

高硅氧增强塑料烧蚀模型中 热解层厚度的探讨

蔡体敏 王思民

(西北工业大学)

摘要

通过小型实验固体火箭发动机的多次热试车,对喷管扩散段截面上高硅氧酚醛材料的色变厚度进行了观察,对该截面上材料采用红外光谱成份分析和导电性测量,确认了热解层厚度与碳化层厚度具有相同的数量级,可达2.5mm左右。因此,在作高硅氧酚醛喷管材料的烧蚀与温度场计算时,不宜采用热解面模型,而应采用热解层模型。

主题词: 火箭发动机喷管, 烧蚀, 模型, 玻璃纤维增强塑料, 固体火箭发动机

一、引言

高硅氧增强塑料的烧蚀是一个非常复杂的物理化学过程,它的烧蚀机理国内外已作了不少研究[1,2,6]。常见的烧蚀模型见图1。

高硅氧酚醛材料应用于固体火箭发动机喷管热防护结构时,对于热解层的认识及其在计算中的处理方法值得探讨。文献[3、6、7]中所提到的材料热解程度范围有所不同,此外,对于热解层厚度的说法也有不同。因此,目前在计算喷管材料内部温度场分布时所取的烧蚀模型也不同,主要分为两类。一类是热解面模型,即认为热解层很薄,可以把它看作是在某

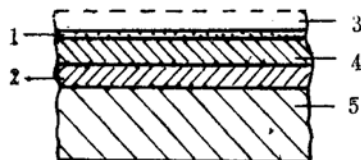


图1 高硅氧增强塑料烧蚀模型

1. 熔解层 2. 热解层 3. 烧蚀退移层
4. 碳化层 5. 原始材料层

一个完全热解的温度所对应的面上瞬间完成热解的[3,8]。这种模型可以避开热解层中复杂的化学动力学过程,数学上处理也比较简单。另一类是热解层模型,即认为热解是在某一个温度范围所对应的区域内完成的[4,5,7,9]。这种模型计算时要复杂一些,但比较符合实际。文献[7]对采用热解面模型和采用热解层模型的算例结果进行比较后发现,如果热解层厚度接近碳化层厚度时,则两种模型计算的结果相差甚大。可见,为了精确地计算喷管中高硅氧材料

的烧蚀率及其温度场分布,就必须弄清其热解层的温度范围及其厚度,以便合理地选取烧蚀模型。

二、热解温度范围及热解层厚度的测定

1. 热解温度范围的确定

热解温度范围用热失重法来测定,测得的高硅氧酚醛热失重和热解速率曲线如图2所示。

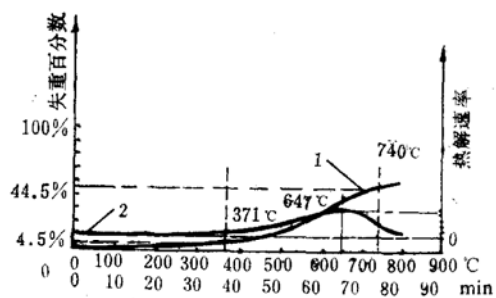


图2 高硅氧酚醛热失重和热解速率曲线

1.失重曲线 2.热解速率曲线

由图中曲线可以认为材料热解失重主要发生在 370°C — 740°C 这一范围内,即材料的热解温度范围为 370°C — 740°C 。当然,不同类型的高硅氧酚醛材料的热解温度范围也会有所差异,热解起始点和终止点的不同将会影响到热解层厚度的确定,但对喷管热结构设计的实践来说还不会有很大的影响。

2. 热解层厚度的确定

为了研究固体火箭发动机喷管烧蚀及温度场分布问题,从1984年以来,我们进行了十多次小型实验发动机的热试车,发动机采用丁羟复合推进剂,含铝量为14%,定压燃烧温度为3462K,等面燃烧装药,发动机工作压力为4.41MPa左右,工作时间为23.7和12.3s两种,喷管喉部为KS-8定向石墨,高硅氧酚醛材料为喷管喉部的背衬以及扩散段的内衬,喷管收敛角为 60° ,扩散角为 20° (见图3)。

喷管扩散段温度测量采用铂铑₁₀—铂热电偶,热电偶的安装是在喷管扩散段的2~3个截面上沿喷管切向分别打孔,将热电偶装入沿径向不同的位置。这样就可测得不同截面上不同径向位置的内衬温度场分布。

发动机试车后,喷管扩散段截面上显示出三种不同的颜色,最外圈较厚的区域呈深桔黄色,这是高硅氧酚醛原始材料,中间是黑色层,最里面是发亮的灰色层,后面这两层都是烧蚀的影响区,见图4所示。

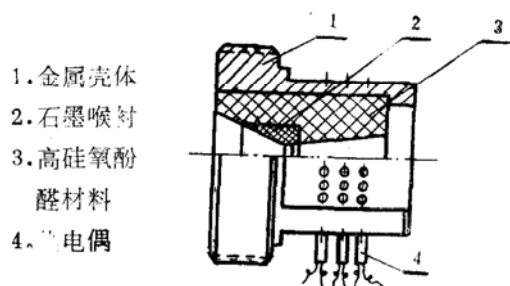


图3 喷管结构示意图

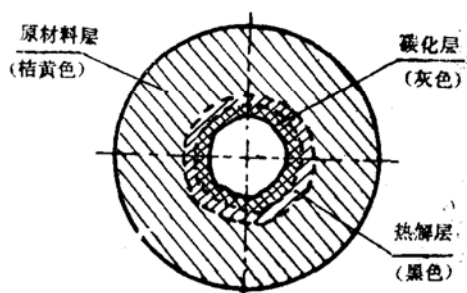


图4 喷管扩散段截面

试验发现,烧蚀影响区,或称色变厚度,基本上均为5.5mm左右,这与参考文献[11]中所述的存在一个碳化层的极限厚度的说法似乎一致,因此,最初我们曾误认为色变厚度就是碳化层厚度,在原始材料与碳化层之间没有明显的过渡区,即没有明显的热解层。但是,

以后的温度场计算结果及材料热失重试验曲线给了我们新的启示。喷管扩散段温度场的计算值与实验测量值基本相符。计算中采用的热解起始温度为 377°C ，热解终止温度为 730°C ，这与上述热失重试验所得基本相同，按此计算所得的最终热解层厚度约为 2.5mm 。另外，材料热失重试验后留下的残渣（相当于完全热解后的碳化材料）呈灰白色，这也与喷管扩散段截面上色变厚度中的最里层颜色很接近。由此可以推断，色变厚度并非都是碳化层，只是其中的内层发亮灰色区，约 3mm 厚，为碳化层，而中间的黑色区，约 2.5mm 厚，实际上为热解层，这与理论计算结果也很一致。

为了进一步证实这一热解层厚度，我们又对试验后的喷管扩散段内衬材料进行了红外光谱成份分析和导电性测量分析。

(1) 试件的红外光谱成份分析

对距喉部 21mm 处的横截面，在四个不同的径向位置上进行内衬材料取样，作红外光谱分析。第一个位置取在色变厚度区与原始材料区的界面附近，即距内表面平均尺寸为 5.69mm 处，第二个位置取在色变厚度的黑色层中，即距内表面为 4.54mm 处，第三个位置取在色变厚度中黑色层与发亮灰色层交界面附近，即距内表面为 3.21mm 处，第四个位置取在色变厚度的发亮灰色层中，即距内表面为 1.64mm 处。分析曲线见图5，图中横坐标为光谱的波长，纵坐标表示物质对于不同波长的红外辐射的透过率。透过率与物质的性质和物质存在量的多少有关。利用物质存在量多，则透过率就低的特性即可分析出材料的成份及其含量。图中 νOH 表示羟基吸收峰，苯环骨架振动表示酚醛树脂吸收峰， $\nu_{\text{Si-O}}$ 表示硅纤维吸收峰（吸收峰越高即表示透过率越低）。由图D可见，在距内表面为 1.64mm 处，羟基和酚醛树脂的吸收峰值均已很小，可以认为该处热解已经完成，属于碳化层区域。从图A-C可见，自第一个位置到第三个位置，羟基和酚醛树脂的吸收峰值逐渐减少，这就是处在热解过程之中，由此可以认为，热解层的厚度约为 2.5mm 左右。

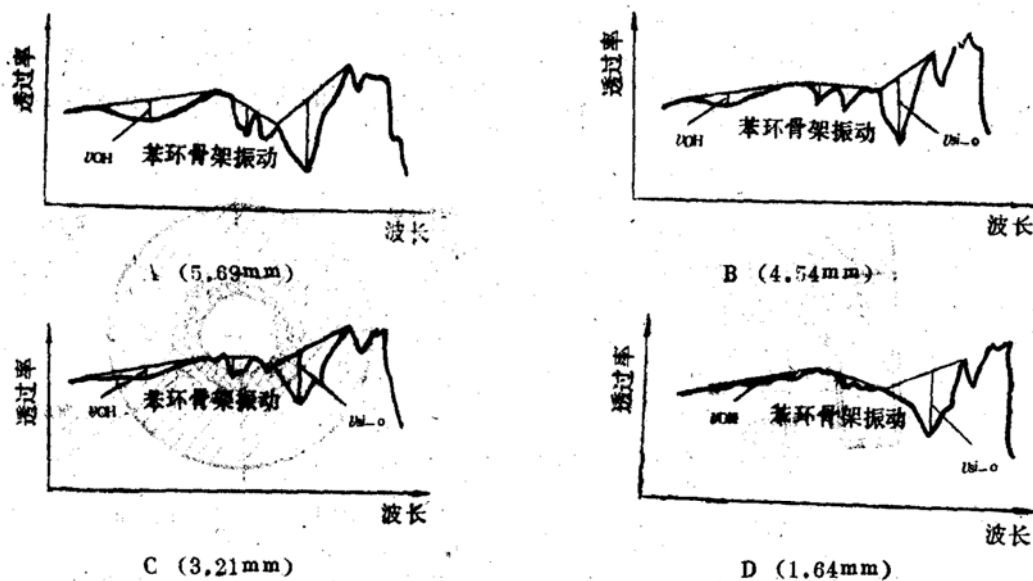


图5 不同位置试件成份红外光谱分析曲线

(2) 试件的导电性测量分析

清洁的高硅氧酚醛增强塑料是一种绝缘体,其表面电阻值很大,起过 $10^{23}\Omega$,然而,这种材料在碳化后却是导电的,而介于原始材料与碳化层之间的热解层,其导电性也必然介于两者之间,随着热解程度的增加,导电性也逐渐增加。利用这一特性,可以用电测法来测得碳化层的厚度。对喷管烧蚀试验后的解剖截面进行电测的结果列于下表(测量电压为10V)。

距内表面尺寸 (mm)	1.64	3.16	3.30	3.50	3.80	4.00	4.30	5.24
测定电流 (mA)	4.8	4.0	2.2	0.4	0	0	0	0

由上表数据可知,距内表面尺寸从1.64~3.16mm范围内,材料的导电性能变化很小,而在3.16~3.30mm范围内,距内表面尺寸变化较小,但材料的导电性能却下降较大,可以认为已经进入热解层区。所以,碳化层的厚度大约为3mm左右,这与前面提到的色变厚度中发亮灰色层的厚度相当。由此也可推得热解层的厚度约为2.5mm左右。在距内表面3.80mm处测定电流值已为零,这可以解释为在热解不是很显著的区域材料仍具有很好的绝缘性能。

三、小 结

1. 高硅氧酚醛增强塑料的热解温度范围370~740°C
2. 发动机工作结束时,高硅氧酚醛增强塑料喷管内衬的热解层厚度可达2.5mm左右。因此,在作喷管烧蚀和温度场计算时,不宜采用热解面烧蚀模型,而应该采用热解层烧蚀模型。
3. 对热试车后的喷管扩散段进行解剖检查时,最好用鉴别材料微观结构的方法来确定其碳化层及热解层的厚度。

参 考 文 献

- (1) Mathieu, Richard D., Mechanical Spallation of Charring Ablators in Hyperthermal Environments, J. AIAA, Vol.2, No.9, 1964.
- (2) Bartlett, Eugene P., Anderson, Larry W., Ablation Mechanism for the Apollo Heat Shield Material, J. of Spacecraft and Rockets, 1971.5.
- (3) Swann, Robert T., Pittman, Claud M., Numerical Analysis of the Transient Response of Advanced Thermal Protection System for Atmospheric Entry, NASA TN D-1370, 1962.
- (4) Matting, Fred W., Analysis of Charring Ablation with Description of Associated Computing Program, NASA TN D-6085, 1970.
- (5) Scala, Sinclair M., Gilbert, Leon M., Thermal Degradation of a Char-forming Plastic During Hypersonic Flight, ARS Journal, June 1962.
- (6) 欧阳水吾, 郑国铭, 相希宽: 高硅氧增强塑料的烧蚀理论及试验结果,《宇航学报》, 1981年第一期。
- (7) 姜贵庆: 有加质和化学反应热传导的积分计算,《宇航学报》, 1980年第一期。
- (8) 李志明: 火箭喷管扩散烧蚀计算方法及程序,《固体火箭推进》, 1984 No.1.

SCRAMJET FOR CRUISE MISSILES

Li Cunjie

(The 31st Research Lab.)

Abstract

Elementals Classification and performance of scramjet for cruise missiles are reviewed in this paper.

Keywords: Supersonic combustion ramjet engine, Supersonic combustion, Cruise missile

FEATURES AND DEVELOPING TRENDS OF TURBOFAN ENGINES FOR MISSILES

Kuang Jianwei

(The 31st Research Lab.)

Abstract

Sustainers for long range cruise missile are always the turbofan engines. The features of the turbofan engines used in missiles are much different from those for aeroplanes. The basic features of this kind of turbofan engines are low volume, small thrust, low cost and short life. The design criteria, overall performance, structure, manufacturing technology and developing trends of the turbofan engines for missiles are discussed in this paper.

Keywords: Turbofan engine, Cruise missile

A DISCUSSION ON THE THICKNESS OF PYROLYSIS LAYER IN THE ABLATION MODEL FOR SILICA-PHENOLICS COMPOSITE MATERIAL

Cai Timin Wang Simin

(The Northwestern Polytechnical University)

Abstract

By means of the firing tests of a small experimental solid rocket motor, observing colour change of the silica-phenolics composite material on the divergent