

气象火箭隔热涂层的设计

王秉渊 戚正风

提 要 本文论及气象火箭头部锥壳的隔热涂层。在考虑了火箭头锥工作环境需要和可能的基础上,完成了材料在飞行环境下温度载荷的计算、涂层组成以及成型方法的选择。通过地面模拟实验确定了涂层的最佳厚度。最后通过飞行试验,证实了隔热涂层可供实际使用。

本文内容是针对“761”气象火箭的工作环境来考虑的。该气象火箭是我校设计的型号。它用来探测高度为60公里以下大气的基本参数。探测仪器安装在火箭箭头的锥壳内,仪器上热敏元件的焊点要求该处温度不大于 70°C 。因此,必须对于起整流作用的、承受飞行中空气动力加热的锥壳采取绝热措施,以保证仪器在火箭飞行中有正常的热环境。

为此,首先确定整个仪器舱段(图1)在飞行中的热环境,它就是我们对于隔热材料的基本要求。

我们经过对隔热材料种类的选择,涂料的筛选和改性,摸索涂层工艺制度和施工方

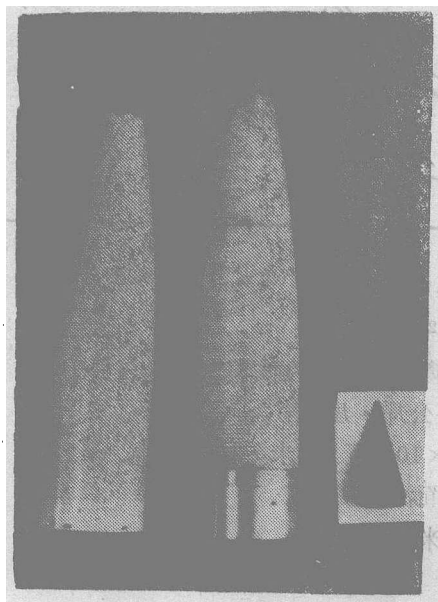


图1 (自左至右)
火箭头部, 锥壳, 箭锥

法等工作。最后，通过制作大量试片，在特定的试验条件下，用石英灯试验台作手段，进行静态热环境模拟试验，测定对不同厚度涂层的背面温度情况，以此来确定涂层的必要厚度，并应用于正在研制的“761”火箭中去。通过飞行试验的考核，完成了对锥壳隔热涂层的设计工作。

一、隔热材料的热环境

1. 隔热材料的温度载荷

(1) 计算温度载荷所用起始数据的确定

a. 飞行弹道：根据“761”气象火箭标准弹道的计算^[1]，在发射状态为：

发射角	87°
风速	0米/秒
风向	0°

求得：火箭飞行高度、速度、马赫数随时间的变化曲线 $H, V, M=f(\tau)$ (图2)。

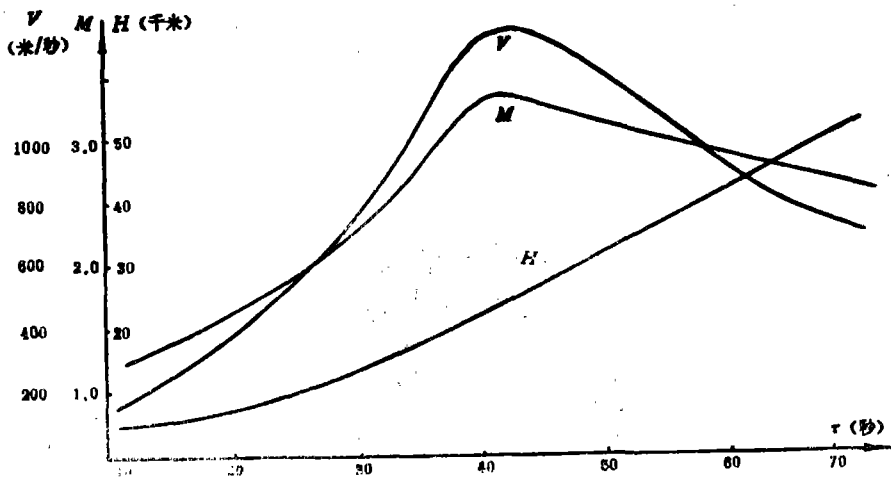


图2 气象火箭的标准弹道

b. 锥壳材料及性能^[2]

材料：锥壳为无碱玻璃布带缠绕的玻璃钢件

比热： $C=0.36$ 仟卡/公斤·度

导热系数： $\lambda=0.944 \times 10^{-4}$ 仟卡/米·秒·度

黑度： $\epsilon=0.9$ ^[3] (表面涂保护漆)

比重： $\gamma=1700$ 公斤/米³

厚度： $\delta=3$ 毫米^[4]

初始条件：

材料温度： $T_0=288^\circ\text{K}$

地面空气密度： $\rho_0=0.125$ 公斤·秒²/米⁴

(2) 计算模型 (图 3)

因为玻璃钢是非良好绝热材料, 又是非良好的导热材料, 在 3 毫米的结构厚度内, 温度是逐渐降低的, 不能当作等温来处理。

根据近似数值计算原理^[3], 在 $\delta=3$ 毫米的厚度内, 等分为六个薄层, 每层为 0.5 毫米, 这样各层近似可看作是等温的。

(3) 边界条件:

a. 外表面的对流换热计算^[5]
 对流热流: $q_a = \alpha(T_r - T_1)$ 其中: α 为空气与头锥间的换热系数

$$\alpha = \frac{1}{2} \rho V g C_p C_f$$

ρ —大气密度 [公斤·秒²/米⁴]

V —火箭飞行速度 [米/秒]

C_p —空气比热 [仟卡/公斤°C]

C_f —空气摩擦系数

层流时: $C_{f\Lambda} = \frac{0.664}{\sqrt{Re}}$

紊流时: $C_{fT} = \frac{0.372}{(\lg Re)^{2.58}}$

雷诺数 $Re = \frac{\rho V l}{\mu}$

l —计算截面到锥壳理论顶端的距离 (特征长度) [米]

μ —空气的动力粘性系数 [公斤·秒/米²]

附面层的性质由临界雷诺数 Re_{kp} 来决定,

层流条件: $Re < 0.3 \times 10^6$ $Re < Re_{kp}$

紊流条件: $Re > 2 \times 10^6$ $Re > Re_{kp}$

当 $0.3 \times 10^6 < Re < 2 \times 10^6$ 时为转换的过渡过程, 取 C_f 的过渡值。

T_r 为恢复温度 [°K]

$$T_r = T_H \left(1 + \varphi \frac{k-1}{2} M^2 \right)$$

T_H —大气温度 [°K]

φ —恢复温度系数

层流附面层时 $\varphi_\Lambda = 0.845$

紊流附面层时 $\varphi_T = 0.885$

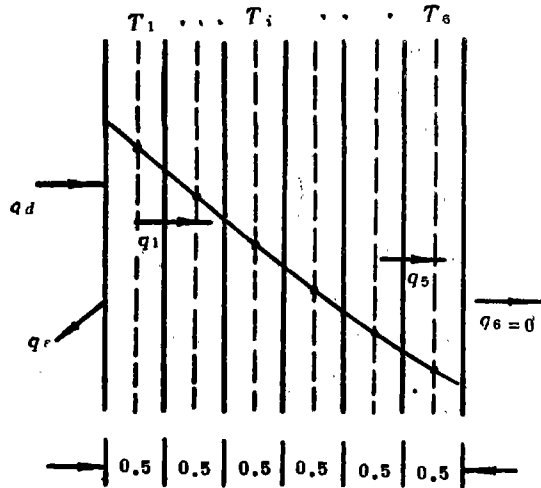


图 3 计算模型

$$M - \text{马赫数} M = \frac{V}{a}$$

a — 音速 [米/秒]

k — 空气的绝热指数 取 $k = 1.4$

T_1 — 为第一层温度

b. 外表面辐射换热计算^[5]

$$\text{辐射热流: } q_e = C_0 \epsilon \left(\frac{T_1}{100} \right)^4$$

其中: C_0 为黑体辐射系数 $= 1.361 \times 10^{-3}$ [仟卡/米²·度⁴·秒]

ϵ 为材料的黑度

T_1 为第一层温度 [°K]

内表面近似认为绝热, 即与舱内温度没有热交换。实际与舱内空气的自然对流换热甚小, 且壳体内壁温度不甚高, 向内部的辐射比热流也较小。所得壁温近似计算值, 较实际值略偏高。

(4) 用有限差值法进行不稳定导热计算时的微分方程组为: ^[5]

$$\frac{dT_1}{d\tau} = \frac{1}{C\gamma\delta} (q_a - q_e - q_1)$$

其中: C 为材料的比热 [仟卡/公斤·°C]

γ 为材料的比重 [公斤/米³]

$$q_1 = \frac{\lambda}{\delta} (T_1 - T_2)$$

q_1 为第一层向第二层传递的热流

$$\text{同理: } \frac{dT_2}{d\tau} = \frac{\lambda}{C\gamma\delta^2} (T_1 + T_3 - 2T_2)$$

∴ ∴

$$\frac{dT_6}{d\tau} = \frac{\lambda}{C\gamma\delta^2} (T_5 - T_6)$$

其中: T_1, T_2, \dots, T_6 为玻璃钢壳各薄层的温度

(5) 计算截面的选取:

截面 I: 距箭头的理论顶端 $l_1 = 5$ 毫米, 此截面在箭锥内, 温度载荷最大。

截面 II: 距箭头的理论顶端距离 $l_2 = 200$ 毫米, 此截面在探测仪器测温元件之处, 是关键部位。

截面 III: 距箭头的理论顶端距离 $l_3 = 400$ 毫米, 此截面在锥壳中段, 可用来分析温度沿头部的分布, 且作为隔热材料采用不等截面布置时的依据。

(6) 进行近似数值计算。

求出沿上升段飞行弹道温度变化的规律^[6] (图 4 和表)

(7) 对近似计算可靠性的校验:

我们利用“M-6”模拟计算机及寻优机上同时进行计算^[7], 且将 3 毫米的厚度等分为

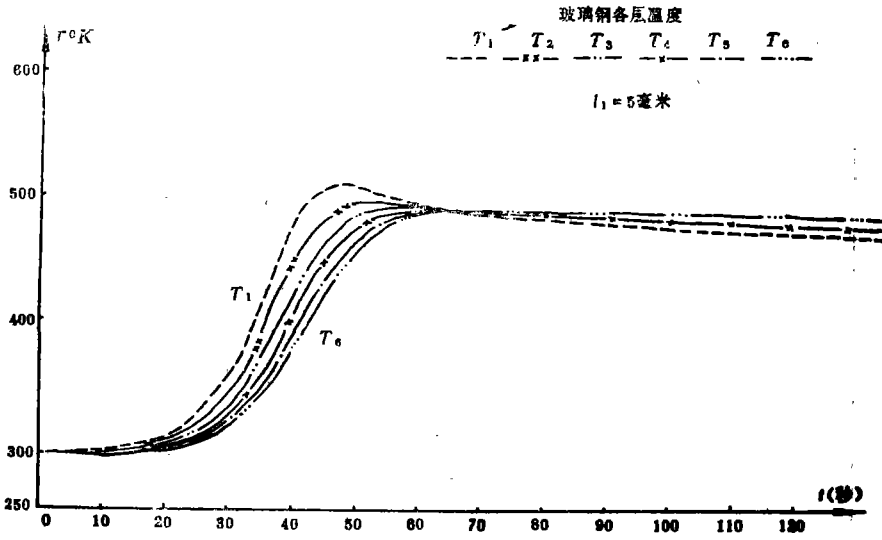


图 4.1 锥壳温度随飞行时间的变化 ($l_1 = 5$ 毫米)

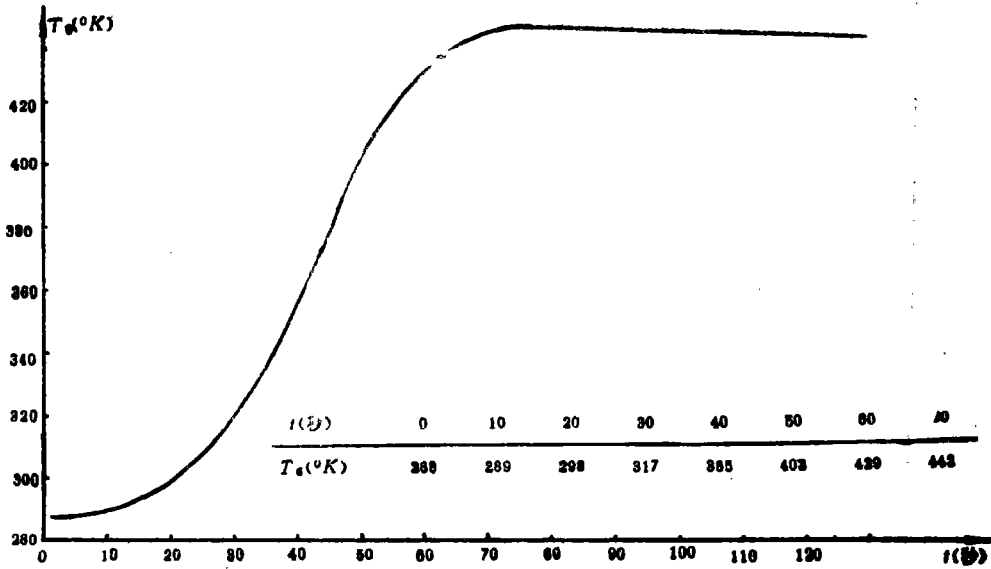


图 4.2 锥壳温度随飞行时间的变化 ($l_2 = 0.2$ 米)

玻璃钢锥壳各层温度随时间的变化 $l=0.005$ 米处

τ (秒)	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70
T_r (°K)	288	306	326	359	431	560	734	762	733	658	601	552	513
q_a (仟卡/米 ² 秒)	0.905	0.924	1.65	2.69	4.85	7.81	9.75	6.31	3.50	1.39	0.85	0.65	0.20
q_s (仟卡/米 ² 秒)	0.075	0.091	0.10	0.13	0.18	0.30	0.56	0.74	0.82	0.93	0.68	0.40	0.20
T_1 (°K)	288	295	306	324	354	407	475	505	506	496	485	480	475
q_1 (仟卡/米 ² 秒)	0.48	0.64	1.20	1.95	3.70	6.23	7.80	4.46	3.10	1.50	0	-0.4	-0.9
T_2 (°K)	288	293	302	316	341	385	444	480	492	495	484	480	475
q_2 (仟卡/米 ² 秒)	0.30	0.48	0.92	1.60	2.90	4.90	6.50	4.71	2.75	1.62	0	-0.2	-0.6
T_3 (°K)	288	292	299	311	332	368	420	461	480	488	484	482	478
q_3 (仟卡/米 ² 秒)	0.18	0.38	0.74	1.25	2.30	3.87	5.25	4.00	2.43	1.39	0	-0.1	-0.3
T_4 (°K)	288	290	296	307	324	356	404	446	471	483	484	483	480
q_4 (仟卡/米 ² 秒)	0.10	0.28	0.55	0.94	1.70	2.91	4.05	3.27	1.95	0.95	0	-0.1	-0.2
T_5 (°K)	288	290	295	304	319	348	391	436	465	481	484	483	482
q_5 (仟卡/米 ² 秒)	0.08	0.19	0.40	0.67	1.18	2.07	2.90	2.41	1.45	0.66	0	-0.1	-0.1
T_6 (°K)	288	289	294	303	317	343	385	431	463	479	484	483	483

15层,并解15个微分方程组,它们的计算结果,除规律一致外,数值也非常接近,证明计算结果可信(如图5和表)。

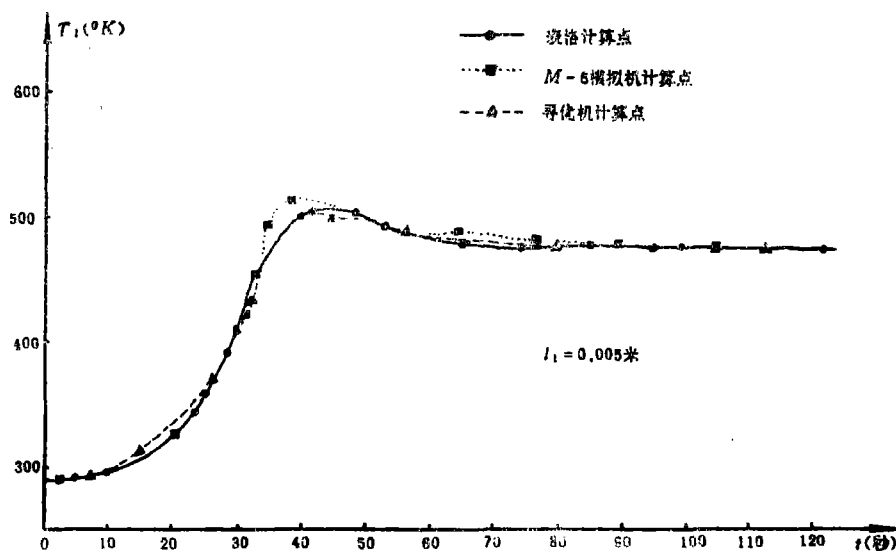


图5 表格计算结果与M-6模拟计算机及寻优机计算结果比较

$l=0.005$ 米处温度 T_1 [°K]计算结果的比较

飞行时间(秒)	0	10	20	30	40	T_{mx}	50	60	70
计算方法									
表格计算解	288	288	306	354	475	507	506	485	470
寻优机解	288	288	310	360	477	502	496	484	480
M-6模拟机解	288	288	303	353	491	513	500	492	491

(8) 隔热材料的温度载荷:

a. 对计算结果的分析:从理论计算的结果(图4.2)中发现,在0秒至70秒时,玻璃钢内壁温度由 15°C 上升到 170°C ,此后壁温缓慢下降。这可看出,在0秒至70秒时,空气动力对壳体是加热,因为这过程中随飞行速度的升高及发动机关闭后虽然飞行速度逐渐下降,但仍然保持较高的速度飞行,在稠密大气层中,始终因头部壳体对空气的压缩和摩擦而受热使温度升高。但当70秒以后,直至弹道最高点,空气对壳体的加热,不足以补偿壳体向外的辐射热,至使壳体缓慢冷却。

b. 计算结果的简化:由于我们计划在地面进行温度模拟试验,因此将70秒至152秒间认为壳体温度不降低(图6)作为内壁温度的上限,便于对模拟曲线误差的补偿,

达到试验结果可靠安全的目的, 这曲线就是我们进行隔热材料设计时特定温度载荷的试验条件。

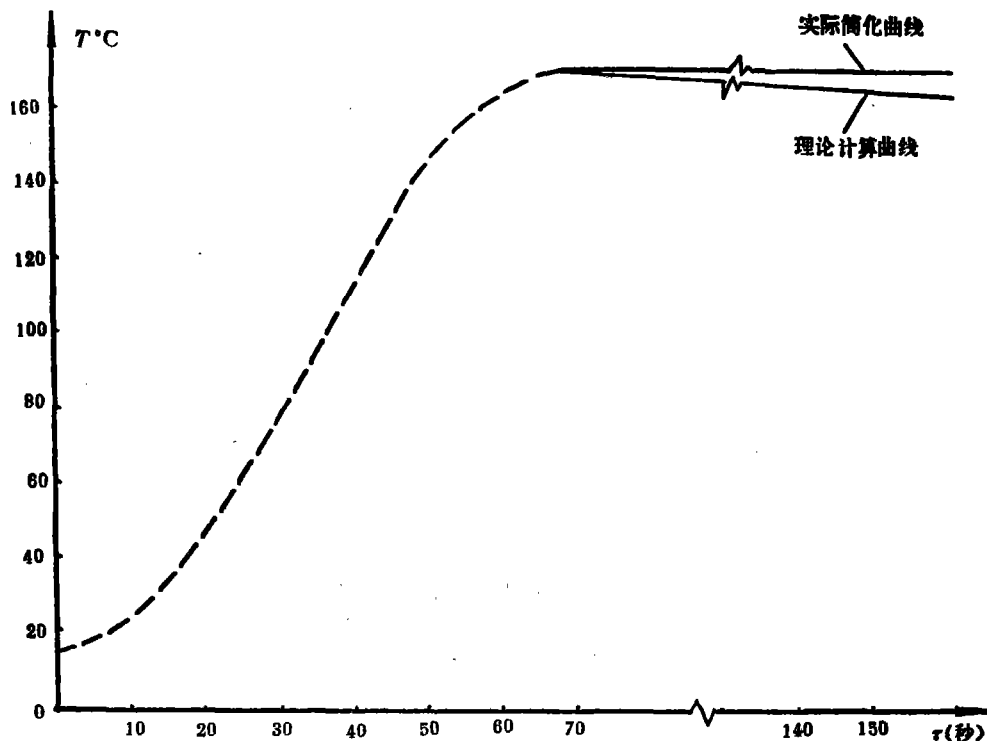


图 6 隔热材料设计时特定的热环境

2. 对隔热材料的要求

(1) 根据在 $l=200$ 毫米截面上的温度载荷, 要求隔热材料的隔热性能达到距离锥壳内表面 20 毫米处 (指空气层厚), 舱内温度不能大于 70°C ;

(2) 根据在 $l=5$ 毫米处的热环境, 要求隔热材料能承受 240°C , 90 秒钟的热负荷而不破坏;

(3) 头部内探测仪的导向轨仅距锥壳内表面约 3~5 毫米间隙^[4], 因此要求隔热材料不能过厚, 以防头锥抛不出去;

(4) 要求隔热材料, 不破坏弹头的空气动力外形;

(5) 隔热材料的成型工艺力求简便, 宜于单件研制和适用于少量生产;

(6) 使用, 维护方便, 成本低, 工作可靠。

二、隔热材料的选择

参考各种实际可用的隔热材料的品种, 可以选用橡胶石棉板、松木、泡沫塑料、航空毛毡 (图 7.1) 及各种涂料 (图 7)。从原理上讲, 它们都可达到隔热的目的, 但具体考虑到锥壳的实际可用容积小、壳壁是曲面, 装配、使用、维护要求简便, 成型方

便,要适宜于研制中的单件生产或定型后的小批量生产。我们进行了各种尝试,认为采用“涂层”的方案,达到隔热目的,有各种优点。尤其对涂料的选择有宽广的范围,涂敷的方法对各种形状的适应性也较强,在实验室条件下进行研究也较方便,因此,确定为锥壳的隔热材料和隔热措施。

三、隔热涂层的确定

1. 涂料的选择

对以环氧树脂为基础并加入适当填料(云母、硼酸、高硅氧棉等)的常温固化环氧型涂料以及以酚醛固化环氧树脂为基础并加入适当填料的高温固化环氧酚醛型涂料进行了涂片试验,最后经石英灯热源试验台静态热环境模拟试验,发现它们的烧蚀性能尚好,但隔热性能不够理想,且均有大量发泡碳化层(图7.4),适用于涂敷在试件的外表面,但又考虑到涂敷在试件外表面的涂层,在装配、运输、贮存、使用时容易被划破、破坏,希望采用涂敷在试件内表面,因此,最后选用了聚氨酯型涂料(图7.2)。

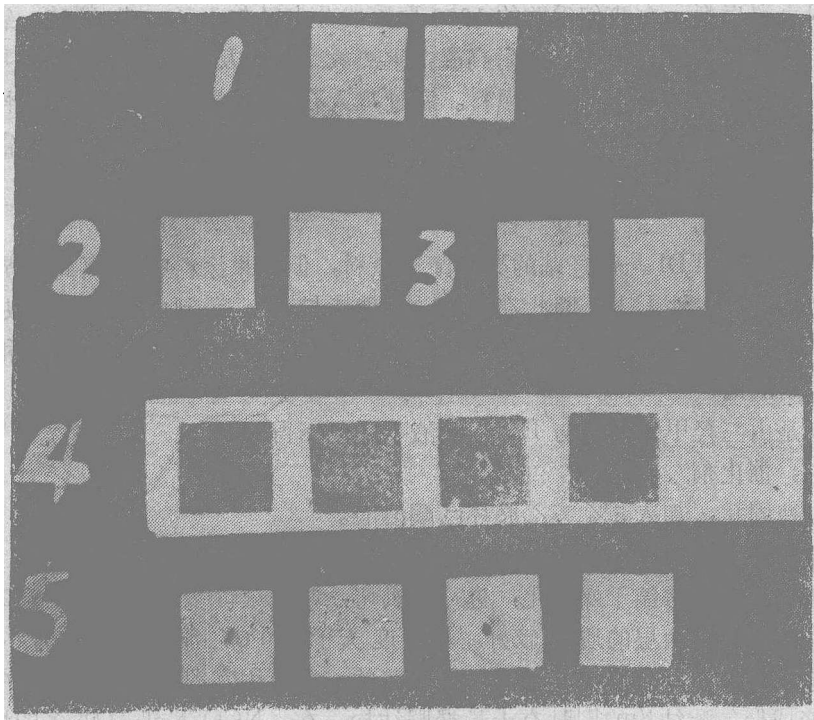


图7.1. 1. 毛毡试片; 2. 聚氨酯型涂料试片; 3. 改性聚氨酯型涂料试片;
4. 环氧型涂料试片(左1为烧蚀前,其余为烧蚀后) 5. 烧蚀后的聚氨酯
涂料试片(左2.4为改性的)

2. 涂料的组成

采用的聚氨酯涂料是双组份的,一个组份是带有羟基($-OH$)的聚酯,另一组份是带有异氰酸基($-NCO$)的预聚物,使用时将二个组份按一定比例混合,利用 $-OH$ 与 $-NCO$ 的反应生成聚氨酯涂料,为了提高涂料的耐热隔热性能,需加入适当的填料,

为了使涂层快干及提高涂层质量，又加入第三组份，少量的三乙胺催化剂。

聚氨酯型涂料是指聚合体内含有相当数量的氨基甲酸酯链节 $\left(\begin{array}{c} \text{H} \quad \text{O} \\ | \quad || \\ \text{N} - \text{C} - \text{O} \end{array} \right)_n$ 的高分子化合物。它是由多异氰酸酯与多元醇加成聚合而成。

在此反应中一个分子中的活泼氢原子转移到另一个分子上去，因此反应没有副产物分裂出来，因而在反应过程中就不需要抽除副产物来促使平衡转化。这样所得涂层产品的体积收缩也较小，涂层质量更有保证。

聚氨酯涂料的性能取决于一OH与—NCO的类型以及—OH与—NCO的比例，另外针对耐高温，隔热性的要求，还与加入的填料有关。我们采用的原料：

组份一：聚酯

我国现有生产的聚酯产品的牌号很多，且各种牌号具有各种特性，根据我们的要求选用了1600聚酯（它是由己二酸，一缩乙二酸，三羟基丙烷合成的）这种聚酯交联度为中等技化，因此形成的涂层膜较坚硬，但仍然还富有弹性，为了耐高温及隔热又加了一些无机耐高温填料，在我们采购的1600聚酯成分中已加入了一些硼酸，氧化铝，磷酸二氢铵。但我们为了进一步提高耐高温，隔热效果，以及使涂层与玻璃钢基体有更好的结合力，又加了一定量的石英粉填料。通过加入石英粉填料后，耐高温性能有所提高，涂层受高温后鼓泡现象减少，同时与玻璃钢基体结合力好，在涂复时不需涂刷底漆（图7-3.5）

组份二：预聚物

用二异氰酸酯 TDI 与带羟基的聚酯配成涂料，但如果涂料中游离的二异氰酸酯含量高，容易挥发，毒性太大，因此都将二异氰酸酯与多元醇制成预聚物，使 TDI 中一部分—NCO 与—OH 反应后，留下一部分游离—NCO，然后在使用时再和聚酯的带—OH 反应制成聚氨酯涂料。

预聚物是由三羟基丙烷与 TDI 在溶液下反应制得的。

组份三：催化剂

为了加速固化，加入5%三乙胺环己酮溶液。

3. 涂层的固化

聚氨酯涂料可以常温干燥固化，也可以烘烤，我们进行多次试验发现在90℃左右保温2小时，这样得到涂层的质量较好。若温度大于100℃，涂层起泡。若在常温下干燥固化，涂层发软，不坚硬，其性能不如烘烤的，主要因常温干燥时与空气中的水份接触太多，形成聚氨酯结构的同时有大量聚脲结构。在—NCO基超量较多的情况下，聚脲更多，但由于温度低，不会产生脲基甲酸酯的结构。而烘烤情况就不一样，因为水份较少，及高温下加速了羟基和异氰酸基的反应，于是形成聚氨酯结构多，而聚脲结构少，同时在一NCO基过多的情况下，由于高温形成脲基甲酸酯，因此烘烤的涂层性能比常温干燥的更为优越。

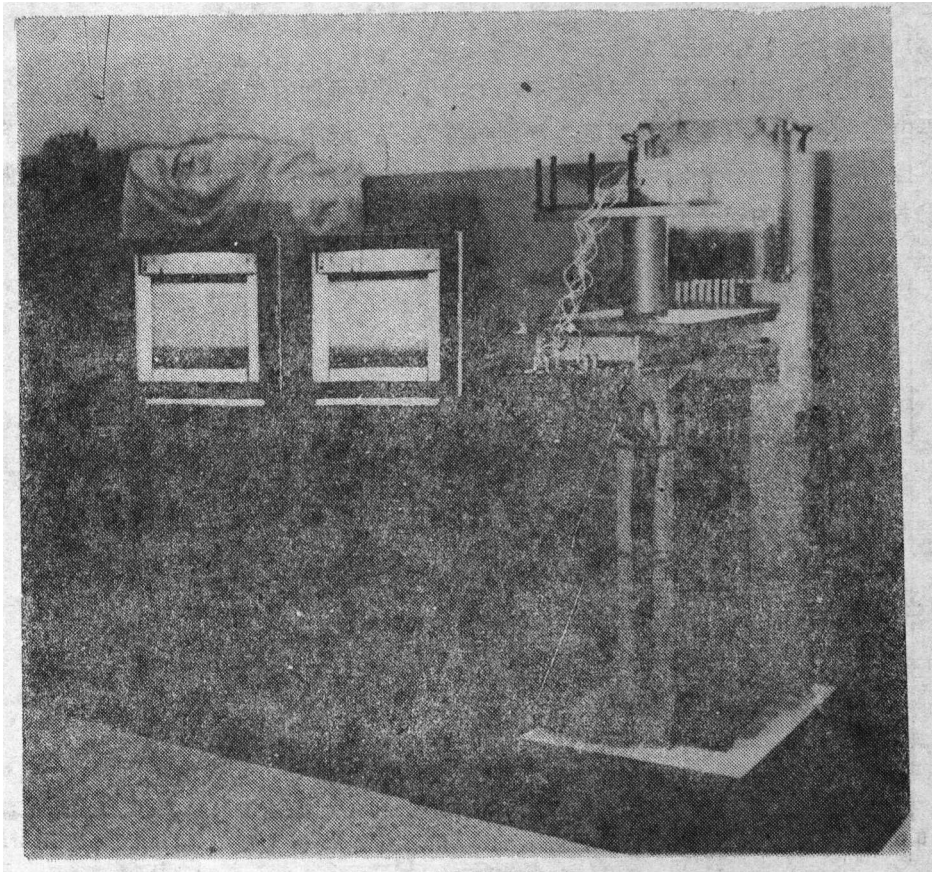
4. 涂层厚度的确定

(1) 试片的制作：取2毫米铝片15块，按工艺要求涂刷（图7）

组 号	刷涂遍数	涂层厚度(平均)
I(三片)	九	0.5mm
II(三片)	十三	0.8mm
III(三片)	十五	1.0mm
IV(三片)	十六	1.24mm
V(三片)	十八	1.32mm

(2) 石英灯热源试验台静态热环境模拟试验:

试验台是由试验台支架、红外碘钨灯、水冷系统、污气吹除和排风系统、控制台、供电系统、温度自动记录仪等组成(图8)。红外碘钨灯丝温度可达 2300°K , 平排的灯管、密集布置可构成温度超过 1000°C 的平面热源。温度可随输入灯管的电压来调节。我们根据对锥壳简化的数学模型, 将制作的试片在试验台上进行地面静态热环境模拟试验。



(3) 试验曲线的控制规律:

时间(秒)	0-10	10-20	20-30	30-35	35-70	70-100	100-140
电压(伏)	0-50	50-100	100-150	150	150-100	100-60	60

(4) 试验结果:

组号	涂层内壁温度(平均)°C	空气温度(平均)°C
I	150	89
II	125	71
III	105	58
IV	98	56
V	92	52

(5) 厚度选定:

可以看出涂层内壁温度虽然均大于70°C, 但热敏元件的焊点位置是在舱内空气中, 因此要由实测该处空气温度来判定。根据试验结果, 取涂层厚度为0.8-1.2毫米较为适宜。模拟件的热电偶测温点距壁背的距离, 比实际略小, 这样试验温度就略微偏高, 相当于考虑了一定的安全贮备。

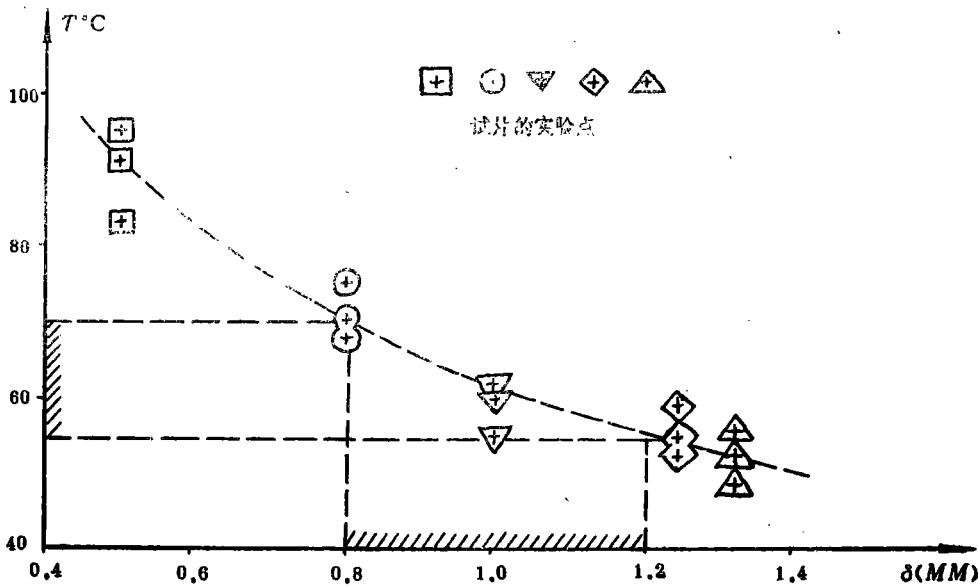


图9 涂层厚度范围的确定

四、锥壳隔热涂层工艺制度和施工方法

1. 配料

按配比先将组份一和组份二准确称量，并混合均匀，然后在不断搅拌下，慢慢加入组份三，在完全混合均匀后，以醋酸乙酯调节涂料的粘度，粘度大小与施工方法有关，采用喷涂、滚涂时粘度可小些，刷涂时粘度可大些，另外与涂层复盖层次数有关，开始涂复时粘度较小，后来几遍涂料粘度可大些。

2. 施工方法

涂前准备：将锥壳内表面打磨后，用丙酮擦洗干净。

涂敷方法：实际操作中，曾用过刷涂、滚涂和喷涂，对于试片以刷涂为宜，刷涂时必须顺次刷涂，不宜来回刷，一遍干后经固化后再刷下一遍，此法简便，但表面有毛刷

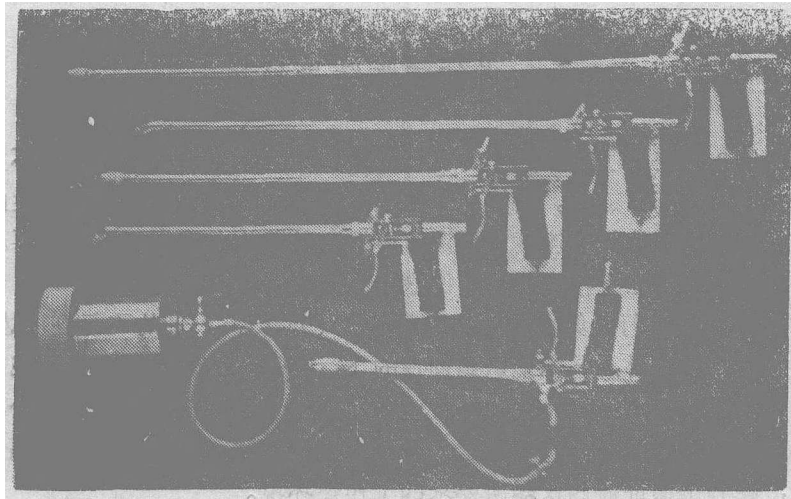


图 10 弯头喷枪和圆露喷枪

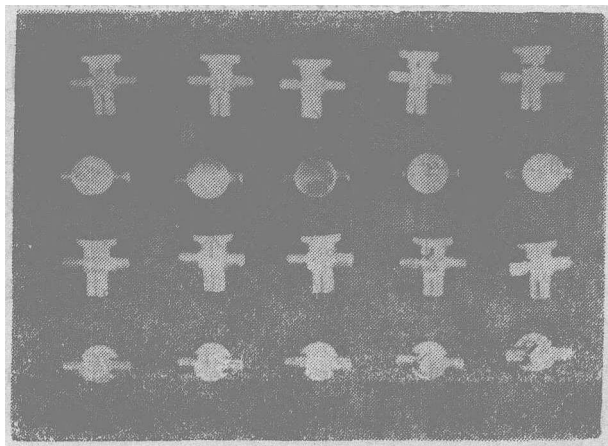


图 11 热流计

的纹理,宜于在平板上涂敷。对锥壳这样形状的试件内壁进行涂敷,可采用滚涂或喷涂,滚涂是沿锥壳的后端经旋转逐渐将涂料向前倾斜,走螺旋线,涂敷到整个内表面,此法涂敷质量比刷涂好,涂层表面平整,涂敷效率高,涂料节省,适用于单件(数件)生产。喷涂法适用于批量生产,为了适应不同型面的涂敷,我们自己设计了弯头喷枪和圆露喷枪(图10),对锥壳内壁进行喷涂,涂敷质量好,生产效率高,但喷具、管道要及时清洗,且对操作者的技术要求较高。

不论哪种涂敷方法,每次复盖层厚度约为0.1毫米左右,然后在 $90^{\circ}\text{C}\sim 100^{\circ}\text{C}$ 保温2小时,待涂层全部干燥后再进行第二层涂敷,最后涂层厚度达到 ~ 1.0 毫米为止。在聚氨酯涂料涂敷完毕后,再涂敷过氯乙烯——氯化橡胶三防清漆,在 $50^{\circ}\text{C}\sim 60^{\circ}\text{C}$ 下干燥1小时,三防清漆约0.2毫米左右即可。

涂层质量:涂层表面不允许有脱层,气泡和凸起,也不允许有局部划伤和机械损伤。

五、飞行试验结果分析

1. 1979年3月进行了第一批次的飞行试验(4发),由于发动机工作不正常,火箭飞行的最大高度未达到预定值。虽然在壳体上承受一定的空气动力加热产生的温度载荷的作用,但在各高度上的飞行速度比预定值要低,舱壁的温度亦比设计值要小些。但从回收的残骸来看,涂层毫无损伤,只能说涂层未出现问题。

2. 1981年7月进行了第二批次的飞行试验(7发),火箭的飞行高度达60~65公里,对于涂层的考核来讲,基本上达到预定的飞行高度。因为这时火箭已飞出稠密的大气层,气动力加热已经消失,舱温的最大值亦已经出现。从发回的信号来分析:

(1) 探测仪器工作正常。它发送出上升段及下降段的各种信号,表明隔热涂层的设计是成功的,起到了保证舱内仪器所要求的工作热环境。

(2) 从遥测信号来分析,舱内温度上升段的最大值在 $74^{\circ}\text{C}\sim 82^{\circ}\text{C}$ 之间,重复性良好,稍微超出预定值约 $4\sim 12^{\circ}\text{C}$ 。这现象的出现,其原因涉及的因素很多,我们认为主要原因是:a.由于地面静态模拟曲线是确定涂层厚度的依据,它是由火箭标准弹道的温度计算得到的。而计算标准弹道的方法及温度计算的方法本身是经过简化得到的,存在一定误差。加之这些计算中所使用的数据(包括箭头的结构尺寸、大气参数、材料特性参数)与实际存在一定的差异,这些就导致了计算结果与实际会存在一定偏差。因此模拟曲线的最高温度偏小的可能性是存在的。b.这批次火箭头部锥壳玻璃钢的厚度,从抽样解剖检查来看,未达到3毫米的设计值。根据二个任选截面来测量,玻璃钢的壁厚只有2.4~2.6毫米。壳体的减薄,也必将导致舱内温度的升高。由于这批次的锥壳均是采取靠模车成的,故存在系统误差。

(3) 经过对涂料的筛选和改性工作,使涂层与基材有很好的结合力,在高温作用下不鼓泡,保证了涂层有可靠的隔热性能。如果在必要时,还需进一步降低舱内温度,可以调整涂层的厚度来解决。

六、结束语

1. 隔热涂层仅是日常遇到的无数种材料中的一种，它是为了满足特殊要求而研制的一种功能材料。它的设计，既不单纯是一般的材料设计，又不单纯是一般的金属材料在结构件上的设计，而是需要从材料组份的研究到材料结构厚度的确定，以及制订出有现实意义的成型工艺等内容加以统筹考虑。也类同于复合材料所碰到的要把材料、工艺与结构综合起来解决。

2. 我们碰到的问题更是特殊一些，要自己来确定材料使用的热环境。不过也给我们一个启示，材料的使用热环境，密切与材料本身有联系，因为材料本身构成了基材的边界条件。不然，在材料特性未给出之前，热环境也难以给准，这就影响涂层的结构厚度。

3. 我们从对材料使用环境的分析、论证，归纳出对材料的具体要求。它就是作为材料选择、结构方案的评定、涂料组份的筛选、改性、成型方法的探索、工艺制度的确定、以及地面模拟试验等方面的依据。通过对试片的地面模拟试验，以及二个批次的飞行试验，证明此涂层隔热是有效的，工作是可靠的，确保了仪器能索取气象数据所需的工作条件。可以用于实际产品中。

4. 所设计的隔热涂层，具有良好的隔热性能，涂层緻密，富有弹性，与基材结合力极好，表面光滑，比重小，尤其对仪器舱的空间侵占极小。但工艺条件比较苛刻，单件施工周期较长。

参 考 文 献

- [1] 《441-B 型数字计算机对 761 气象火箭飞行弹道的计算》，国防科技大学，1979年 1 月。
- [2] 《增强塑料手册》，G. Lubin 著，哈尔滨玻璃钢研究所等译，中国建筑工业出版社，1975年 3 月。
- [3] 《传热学基础》，M.A. Muxeeb 著，王补宣译，高等教育出版社，1958 年 9 月。
- [4] 《761-I 型气象火箭设计图纸》，国防科技大学，1979年 1 月。
- [5] 《传热原理与防热原理》，王秉渊、戚正风编，国防科技大学，1979年 6 月。
- [6] “761-I 型气象火箭头部温度计算”，戚正风、王秉渊编，国防科技大学，1979年 4 月。
- [7] “M-6 模拟机及寻优机计算 761-I 型气象火箭头部温度曲线”，王秉渊、戚正风整理，国防科技大学，1979年 4 月。

Design of Heat-insulating Coating for the Meteorological Rocket

Wang Bing-yuan Qi Zheng-feng.

Abstract

This paper deals with a cone heat-insulating coating of the meteorological rocket. On the basis of the consideration for the environment conditions necessary and possible for the rocket cone, the following articles have been completed: Calculation of the temperature load for the materials in flight environments, selection of material of which the coating is composed and methods of shaping. The optimum thickness of the coating is determined by the simulation experiments on the ground. Finally, the practical applicability of the heat-insulating coating is proved through the flight test.