

J210-8 三元乙丙橡胶绝热层在两种状态下的烧蚀性能对比研究

郑 佩 严伟兴

(西安长峰机电研究所, 西安 710065)



摘要: 根据 J210-8 三元乙丙橡胶绝热层在某固体火箭发动机地面静止试验和氧-乙炔烧蚀仪上的两种烧蚀情况, 对比分析了该绝热层的两种烧蚀结果, 找出三元乙丙橡胶绝热层在氧-乙炔烧蚀仪以及固体火箭发动机地面静止试验考核中的线烧蚀性能之间的关系, 对于同类发动机燃烧室绝热层设计具有指导意义。

关键词: J210-8 三元乙丙橡胶绝热层; 地面静止试验; 氧-乙炔烧蚀仪; 烧蚀性能

Contrast Study of Ablation Performance of J210-8 EPDM Rubber Insulation under Two Kinds of Conditions

Zheng Pei Yan Weixin

(Xi'an Changfeng Research Institute of Mechanism and Electricity, Xi'an 710065)

Abstract: According to the two kinds of ablation instance of J210-8 EPDM rubber insulation in both the chamber of SRM and $O_2-C_2H_2$ ablation test equipment, the two kinds of ablation results of the rubber insulation are contrastingly analyzed. The dependence relation of the line ablation ratio by the two kinds of test methods are given, which gives helpful guidance on the rubber insulation design of the same SRM chamber.

Key words: J210-8 EPDM rubber insulation; field ignition test; $O_2-C_2H_2$ ablation equipment; ablation performance

1 引言

固体火箭发动机燃烧室内绝热层设计除了考虑绝热层的密度、力学、热学性能、化学相容性、耐环境性能与抗老化性等, 烧蚀性能是绝热层的最重要性能指标^[1~3]。常用的氧-乙炔烧蚀仪是内绝热层材料筛选和烧蚀性能评价的主要手段, 但由于绝热层在氧-乙炔烧蚀仪和固体火箭发动机地面静止试验中的烧蚀环境有较大差别, 为了增加内防热可靠性, 易于造成绝热层厚度增加, 从而影响装药量。如果能够掌握绝热层在氧-乙炔烧蚀仪和固体火箭发动机地面静止试验中的线烧蚀率关系, 对发动机燃烧室内绝热层厚度设计和提高发动机的质量比具有参考意义。

2 试验

主要材料: J210-8 三元乙丙橡胶绝热层^[4]。

测试方法: 线烧蚀率按 GJB323A—96 方法测定。

烧蚀设备: OA-III型氧-乙炔烧蚀仪。

3 试验结果及分析

3.1 试验结果

3.1.1 J210-8 三元乙丙绝热层在氧-乙炔烧蚀仪上的烧蚀情况

根据 GJB323A—96 标准, 试件厚度 10mm, 烧蚀

作者简介: 郑佩 (1980-), 工程师, 化学专业; 研究方向: 固体火箭发动机材料理化分析和材料性能测试。

收稿日期: 2013-12-12

时间 20s, 热流密度 3859W/m K, 7 发固体火箭发动机使用的 J210-8 三元乙丙橡胶绝热层在氧-乙炔烧蚀台上进行线烧蚀性能测试, 结果见表 1。

表 1 J210-8 三元乙丙绝热层在氧-乙炔烧蚀仪上的烧蚀情况

项 目	发动机号	测试日期	测试值
线烧蚀率 /mm s ⁻¹	1	20060405	0.119
	2	20060525	0.120
	3	20060606	0.119
	4	20060615	0.103
	5	20061024	0.118
	6	20061129	0.113
	7	20061214	0.093
	七发发动机绝热层在烧蚀仪上的平均线烧蚀率		0.112

3.1.2 J210-8 绝热层在某固体火箭发动机地面静止试验烧蚀情况

依据 J210-8 三元乙丙橡胶绝热层在某固体火箭发动机（烧蚀时间 30S, 燃温 3400K）地面静止试验烧蚀结果, 绝热层烧蚀厚度随时间变化情况见表 2。

表 2 J210-8 绝热层在某固体火箭发动机地面静止试验前后的厚度变化

试验 编号	距燃烧室壳体后端面分别为 200mm、400mm、600mm、800mm 处绝热层厚度				
	状 态	200	400	600	800
	暴露时间/s	28	24.6	18.4	13.6
1	试验前厚度/mm	6.66	5.82	6.07	3.84
	试验后厚度/mm	5.85	6.10	5.68	3.65
2	试验前厚度/mm	5.97	5.69	5.58	3.72
	试验后厚度/mm	6.67	6.34	6.19	5.83
3	试验前厚度/mm	5.47	5.56	5.55	3.68
	试验后厚度/mm	6.48	6.29	6.44	3.65
4	试验前厚度/mm	5.55	5.44	5.58	3.56
	试验后厚度/mm	6.73	6.69	6.01	3.50
5	试验前厚度/mm	5.67	5.84	5.88	3.74
	试验后厚度/mm	6.71	6.60	6.38	3.83
6	试验前厚度/mm	5.92	5.92	5.85	3.75
	试验后厚度/mm	6.55	6.63	6.20	3.84
7	试验前厚度/mm	5.66	5.78	5.76	3.94
	试验后厚度/mm	4.51	4.75	5.98	3.86

注：绝热层厚度测试为壳体圆周方向 8 点平均值。

根据表 2 中 J210-8 三元乙丙橡胶绝热层在某固体

火箭发动机进行的地面静止试验前后绝热层烧蚀厚度变化, 以及暴露时间计算得出线烧蚀率, 见表 3。

表 3 绝热层线烧蚀率 mm/s

试验 编号	距后端面 200	距端面 400	距端面 600	距端面 800
1	0.098	0.096	0.123	0.066
2	0.102	0.106	0.136	0.045
3	0.079	0.079	0.128	0.007
4	0.090	0.086	0.128	0.021
5	0.073	0.092	0.122	0.008
6	0.084	0.064	0.085	0.013
7	0.080	0.083	0.109	0.013
绝热层烧蚀最恶劣的 600mm 处的平均线烧蚀率				0.119

注：线烧蚀率=（试验前厚度-试验后厚度）/烧蚀时间。

3.2 分析

3.2.1 热流密度与线烧蚀率关系

在目前国内开展氧-乙炔烧蚀试验的单位采用的标准方法均为 GJB323A—96《烧蚀材料烧蚀试验方法》^[5]。然而目前各单位之间所测线烧蚀率数据相差 15%~30%（相对同种材料而言）。究其原因, 除对烧蚀仪没有定期检定外, 和实验中对热流密度测量控制不当有密切关系。根据 1996 年国内某所用标准试样对国内多家烧蚀实验进行检测, 通过对数据进行方差分析, 发现实验数据相当分散, 存在显著的系统偏差, 而其中 3 家对热流密度进行测控的实验数据系统误差很小。这说明如果把热流密度作为一项测控指标, 对绝热材料烧蚀结果的可比性、统计规律、准确性上有很大的意义。研究表明, 对 SS-1 型标准试样进行烧蚀, 热流密度在 3000~4250kW/m² 范围内, 每增加 1kW/m², 线烧蚀率增加 0.0004mm/s, 为各单位氧-乙炔烧蚀试验线烧蚀率与热流密度的关系, 提出量化指标参考^[6]。

3.2.2 绝热材料的线烧蚀率预估

不同的固体火箭发动机, 设计装药量和药型、燃速不同, 燃气温度、压力高低都不一样, 导致热流密度不相同, 结果对绝热层的烧蚀冲刷程度不相同, 得出的线烧蚀率就不相同。

某固体火箭发动机工作压力 15~18MPa, 工作温度 3000~3400K, 表 1 得出 J210-8 绝热材料按 GJB323A—96《烧蚀材料烧蚀试验方法》在氧-乙炔烧蚀仪上线烧蚀率为 $x=0.112\text{mm/s}$, 而表 3 得出该绝热材料在某固体火箭发动机地面静止试验上的最大（下转第 70 页）