

# 富氧环境下燃烧室内绝热层的研究

陈春娟, 马国富

(湖北航天化学技术研究所, 湖北 襄樊 441003)

**摘 要:** 介绍了富氧环境下固体火箭发动机对绝热层性能的要求, 以及在该特殊条件下对绝热层所开展的研究工作。试车结果表明, PFDH-2 绝热层可以对富氧环境下工作的发动机燃烧室实施有效热防护。

**关键词:** 燃烧室; 内绝热层; 富氧

**中图分类号:** V432

**文献标识码:** A

**文章编号:** (2004) 04-0032-04

## Study on Internal Insulation of Rocket Engine in Oxidizer Rich Environment

Chen Chunjuan, Ma Guofu

(Hubei Institute of Aerospace Chemical Technology, Xiangfan 441003, China)

**Abstract:** The ablative property requirements and the studies on the insulation layer of solid rocket engine in oxidizer rich environment were presented. Results of subscale engine test show that the insulation (PFDH-2) can be used for heat protection of oxidizer rich solid rocket engine chamber.

**Key words:** chamber; internal insulation; oxidizer rich

### 1 引言

冲压发动机是一种简单而又高级的空气吸入式动力装置, 它的工作原理和结构简单。由于利用高速飞行时冲压作用来压缩进口空气与燃料燃烧, 空燃比在 8~14 之间, 因而在燃烧室内形成富氧环境。该环境下工作的绝热层较通常固体火箭发动机燃烧室的内绝热层的工作条件恶劣, 因此, 对冲压发动机燃烧室用绝热层性能提出的要

求就更为苛刻。首先, 绝热层必须有强的抗氧化能力, 因为高的空燃比形成的富氧环境加剧了绝热层氧化分解; 其次, 绝热层在烧蚀过程中要求能够形成坚固而致密的碳化层, 因为由进气道进入的高速压缩空气流 (140m/s~180m/s) 将对绝热层产生剧烈的冲刷; 最后, 氧化与冲刷两者之间的协同效应也是对绝热层抗冲刷性能的一个严峻考验。由此可见, 绝热层抗空气氧化与抗气流冲刷能力的强弱直接关系到冲压发动机工作的成败, 研究适于在富氧环境下工作的绝热层成为冲

收稿日期: 2003-12-01; 修回日期: 2004-01-04。

作者简介: 陈春娟 (1978—), 女, 硕士研究生, 研究领域为固体火箭发动机绝热层。

压发动机研制工作的重要一环。本文主要介绍了富氧环境下绝热层的研制状况以及地面试车情况,并对影响该类型绝热层烧蚀性能的因素作了初步探讨。

2 国内外富氧绝热层研制状况

国外对工作于富氧环境下的绝热层的研制起步较早,始于 70 年代初期,美国 Dow Corning 公司研制出牌号为 DC93-104 的有机硅烧蚀复合材料已成功用于冲压发动机燃烧室内绝热层。其耐烧蚀填料主要有碳化硅、二氧化硅及碳纤维等。经过对 12mm×12mm×100mm 的各种材料的标准试样进行氧/煤油测试比较,DC93-104 无论烧穿时间还是烧蚀率都优于其他材料,烧蚀性能结果见表 1。

表 1 不同材料主要性能结果

Tab.1 Main property results of different materials		
材料	试样烧穿时间 (s)	烧蚀率 (mm/s)
DC93-104	400	0.035
高苯基 RTV	58	0.230
酚醛玻璃布	293	0.047
丁腈橡胶	27	0.485

美国海军联合研究所 Baldwin 研制了一种高乙烯组分的硅橡胶隔热涂料,用于喷气推进系统的燃烧室,样品火焰烧穿时间长于一般的室温硫化硅橡胶<sup>[1]</sup>。

CELERG 针对冲压发动机提出了几种绝热层的设计方案,其主要依据是纤维织物结构对绝热层抗冲刷性能的影响。无组织增强配方可满足短时间冲压发动机结构热防护要求,对于巡航时间长、运行轨迹复杂的发动机采用 2D 或 3D 增强的织物,可以抵抗氧化性气氛和金属粒子对绝热层长时间的冲刷与烧蚀,2D 增强配方在模拟环境中烧蚀时间约为 400s~600s,而用 3D 增强的绝热层烧蚀时间约为 600s。难熔纤维形成的 2D 或 3D 增强织物通过在基体材料中发生径向或轴向取向来增强绝热层的抗烧蚀性能。该公司还提出由难熔层、力学增强层和弹性体层组成的多层结构绝热层方案及其施工工艺<sup>[2]</sup>。

西安近代化学研究所用同步法合成了聚二甲硅氧烷/聚氨酯互穿聚合物网络(PDMS/PUIPN),应用此项技术,加大了分子结构中聚合物网络密度,增加了碳化层强度,提高了材料抗冲刷性能,氧乙炔线烧蚀率达到了 0.0726mm/s<sup>[3]</sup>。

3 富氧绝热层研究试验结果

研制抗氧化与抗冲刷能力强的绝热层无疑可以成功解决导弹发动机的热防护问题。为此,我们开展了相应的研究工作,包括配方调试以及对氧乙炔烧蚀机测试方法的改进,同时对其中的某些配方进行地面试车,试车结果验证了氧乙炔烧蚀机参数调节的正确性。

3.1 绝热层烧蚀性能表征方法改进

绝热层线烧蚀率与质量烧蚀率大小是用来表征绝热层烧蚀性能好坏的主要方法。目前,对绝热层烧蚀率的测试通常采用氧乙炔烧蚀机,执行标准为 GJB323A。通过试验结果发现,该标准并不适于表征在富氧环境中工作的绝热层的烧蚀性能,因此,我们通过计算,对氧乙炔烧蚀机的某些参数进行了调整,经调整后的氧乙炔烧蚀机能够很好的模拟高速气流冲刷和富氧环境,从而为配方的筛选提供了有效手段。

3.2 配方试验结果

3.2.1 氧乙炔烧蚀率

表 2 给出了所研制的绝热层配方的氧乙炔烧蚀试验结果。

表 2 不同配方绝热层的主要性能

Tab.2 Main property of different insulation formulas		
配方代号	氧乙炔线烧蚀率 (mm/s)	氧乙炔质量烧蚀率 (g/s)
PFDH-1	0.0625	0.1000
PFDH-2	0.0225	0.0173
PFDH-3	0.0235	0.0199
PFDH-4	0.0653	0.0319
PFDH-5	0.0345	0.0435
PFDH-6	0.0530	0.0766
PFDH-7	0.0870	0.0867

从表 2 中可以看出,以上几种体系的配方都具有良好的抗冲刷性能,其中 PFDH-2、PFDH-3、

PFDH-5 的线烧蚀率小于国外目前普遍使用的 DC93-104 耐烧蚀材料,其他几种绝热层的烧蚀率与公开的文献报道相当。

3.2.2 碳化层强度

当绝热层表面材料达到碳化温度时,其中大部分高聚物分解成低分子气体,溢出表面后随燃气排出;碳化后留下的填料、无机添加剂和高聚物残渣构成多孔的碳化层<sup>[4]</sup>。绝热层表面烧蚀后形成的碳化层牢固程度是表征绝热层抗气流冲刷能力强弱的另一种量度,碳化层越坚硬、致密,附着力越强,绝热层抗冲刷能力越强,反之,其抗冲刷性能就越差。上述代号为 2、3、5、6 绝热层烧蚀后的形貌见图 1。

从烧蚀形貌图来看,烧蚀后的碳化层表面光滑,而且比较完整,说明形成的碳化层强度较高,

能够经受住高温燃气与高速压缩空气气流对绝热层冲刷的考验。

3.2.3 隔热性能

由于测试手段有限,无法直接准确测量绝热层的背壁温度,因此,只能在现有的相同烧蚀条件下,通过观察烧蚀后的绝热层背壁颜色是否发生变化或颜色变化深浅来确定哪一种配方的隔热性能更好,颜色变化见表 3。

PFDH-2、PFDH-3 用肉眼观察未发现颜色变化,而 PFDH-1、PFDH-6 的颜色变化较浅,其他几种配方绝热层背面颜色变黑,说明该材料已经完全碳化。通过颜色比较发现,背壁温度 PFDH-2、PFDH-3 在上述配方中为最低,说明这两种配方体系的绝热层热导率低于另外几种配方,即该配方的隔热性能良好。



图 1 绝热层烧蚀后形貌图

Fig.1 Insulation after ablation

表 3 不同配方体系绝热层烧蚀后颜色变化

Tab.3 Color change of different insulation formulas after ablation

配方代号	PFDH-1	PFDH-2	PFDH-3	PFDH-4	PFDH-5	PFDH-6	PFDH-7
烧蚀时间 (s)	40	100	100	40	100	60	40
材料背壁颜色变化	浅	无	无	碳化变黑	碳化变黑	浅	碳化变黑

4 发动机地面试车

氧乙炔烧蚀机的工作状态与真实发动机相比,还有相当程度上的差别,通过考察氧乙炔烧蚀机对绝热层烧蚀情况而筛选出的绝热层配方究竟能否满足发动机工作环境的要求,最终需要通过发动机地面试车结果而定。因此,分别对不同内绝热层配方的缩比发动机进行了 10s, 70s 地面

试车。经过对绝热层解剖以及对剩余厚度的测量,得到三种绝热层线烧蚀率,结果见表 4。

发动机试车结果证明,上述三种配方可以用于富氧环境下工作的发动机燃烧室。在发动机装药采用高 Mg、Al、B 含量、具有强烈冲刷性能的复合推进剂,空燃比值为 8、燃温为 2000K 的富氧环境条件下,对配方 PFDH-2 的绝热层进行 70s 地面静止点火试验。绝热层剩余厚度与发动机轴向长度关系曲线见图 2。

表 4 10s 发动机内绝热层烧蚀率

Tab.4 Ablation rate of internal insulation for 10s solid rocket engine

配方代号	线烧蚀率 (mm/s)	现 象
PFDH-2	0.05496	碳化层表面平整、坚硬、不脱落
PFDH-3	0.05138	碳化层局部有分层、脱落现象
PFDH-5	0.04878	碳化层较完整，背壁颜色稍有变化

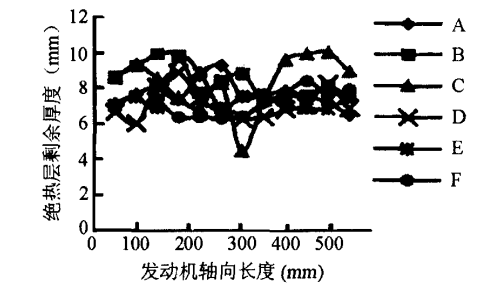


图 2 70s 缩比发动机燃烧室绝热层剩余厚度

Fig.2 Retaining thickness of 70s subscale engine chamber

图中 A、B、C、D、E、F 六条直线是将发动机沿圆周方向取等分的六个点，经过每一点沿发动机轴向做直线所得。试验结果表明，该绝热层平均线烧蚀率仅为 0.0256mm/s。70s 绝热层的烧蚀率远小于 10s 时绝热层的烧蚀率，这一现象说明绝热层剩余厚度并不与烧蚀时间成正比，这可能由于该配方的绝热层在烧蚀过程中形成强度较高的碳化层以后，冲刷气流对表面附有坚硬碳化层的绝热层的破坏变得困难，使得绝热层 70s 的烧蚀率低于 10s 的烧蚀率。通过对烧蚀后发动机绝热层观察，发现烧蚀后形成的碳化层表面平整且均匀一致，满足发动机燃烧室热防护要求。

5 影响富氧绝热层抗烧蚀性能因素分析

(1) 燃气组分与含量。冲压燃烧室燃气中氧化性最强的是剩余的空气中的氧气，它对绝热层的破坏主要体现在化学烧蚀上，而燃气中的金属粒子则主要表现为对绝热层的物理侵蚀，含量愈高，对绝热层破坏愈严重。

(2) 绝热层氧指数。通常绝热层氧指数越高，绝热层的抗氧化能力越强，这一点对于富氧环境下的绝热层显得尤为重要。

(3) 绝热材料自身强度。若材料的强度低，那么在烧蚀过程中就会出现分层或膨胀现象，难以形成牢固的碳化层，因此使得绝热层抗冲刷能力大为降低。

(4) 绝热材料的热导率。对于绝热层而言，热导率越低对保护发动机壳体越有利，因为低的热导率可以降低发动机壁温升温速率，这样发动机在工作时间内不致因温升过快超过金属熔点而使壳体失强。

6 结论

通过上面的试验与分析可以看出，研制的绝热层能够经受住富氧与金属粒子冲刷二者同时存在的恶劣环境的考验，并得出以下结论：

- (1) 通过对氧乙炔烧蚀机某些参数的调整，达到了能够较准确模拟发动机富氧状态要求。
- (2) 通过在调整后的氧乙炔烧蚀机上对各种热防护材料烧蚀率的测试，初步研制出适于富氧环境下工作的发动机内绝热层配方。
- (3) 对其中几种配方进行了 10s、70s 地面试车，结果表明，研制的绝热层可以对富氧条件下工作的发动机燃烧室进行有效热防护。
- (4) 该绝热层研制成功可以解决导弹用冲压发动机燃烧室热防护问题。

参考文献：

[1] 张以和. 硅橡胶烧蚀材料的研究和应用[J]. 涂料工业, 1992, (3).

[2] Freydier Christian. 新一代超音速冲压式喷气发动机导弹用先进缠绕绝热层[M]. 裴晓华译. 湖北航天化学技术研究所.

[3] 杨永忠, 鲍冠苓. 聚二甲基硅氧烷/聚氨酯互穿网络耐烧蚀材料的研究[J]. 推进技术, 1999, (1).

[4] 王铮. 内绝热层碳化厚度和设计厚度的计算[J]. 固体火箭技术, 1994, (4).