{m}$, 输出激光能量 15mJ , 激光脉冲半功率点宽度约 8ns, 输出激光峰值功率 1.6MW 。Nd³⁺:YAG 棒直径 5mm, 激光束发散角 4mrad。高压电源 14 用来给激光器中的脉冲氙灯供电, 由触发器 15 触发而释发能量。

* 除散射效应外, 还同时存在吸收, 但前者是主要的。

YAG 激光器发射的激光束穿过燃烧器 5 中药条 4 上方的火焰后, 由一台 EPL 型微能量计 7 接收。这种具有微焦量级的能量计对光强的变化十分敏感, 其能量通过一直流检流计显示, 能量刻度值经国家计量科学院标定。

在激光器 2 的出射光路中插入一分束片 3, 经该分束片分出的一束反射光由另一微能量计 8 接收, 用来检测激光能量的波动, 排除因光源能量波动造成的测量误差。

He-Ne 激光器 1 用来准直 YAG 光束的方向, 使之准确穿过火焰的被测部位, 且准确进入能量计 7 的入口。

He-Ne 激光器 10、光电接收器 12 和伺服控制系统 13 用于使药条的燃烧表面始终保持在某一空间位置上, 其燃面恒位精度可控制在 $\pm 0.1\text{mm}$ 以内^[6,7], 由此即可在整个药条燃烧过程中实现对药条上方某一部位的多次定点测量。

采用小孔档板 9 是为了消除火焰热辐射对微能量计的干扰, 且兼起空间滤光作用。滤光片 6 和 11 分别用来排除非 $1.06\mu\text{m}$ 和 $0.6328\mu\text{m}$ 波长的其它光线的干扰。

2. 实验方法 实验前, 先调整好 YAG 激光束的方位, 使之横向垂直通过火焰流场的中心部位, YAG 激光束与药条燃面的距离为 10mm (见图 2a), 光束位置一旦调整好, 试验时不再变动。

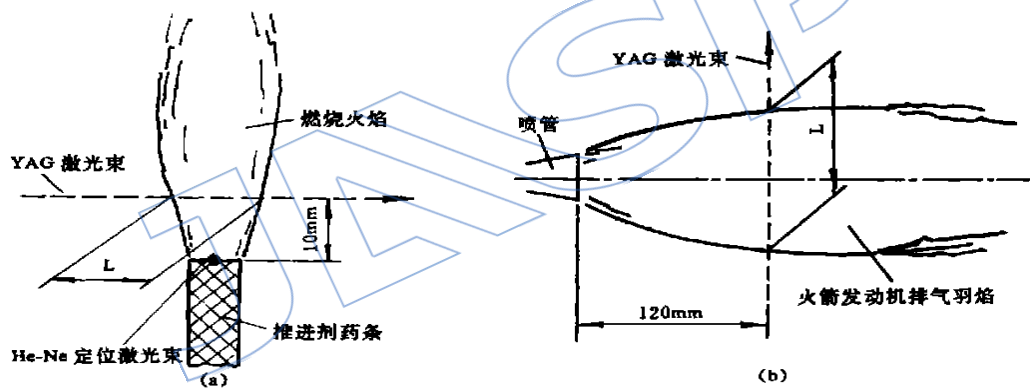


图 2 激光衰减的定点测量部位 (a. 药条上方火焰; b. 发动机排气羽焰)

药条在常压点燃燃烧, 燃烧时间约 20s 。点火前(无火焰时), 多次触发 YAG 激光器, 读出微能量计 7 和 8 的数值, 并分别取其平均值; 点火后(有火焰时), 在药条燃烧过程中, 再分别读出微能量计 7 和 8 在不同时刻的数值。然后, 根据下式即可求出相应时刻的激光衰减率 $\delta_t = [1 - (\bar{x}_1/\bar{x}_2)(x_{2t}/x_{1t})] \times 100\%$, 式中: δ_t 为 t 时刻的激光衰减率($\%$); $\bar{x}_1, \bar{x}_2$ 为无火焰时微能量计 7 和 8 的平均读数; x_{1t}, x_{2t} 为有火焰时微能量计 7 和 8 在 t 时刻的读数。

单室双推力缩比发动机续航段排气羽焰激光衰减率的实验测量系统和方法与药条燃烧器的基本相同, 只是喷焰方向由垂直向上改为水平方向。激光束仍然横向垂直穿过喷焰轴线, 测点距喷管出口平面 120mm (见图 2b)。由于发动机的工作时间较短, 每次试验只能取得燃烧过程中一个时刻的数据。

四、实验结果及分析

对 HTPB-I 复合推进剂药条的测量结果列于表 1。表中的 t 表示测量时刻(从点火开始算起), 和 表示不同日期的两次试验。试验结果表明, 多次测量的重复性较好; 整个药条燃

烧过程中衰减率的变化不大。

表 1 HT PB-1 推进剂药条火焰激光衰减率测试结果

t (s)		0	1	3	5	7	10	14	15	平均值
δ (%)		0	7.2	7.7	—	8.8	8.7	8.3	—	8.14
		0	—	—	8.5	—	8.1	—	8.3	8.30

为了比较不同推进剂火焰对激光衰减的敏感程度，进行了相同条件下 DB-1、PS-1、HTPB-2、CMDB-1 几种推进剂的激光衰减率测试，测量结果 δ (%) 分别为 2.6、9.3、11.4、12.7。 δ 是 2~3 次测量数据的平均值。由此可见，DB-1 双基推进剂比其它三种推进剂的激光衰减率小得多，其主要原因是 DB-1 推进剂中无生成大量烟雾的铝和高氯酸铵组元。HTPB-2 的衰减率之所以大于 HTPB-1 是因为其配方中的铝粉含量较大。在被试推进剂中，CMDB-1 复合改性双基推进剂中的铝含量最多 (19%)，故其激光衰减率也最大。这一结果与前面所述的论点是一致的，即在羽焰近场测量中，激光信号衰减主要是由于一次烟雾中的三氧化二铝凝相颗粒所造成的。

缩比发动机续航段排气羽焰激光衰减测量结果： $t = 8s$, $\delta = 34.7\%$ ； $t = 9s$, $\delta = 36.7\%$ 。可以看出，两次试验结果的重复性也较好。发动机虽然采用的是硝酸类无烟改性双基推进剂，但其激光衰减率的实验测量值却较药条燃烧器的要大得多。这主要是由于两者的工作条件有着明显的差别。对于较远场的发动机尾焰的工作条件，其 B-L 方程中的 L 、 N 和 r 值均比常压下药条燃烧器的相应参数大得多 (其中 N 随燃气速度的增加而增大， r 则随离喷嘴轴向距离的增加而增大^[1])，因而衰减也就严重得多。

结论 通过上述工作，可以得出如下结论：(1) 实验表明，推进剂火焰对穿越它的激光信号会产生衰减，其量级不容忽视；对于不同的推进剂火焰，其衰减率会有很大的不同；近场测量表明，推进剂中铝粉含量的多少是衰减率大小的一个主要原因。(2) 采用药条燃烧器系统测量各种推进剂火焰对激光信号的相对衰减量是一种低成本、高效率的实验室研究方法，它有利于在激光制导武器系统研制过程中对推进剂进行筛选以及对发动机的工作进行评价。(3) 实验证明本文采用的 YAG 激光衰减测量系统是可行的，测量数据可信，重复性较好。

致谢：参加本文实验工作的还有周生国、张训文、刘玉群、林幼娜、刘敬海、张鹏羽等同志，在此表示真挚的谢意。

参 考 文 献

[1] Miller, E., et al., "Measured and Predicted Laser Signal Attenuation through a Solid Rocket Plume", ADA087063, 1980.
[2] Miller, E., "Smoke Dynamics of Solid Rocket Plumes", ADA114259, 1982.
[3] Baran, W. J., "Development of a Miniature Solid Propellant Rocket Motor for Use in Plume Simulation Studies", N74-29209, 1974.
[4] 袁宗汉, "固体推进剂某些光电特性的测试方法", GF-HY-851528, 1985.
[5] Eversole, J. D., "Advanced Combustion/Plume Diagnostics", ADA105115, 1981.
[6] 张平等, "燃烧诊断用多功能药条燃烧器", 《推进技术》1989 年第 2 期。
[7] 张平等, "药条燃烧器系统工作性能的实验研究", 《北京理工大学学报》1989 年第 2 期。

(责任编辑 杨再荣)

FULL-LENGTH PAPERS

AN INVESTIGATION ON LASER ATTENUATION THROUGH SOLID PROPELLANT FLAMES

Zhang Ping and Xu Rongfu
(*Beijing Institute of Technology*)

ABSTRACT

Attenuation experiments are introduced with the emphasis on a YAG pulse laser system with wave length of $1.06\mu\text{m}$. The experiments include two parts: first, the measurement of laser signal attenuation through the flames above the burning propellant strands in a strand burner in order to compare the relative attenuation characteristics of different propellants; second, the measurement of laser signal attenuation through exhaust plume of a scaling-down single chamber-dual thrust solid propellant rocket motor in its sustain period. The experiments demonstrate that an obvious difference in the relative attenuation (from 2.6% to 12.7%) exist among the various propellants (DB, PS, HTPB and CMDB propellant) at same measuring conditions; the Al content in propellant formulation is a major factor of the attenuation; and the attenuation of the scaling-down motor plume (35.7%) is more severe than at of the propellant strand flame because of the longer path and the higher concentration of particles in the plume.

RESEARCH ON CRACK COMBUSTIONS OF PROPELLANT GRAINS

Li Lu and Pei Haitao
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

On the basis of experimental study of crack combustion of both composite and double-base grains a comprehensive static igniting model has been established, which considers heat convection, heat conduction, heat radiation, erosive burning effect and the influence of acoustic oscillation chamber. Two sets of partial differential governing equations have been derived. As a result of their numerical solution variations of many principal parameters have been obtained such as the flame spreading velocity, the pressure distribution, the temperature distribution and the hot-gas velocity distribution. The essential behaviours of propellant crack combustion could be easily predicted. For example, the flame predicted spreading velocity is proved in quite good agreement with the experimental data. This model is possessed of extensive applicability not only for the double-base propellant but also for the composite propellant.

OPTIMAL DESIGN OF COMBINED STRUCTURE OF NOZZLE CONIC SUPPORT AND CASE JOINT OF SOLID ROCKET MOTOR

Jiang Hua, He Zixin, Chen Ruxun
(*Shaanxi Power Machinery Research Institute*)

ABSTRACT

The optimal design of the combined structure of nozzle conic support and case joint is completed by means of a mixed method of optimality criterion method and mathematic programming method. A valuable method and helpful conclusions are supplied for decreasing structural mass and optimizing shape of nozzle support. Calculation of practical examples shows that the multi-conic support is better than single-conic one especially a short shell near the flange is approximate to cylindrical shell which can decrease the stress peak efficiently. The thicknesses of the shells and the flange, the thickness and the width of the case joint are decreased magnificently, therefore the overall mass of the structure is cut down by 16.35%.