

固体火箭发动机内绝热层烧蚀率实验研究

何国强 陈景蕙 季成伍 邝勇 伍中华

(西北工业大学)

摘 要: 根据固体火箭发动机内绝热层烧蚀环境, 设计研制了一种绝热层烧蚀试验发动机。利用该发动机不仅可进行绝热材料配方筛选, 而且通过调节压强、流速及冲刷角进行缩比发动机烧蚀模拟试验和各种烧蚀率影响因素分析。在大量实验研究的基础上, 提出了一种能较精确测量绝热层烧蚀率的测试方法和实验评定方法。分析了发动机工作压力、流速、气流冲刷角、裂纹、脱粘、气孔、夹层及搭接缝对绝热层烧蚀率的影响。测试结果与实际发动机解剖数据有较好的一致性。

主题词: 火箭发动机绝热层, 烧蚀, 烧蚀试验 研究

EXPERIMENTAL STUDY FOR ABLATION RATE OF SOLID ROCKET MOTOR INTERNAL INSULATION

He Guoqiang Chen Jinghui Ji Chengwu Kuang Yueng Wu Zhonghua

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract: A test motor for screening and evaluating candidate insulation materials was designed and a technique for determining the average ablation rate of internal insulation materials was developed on the basis of many experiments in this paper. In subscale motor tests, material samples are placed inside this motor and internal pressure, velocity and angle of gases scouring are adjusted to approximate the full-scale motor conditions. Factors of insulation ablative rate, combustion gases pressure, gases velocity, angle of gases scouring, bonding seam and typical defects (craze, debonding, blowhole, inclusion), have been studied experimentally. The results are in agreement with measuring results of the full-scale motor.

Keywords: Rocket engine insulator, Ablation, Ablation test, Research

1 前 言

在固体火箭发动机热结构设计中, 绝热层厚度及其几何形状的设计直接影响着发动机的

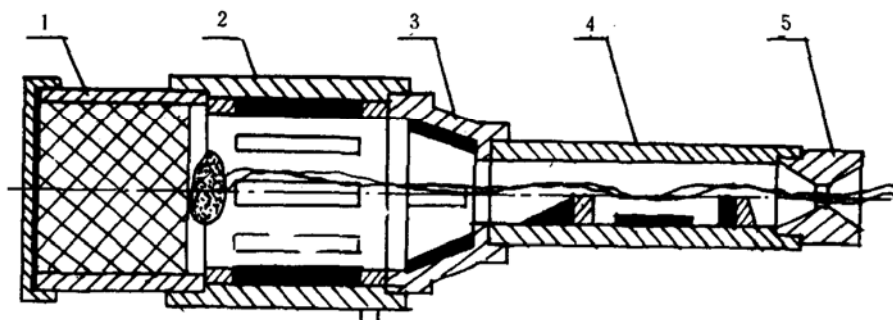
质量比和结构可靠性,特别对应用纤维缠绕壳体和复合材料喷管的发动机,绝热层质量占燃烧室消极质量的比重由原来钢壳体时的 8.0~13.7% 上升到 20~25%。因此,研制并采用低密度,耐烧蚀、有较好力学性能的绝热层材料并建立一种有效可靠的绝热层热结构设计方法和绝热层烧蚀性能实验评定方法是十分必要的。

影响固体火箭发动机绝热层烧蚀率的因素较多。当推进剂和内绝热层材料选定时,燃气流速、气流冲刷角、工作压强、贴片搭接形式及缺陷(如气泡、气孔、裂纹等)都是较主要的影响因素。特别是在绝热层制造过程中难以避免的缺陷,如粘接剂中有机溶剂的蒸发产生气泡,烧蚀表面向气泡退移过程中就形成局部脱粘和气孔,使烧蚀加剧,严重时会导致发动机结构的破坏。

在绝热层厚度设计方面,国内外大多采用半经验或经验方法。国外基本上采用三种方法^[1]。第一种为有效热 Q^* 分析法,此法将复杂的烧蚀过程进行大量的简化,方法简单花费最少,但误差较大。第二种是炭化-侵蚀率相关法,此法通过大量的缩比发动机或全尺寸发动机的实验数据,获得绝热层炭化率和侵蚀率的经验公式。公式中炭化率是燃气温度、燃气压强和燃气速度的函数。用此法得到的炭化-侵蚀率相关性强、准确度高,在工程设计中得到了广泛的应用。第三种是烧蚀分析法,此法考虑因素较多,理论性强。从烧蚀机理出发,考虑表面化学反应、二相辐射换热、对流换热及粒子能量交换。但由于绝热层热分解和烧蚀时引起各区热物性数据不全,热环境经验和理论数据缺乏,致使理论预示精度不高,计算可靠性较低。国内,绝热层热设计的方法经验性很强,一般应用氧-乙炔烧蚀数据和少量发动机实验数据,结合发动机燃烧室各点的工作时间和设计安全系数来确定绝热层在各部位的厚度^[2,3]。用此方法虽然简单,但准确性和可靠性较差。这样往往导致绝热层热设计过于保守,影响发动机的质量比。在上述设计方法中,如何确定绝热层在燃烧室工况下的烧蚀率或炭化率是至关重要的,而目前国内在绝热材料烧蚀率实验研究方面,仅有氧、乙炔烧蚀试验法和电弧风洞烧蚀试验法^[4]。这两种方法由于压力、燃气成分、温度、燃气速度和冲刷方向与固体火箭发动机工作环境不同,一般用于材料的初步筛选,而最终评定固体火箭发动机内绝热层烧蚀性能的应该是缩比发动机烧蚀试验法。

2 绝热层烧蚀试验发动机及实验方案

为了更好地模拟绝热层的烧蚀环境,设计了如图 1 所示的绝热层烧蚀试验发动机^[1,5,6]。它

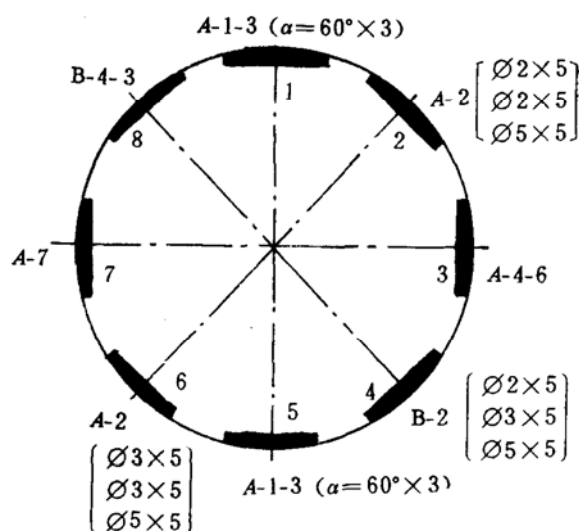


1. 燃烧室 2. 低速试验段 3. 变速试验段 4. 高速试验段 5. 喷管

图 1 绝热层烧蚀试验发动机

有低速段、变速段和高速试验段,使绝热层放置于不同的气流速度和冲刷条件下烧蚀。调节燃烧室内装药燃面和喷管喉径并采用实际型号发动机用的推进剂,可很好地模拟对流换热、机械剥蚀、粒子热增量等烧蚀热环境。低速段可放置八片长75mm宽20mm厚12mm的试样,变速段可放置四片长50mm宽15mm厚12mm试样,这些试样在同一横截面上具有完全相同的参数,可进行配方筛选、缺陷及搭接缝对烧蚀率影响程度分析和绝热层炭化-侵蚀率相关分析。高速段可放置不同冲刷角的试样,分析在高速状态下粒子侵蚀的影响和“台阶”效应的影响。

利用本发动机开展了内绝热层烧蚀率实验研究,分析了某型号发动机绝热层搭接缝、气孔、裂纹、气泡和夹层的影响。典型实验方案如图2、图3、图4所示。本次实验以测试有缺



1. 搭接缝 2. 气孔
3. 裂纹 4. 深层气泡
5. 夹层 6. 薄层部分搭接
7. 浅层气泡

图2 低速段试件布置

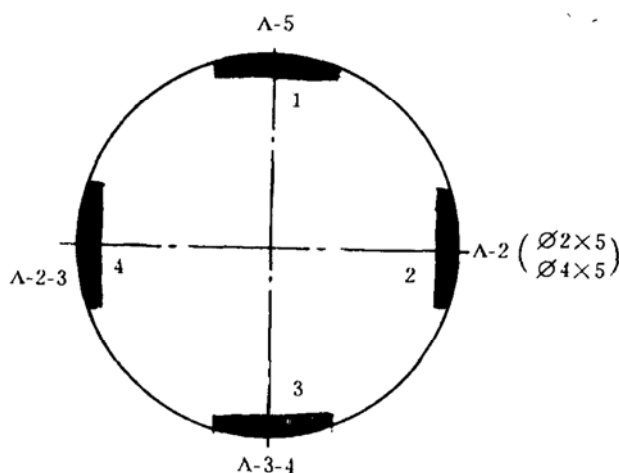


图3 变速段试件布置 ($\alpha=30^\circ$)

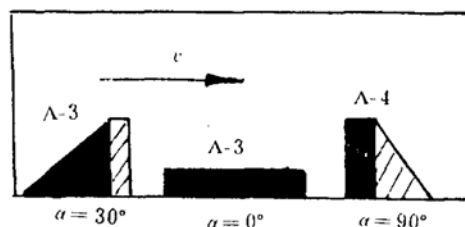


图4 高速段试件布置

陷的绝热层A的烧蚀率并在相同条件下比较

B材料为目的,压强为6.2MPa,烧蚀时间

8.5s,变速段收敛角 30° ,速度范围为3.5~160m/s。

3 实验现象及烧蚀率影响因素分析

通过多次绝热层烧蚀试验分析,发现有如下实验现象:

(1) 低速段和变速段试件烧蚀表面均有炭化层复盖,碳层冷却后自动分裂为两层。解剖试件后发现有明显的五层结构,分别形成疏松多孔的碳层,较致密坚硬的碳层,乳白色的热解层,棕红色的变色层和绝热层基体五层。热解层和变色层厚度相当,冷却后前三层相互脱离(见图5)。

(2) 低速段试件表面与气流速度平行,无 Al_2O_3 粒子沉积在烧蚀表面。变速段试件表面有大量的 Al_2O_3 粒子沉积且四周分布均匀。因实验时发动机为立式试车,故此粒子是气流冲刷沉

积形成,变速段有粒子碰撞热增量存在。高速段由于试件表面与气流方向有一定的夹角,烧蚀下表面有 Al_2O_3 块状沉积物,上表面碳层均被高速气流剥蚀掉,烧蚀严重。

(3)高速段水平试件的中部测试点烧蚀严重,这主要是由于前后试件产生的“台阶效应”引起。这种试件布置方式模拟了发动机燃烧室内部由于双燃速装药引起的台阶,导致绝热层烧蚀严重的现象。低速段和变速段试件上的缺陷,不同程度地使烧蚀加剧。特别是浅层气泡和大孔径气孔影响较大,出现了明显的凹坑。 3mm 深度的垂直裂纹和顺流斜裂纹, $\phi 2 \times 5$ 的气孔及搭接缝对烧蚀率影响较小。但在高速段这些缺陷对烧蚀率的影响明显地比低流速情况下要大,特别是无碳层存在的烧蚀区域尤为严重。

本文就绝热层的烧蚀环境,用烧蚀试验发动机还分别对燃气压力、流速、气流冲刷角、搭接缝、气孔、气泡、裂纹等典型缺陷方面作了定量分析。在特定复合推进剂和绝热材料(丁腈+石棉)条件下,找出了炭化率随着压力、流速、气流冲刷角及各类缺陷之间的定量关系(见图6—8)。

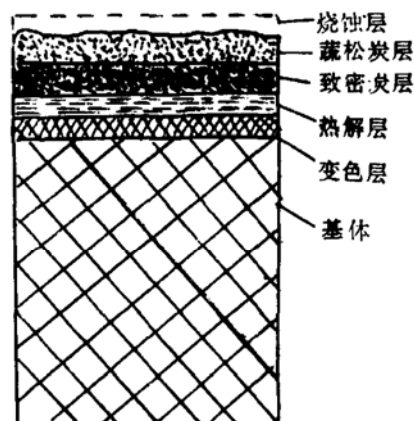


图5 绝热层烧蚀过程中形成的五层结构

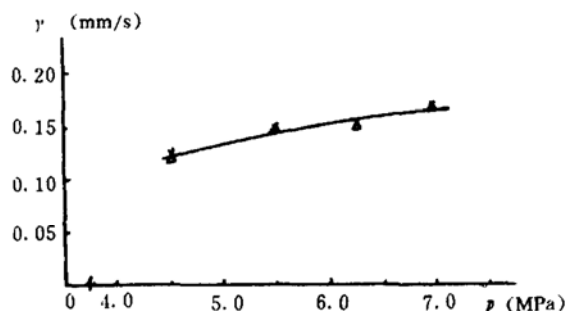


图6 A 材料低速段炭化率与压强之间的关系

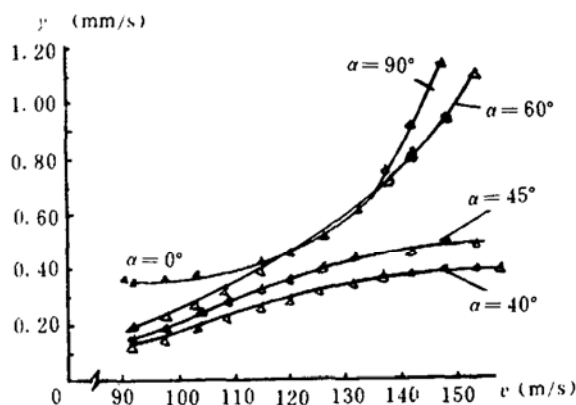


图7 B 材料高速段炭化率与流速、冲刷角之间的关系

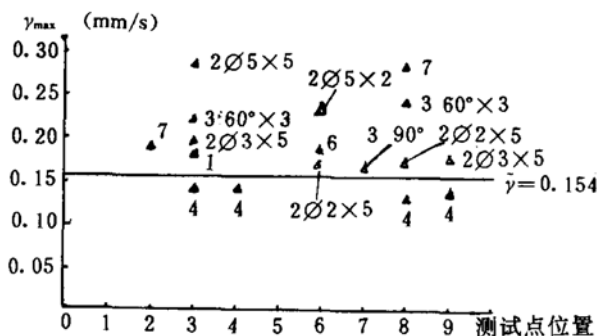


图8 A 材料低速段各缺陷对炭化率的影响 (i 为缺陷号)

$\phi 3 \times 5$, 相距 5mm , 气孔在上)炭化率比无缺陷时大 119% 。

低速段试件上的缺陷对炭化率的影响与高速段不同,分别为浅层气泡(宽 15mm , 深

高流速段燃气流方向与试件平行时,绝热层搭接缝对炭化率没有多大影响,气泡处(宽 15mm , 穿透试件, 深 $2 \sim 4\text{mm}$)炭化率增大 $7 \sim 34\%$, 裂纹处 ($\alpha = 60^\circ$, 深 3mm)炭化率增大 $14 \sim 27\%$, 无碳层区的孔 ($\phi 3 \times 5$)炭化率增大 50% 。高流速段燃气流方向与试件垂直时,逆流搭接缝使绝热层炭化率增大 $21 \sim 32\%$, 搭接缝所处流速越大影响越严重。当试件同时有裂纹和气孔时 ($\alpha = 60^\circ$, 深 3mm ,

1.5mm 穿透试样)使炭化率增大 85%,如图 8 所示。深层气泡(烧蚀表面未退移至气泡,深 4mm)对炭化率影响不大,有时出现膨胀现象,其炭化率比无缺陷时要减小 9~19%。夹层试件也有膨胀的现象。逆流搭接缝使炭化率增加 17~23%。气孔对炭化率的影响程度不等, $\phi 2 \times 5$ 孔为 10%, $\phi 3 \times 5$ 孔为 14~27%, $\phi 5 \times 2$ 孔为 52%, $\phi 4.5 \times 5$ 孔为 41~74%, $\phi 5 \times 5$ 孔为 85%。裂纹($\alpha=60^\circ$,深 3mm 逆流)使炭化率增大 42~55%。当烧蚀表面有一薄层时,炭化率增加 20%。

变速段试件有 $\phi 2 \times 5$ 气孔存在时炭化率增加 19%, $\phi 3 \times 5$ 气孔为 23%。 $\alpha=60^\circ \times 3$ 顺流裂纹几乎无影响。

以上数据是有限次实验的总结,它与烧蚀时间有一定的关系。当烧蚀时间长时,表层缺陷的影响程度可能会有所减小。因此,有缺陷短时间模拟烧蚀试验与长时间的实际发动机试车的相关性还有待于进一步研究。

4 结 论

(1) 大量的烧蚀试验发动机实验结果表明,无缺陷内绝热层烧蚀实验数据与实际型号发动机测得数据一致性较好。所得结果可为进一步优化发动机内绝热层热设计提供参考依据。

(2) 本实验方法克服了用氧/乙炔烧蚀试验法和电弧风洞烧蚀试验法在评价内绝热层烧蚀性能时的不足。利用烧蚀试验发动机可较好地模拟实际发动机的烧蚀环境,但实验工作量较大。通过大量的实验改变试验发动机装药、压强、流速、冲刷角等因素可获得内绝热层炭化-侵蚀率的关系式。本实验方法也是有效、准确地获得绝热材料烧蚀模型的唯一途径,为烧蚀分析方法提供计算依据。

(3) 利用本实验方法可在相同的热环境条件下放置多块不同的试件进行配方筛选,也可进行工艺及各类缺陷对内绝热层烧蚀率的影响程度分析。

参 考 文 献

- [1] NASA Space Vehicle Design Criteria. Solid Rocket Motor Internal Insulation. NASA SP-8093
- [2] 张洪涛. 固体发动机绝热层设计及试验分析. 固体火箭技术, 1990 (3)
- [3] 王睁. 固体火箭发动机内绝热层设计. 固体火箭推进. 1985 (1)
- [4] 氧-乙炔烧蚀试验方法. GJB 323-87
- [5] McComb J C and Hitner J M. Technique for Evaluating the Erosive Properties of Ablative Internal Insulation Materials. N90-18466
- [6] Skolnik E G, Moore B B, Davidson T F and Speav G B. The Development of Non-Asbestos insulation for the Tomahawk Booster Motor. AD-A197991