

# 基于发动机高模试车的高温隔热屏热模型修正技术

朱尚龙 邓婉 李德富 王瑾 周文勇

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**文 摘** 与常压环境地面试车相比,发动机高空模拟试车的热源分布更接近于实际飞行工况,本文通过搭载高模试车验证了高温隔热屏设计的正确性。通过考虑高温隔热屏层间气体导热和接触导热等,对高温隔热屏的传热模型进行了修正,其计算结果与高空模拟试车搭载试验结果的误差较小。在考虑真空引射背景红外辐射以及真空舱内气体与发动机及隔热屏的导热后,利用修订的高温隔热屏的当量热导率,进行了上面级高空模拟整机热分析,进一步提升了热模型的分析精度。

**关键词** 高温隔热屏,多层隔热,高模试车,主发动机

中图分类号:TH16

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2021.06.016

## Modification of High Temperature Heat Shield Thermal Analysis Model Based on Altitude Simulated Test

ZHU Shanglong DENG Wan LI Defu WANG Jin ZHOU Wenyong

(Beijing Institute of Aerospace Systems Engineering, Beijing 100076)

**Abstract** The heat source distribution of engine in altitude simulated test is relatively similar to real flight case compared to the normal pressure test case. In this article, the correctness of high temperature heat shield design is validated through altitude simulated test. The heat transfer model is modified by considering the gas conduction and contact conduction between each layer in high temperature heat shield. This thermal model has a relative high precision to the data getting from the altitude simulated test. Thermal model of the main engine and high temperature heat shield in altitude simulated test is made. Then, it is modified by considering the infrared radiation and the heat conduction with the gas in vacuum chamber.

**Key words** High temperature heat shield, Multi-layer insulation, Altitude simulated test, Main engine

### 0 引言

某上面级<sup>[1]</sup>采用大推力泵压式发动机作为主动动力,与挤压式发动机相比,其燃气温度更高,若不采取防护,将可能导致附近的推进剂输送管路、贮箱、仪器设备的温度超出控温范围。

多层隔热组件是一种采用高反射率材料、低导热率间隔层以及其他必要材料组成的复合隔热材料,具有极低的导热率,广泛应用于卫星等空间飞行器<sup>[2]</sup>。高温隔热屏利用多层隔热的原理,采用耐高温金属屏和低导热率材料交替叠合<sup>[3-5]</sup>,降低上面级主发动机热源附近的输送管路、贮箱及部分仪器设备受到的高温辐射和羽流。多层隔热组件的隔热性能

影响因素较多,包括反射层反射率、间隔层导热率、真空度、打孔直径及打孔率等,国内外研究者对上述因素开展了广泛的研究<sup>[8-10]</sup>。但是,上述研究主要集中在多层隔热组件整体隔热性能,很少有针对多层隔热组件内部温度分布进行研究。

由于大气压力的影响,发动机地面试车的喷流膨胀不完全,一般采用短喷管状态,热源分布与实际飞行工况存在较大差异。而发动机高空模拟试车在真空环境下进行,喷流膨胀完全,一般采用与飞行工况相同的长喷管状态,热源分布与实际飞行工况更接近。因此,高温隔热屏的隔热能力在高模试车进行搭载试验更有效。

收稿日期:2020-10-13

第一作者简介:朱尚龙,1982年出生,博士,高级工程师,主要从事上面级热控设计方面研究。E-mail:34349665@qq.com

本文针对某上面级高温隔热屏的在主发动机高空模拟试车中进行搭载试验,验证了其热设计的正确性。同时,通过高温隔热屏内部设置温度传感器,修订了高温隔热屏的热物理模型,获得了其当量热导率,并在此基础上对高温隔热屏搭载高空模拟试车进行了仿真分析。

## 1 高温隔热屏及其隔热原理

### 1.1 高温隔热屏组成

高温隔热屏主要利用多层隔热组件在高真空( $< 1 \text{ mPa}$ )下具有良好的隔热性能,其结构如图1所示,由高温面膜、反射屏、间隔层以及其他必要的支撑材料构成。其中,高温多层及面膜面向发动机高温热源采用耐高温材料;低温多层及面膜面向上面级被防护部件或空间,一般为处于常温或低温温区;中温多层位于两者之间。从高温面膜至低温面膜,温度逐渐降低。

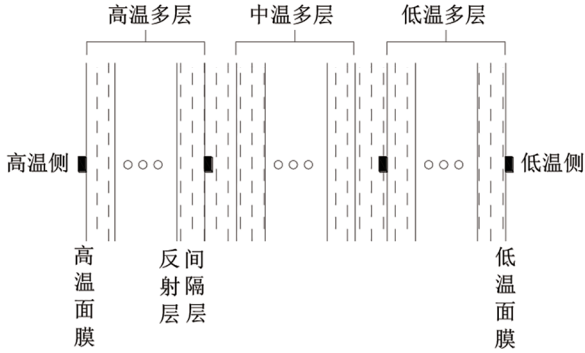


图1 高温隔热屏示意图

Fig. 1 Schematic diagram of high temperature heat shield

### 1.2 高温隔热屏隔热原理

在两个发射率均为 $\varepsilon$ 的无限大平行灰体之间增加 $N$ 个发射率为 $\varepsilon$ 的灰体反射层时,在不考虑气体导热、接触导热时,其辐射热流密度为<sup>[6]</sup>:

$$q_{\text{rad}} = \frac{\varepsilon\sigma(T_1^4 - T_2^4)}{(N+1)(2-\varepsilon)} \quad (1)$$

式中, $q$ 为辐射热流密度; $T_1$ 和 $T_2$ 分别是高温面和低温面的绝对温度。可以发现: $q$ 随着 $N$ 的增加而降低,此即多层隔热的原理。

当反射层之间有间隔物时,将减弱辐射换热,需要采用以下公式进行修订<sup>[2, 10]</sup>:

$$q_{\text{rad}} = \frac{n^2\sigma\varepsilon(T_1^4 - T_N^4)}{(N+1)(2-\varepsilon) + [\varepsilon(a+2s)\delta/2]} \quad (2)$$

式中, $n$ 是间隔物的折射指数; $T_N$ 是第 $N$ 反射屏的温度; $a$ 是间隔物的吸收系数; $s$ 是间隔物的散射系数; $\delta$ 是间隔物的总厚度。

当多层隔热组件所处的环境真空度达不到 $1 \text{ mPa}$ 以内时,气体导热无法忽略,如发动机高模试车时仅能达到 $100 \text{ Pa}$ 左右。此时,气体导热与分子平均自由程 $\lambda$ 相关<sup>[7]</sup>,其计算公式如下:

$$\lambda = \frac{kT}{\sqrt{2}\pi d^2 p} \quad (3)$$

式中, $d$ 为残余气体分子直径; $k$ 为波尔兹曼常数, $1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K}$ ; $T$ 为平均温度; $p$ 为真空度。

分子平均自由程与特征尺度的比值为 $Kn$ 数:

$$Kn = \lambda/L \quad (4)$$

式中, $L$ 为分子运动空间的特征尺寸。

当 $Kn < 0.01$ ,气体为连续状态,气体热导率 $k$ 为:

$$k = \frac{1}{3}\rho c \lambda \frac{C_v}{\mu} \quad (5)$$

式中, $\rho$ 为气体密度; $c$ 为气体平均运动速度; $C_v$ 为气体等压比热容; $\mu$ 为气体黏度。

当 $0.01 < Kn < 10$ 时,为过渡区域,气体导热量为

$$q_{\text{gas}} = \frac{K(T_2 - T_1)}{L + 2\lambda\beta} \quad (6)$$

式中, $\beta = \frac{2\varepsilon}{\gamma+1} \cdot \frac{2-\alpha}{\alpha}$ ;对于空气, $\gamma = 7/5$ , $\varepsilon = 1.9$ ; $\alpha$ 为适应系数,按 $0.85$ 进行计算。

当 $Kn > 10$ 时,为自由分子流区域,气体的导热量为:

$$q_{\text{gas}} = p \sqrt{\frac{R}{8\pi MT}} \cdot \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \cdot \frac{2\alpha}{2-\alpha} (T_0 - T) \quad (7)$$

式中, $R$ 为普适气体常数; $M$ 为气体分子量。

固体导热 $q_{\text{cond}}$ 与间隔物材料、结构、多层隔热材料的层密度等因素有关,计算公式如下:

$$q_{\text{cond}} = \frac{cfk(T_1 - T_2)}{L} \quad (8)$$

式中, $c$ 为经验常数; $f$ 为间隔层与固体材料的相对密度; $L$ 为反射层间的间隔层的实际厚度。

在多层隔热组件计算过程中,需要综合考虑辐射换热,残余气体导热、固体导热等因素:

$$\sum q = q_{\text{rad}} + q_{\text{gas}} + q_{\text{cond}} \quad (9)$$

## 2 搭载高空模拟试车

图2为隔热屏搭载发动机高空模拟试车的示意图。可见,高温隔热屏按照实际状态与发动机上的

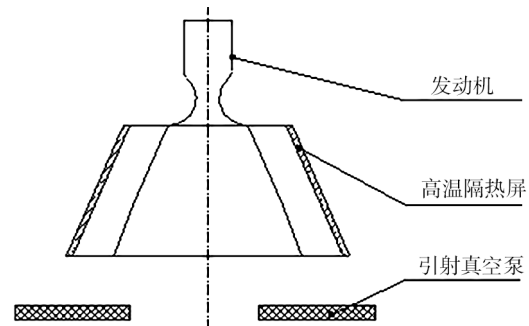


图2 高温隔热屏搭载发动机高空模拟试验示意图

Fig. 2 Schematic diagram of high temperature heat shield in engine altitude simulated test

安装接口进行连接,保证其受到的发动机热源与飞行状态一致。发动机喷管与引射真空泵相对,发动机工作过程中产生的燃气通过引射真空泵源源不断的抽走,从而保证发动机工作在真空状态。

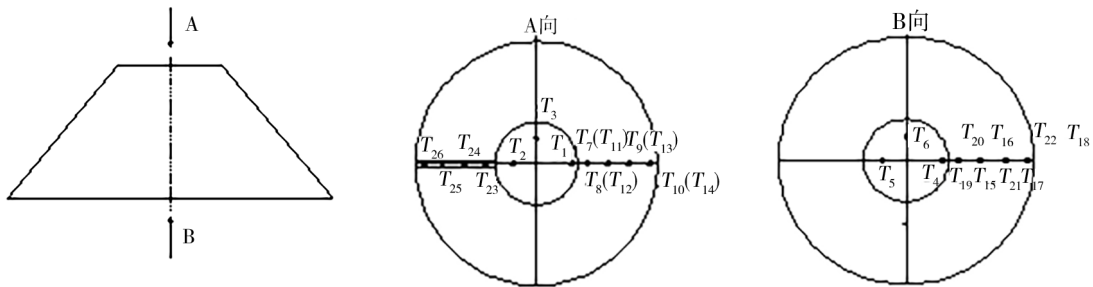


图3 温度传感器分布示意图  
Fig. 3 Schematic diagram of distribution of temperature sensor

### 3 模型修正结果

图4为高温隔热屏测点 $T_1$ 、 $T_2$ 以及真空舱的真空度的温度变化曲线,可以看出:本次试验的时间约为1 200 s,试验过程中高温隔热屏的温度先快速上升,达到200 s左右后,温度上升速率逐步降低,在1 200 s左右基本达到平衡。试验过程中,真空度一直保持在150 Pa以内,在此条件下,假定高温隔热屏的屏间残余气体为空气,气体平均温度约为800 K,经计算分子平均自由程为 $2.76 \times 10^{-4}$  m,以高温多层隔热屏的平均层间距为特征长度,得到 $Kn$ 数为0.368,处于过渡区域,气体导热不可忽略。试验结束真空度发生短暂上升1 kPa,导致高温隔热屏各测点温度发生突变,而后压力快速降低至100 Pa以内,这可能与发动机点火结束时流量发生突变有关。

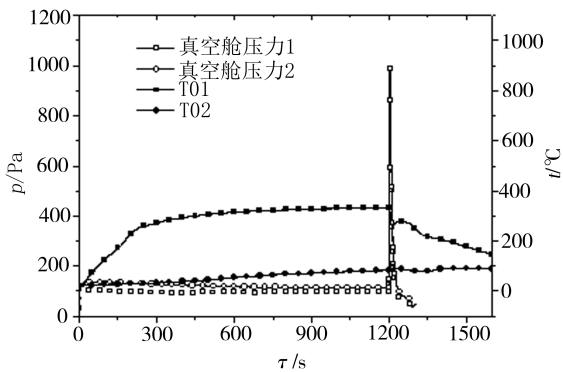


图4 高温隔热屏温度曲线与真空舱压力曲线  
Fig. 4 Curve of the temperature of high temperature heat shield and the pressure of vacuum chamber

图5给出了采用不同的多层隔热组件计算模型与试验结果的对比情况。其中,模型1为仅考虑辐射换热的理想状态,模型2为采用高温隔热屏供应商提供的当量导热率测试值( $p < 1$  mPa),模型3为采用本文考虑残余气体导热、接触传热的计算值。从计算结果可以看出:模型1在低温区域的温度梯度较大,

高温隔热屏的温度传感器的分布见图3,高温隔热屏设计成3个模块:高温多层、中温多层、低温多层。外部测点分别位于高温多层、低温多层外侧,内部测点分别位于高温多层、低温多层内侧。

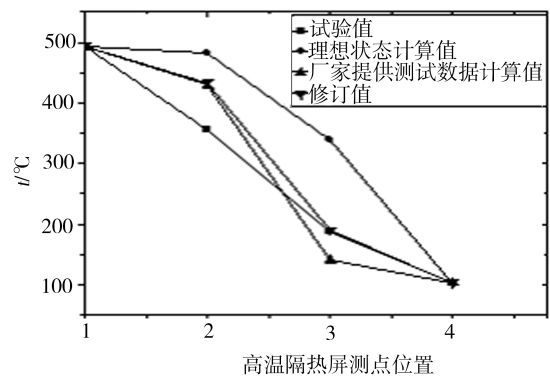


图5 不同模型与试验值的关系曲线  
Fig. 5 Comparison of the experimental results with calculated results using different methods

而在高温区域的温度梯度较小,与试验温度分布基本呈线性变化的规律差异较大;模型2计算结果优于模型1但仍具有较大误差;与试验值符合最好的是模型3,特别是低温区域与试验值符合很好,但是在高温区域仍存在较大误差,产生原因可能有两个:其一,修正层间导热的真空度为真空舱的真空度,而由于流道复杂,存在较大流阻,高温隔热屏层间残余气体的真空度与之存在较大差异;其二,固体接触传热仅考虑了反射层与间隔层之间的导热,而高温隔热屏与框架之间的连接螺钉、温度传感器导线等导热影响较大,但进一步修正的难度较大。

为进一步提升热分析精度,本文建立了高模试车过程中的高温隔热屏、主发动机热分析模型。其中,高温隔热屏采用的当量导热系数为试验结果计算值 $0.022 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。分析过程中,进行了3种计算模型进行计算,其中,模型1未考虑真空舱内残余气体的影响,模型2仅考虑了真空舱内气体与发动机、高温隔热屏之间的导热;模型3在模型2的基础上,考虑了真空引射泵的高温引射气流对高温隔热屏、发动机的红外辐射影响,其背景温度可认为是引射

抽真空用高温蒸汽,蒸汽温度为700 K左右。

图6为采用上述3种计算值与试验值的对比关系,可以看出,高温隔热屏低温区域的温度均低于120℃,满足热防护要求。实际飞行过程中,发动机点火时,真空度将远远低于试验真空度,高温隔热屏的隔热性能将进一步提升,其温度将进一步降低,因此,可以证明高温隔热屏设计的正确性。

通过不同计算模型与试验值的比对可发现:模型1和模型2在朝向高温热源部分的温度测点温度偏低,而考虑引射真空泵的高温燃气产生的红外辐射的影响后,模型3的温度符合较好。此外,模型3中,高温隔热屏支架的温度也与试验值更接近,但仍有一定的差值,可能因未考虑支架与发动机的热耦合关系,由于在高模试验中,有较多的临时固定的装置,传热规律较复杂,进一步修正的难度较大。

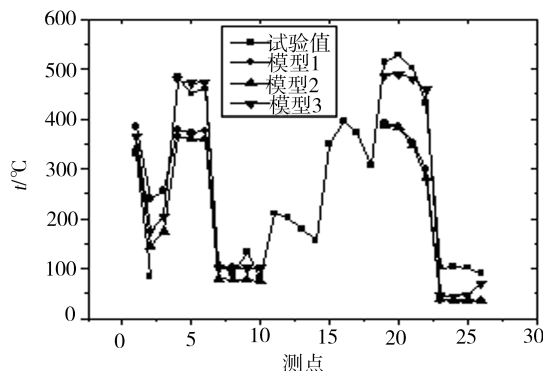


图6 不同模型与试验值的关系曲线

Fig. 6 Comparison of the experimental results with calculated results using different methods

#### 4 结论

本文通过搭载某上面级主发动机高空模拟试车获得了高温隔热屏部分反射层的温度数据,并对高温隔热屏的热分析模型进行了修正,结论如下:

(1) 高温隔热屏低温侧温度不超过120℃,满足热设计要求;

(2) 高模试车过程中真空度不高,高温隔热屏层间残余气体导热效应较强。在采用考虑残余气体导热、固体接触导热进行传热模型修正后,计算结果与试验结果更接近;

(3) 考虑了舱内残余气体导热、引射真空泵的高温背景辐射等因素后,高模试车中高温隔热屏、主发动机热分析模型的计算结果与试验结果符合较好。

#### 参考文献

[1] 唐军刚,陈塞崎,陈益,等. 国内外运载火箭上面级发展现状分析[J]. 中国航天, 2012(9): 5-10.

TANG J G, CHEN S Q, CHEN Y, et al. Analysis of the domestic and oversea upper-stage of launch vehicle [J].

Aerospace China, 2012(9), 5-10.

[2] 江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用[J]. 宇航材料工艺, 2000,30(4):17-25.

JIANG J S. Multilayer insulation materials and their application to spacecrafts[J]. Aerospace Materials & Technology, 2000, 30(4): 17-25.

[3] 张栋,薛淑艳,宁献文,等. 大推力发动机高温隔热屏设计及优化研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(4): 350-354.

ZHANG D, XUE S Y, NING X W, et al. Design and optimization of high temperature heat shield for large thrust engines[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2017, 34(4): 350-354.

[4] 李添骄,刘利明,王未,等. 大悬臂、高刚度异型发动机隔热罩结构优化设计[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(4): 15-19.

LI T J, LIU L M, WANG W, et al. Optimal design of a large cantilever, high rigidity and special-shaped engine heat shield structure [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(4): 15-19.

[5] 洪流,石晓波,张锋. 隔热罩对火箭发动机推力室温度场的影响[J]. 上海航天, 2009(4):47-51.

HONG L, SHI X B, ZHANG F. The effect of heat shield on temperature distribution of rocket engine thrust chamber [J]. Aerospace Shanghai. 2009, (4):47-51.

[6] 侯增祺,胡金刚. 航天器热控制技术——原理及应用[M]. 北京:中国科学技术出版社,2008.

HOUSE Z Q, HU J G. Principle and application: thermal control technology of spacecraft [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2008.

[7] 徐成海,巴德纯,等. 真空工程技术[M]. 北京:化工工业出版社,2006.

XU C H, BA D C, et al. Technology for vacuum engineering[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006.

[8] 马忠辉,孙秦,王小军,等. 热防护系统多层隔热结构传热分析及性能研究[J]. 宇航学报, 2003,24(5):543-546.

MA Z H, SUN Q, WANG X J, et al. TPS multi-layer insulation thermal analysis and performance study [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5):543-546.

[9] 李德富,杨炜平,刘小旭. 多层隔热材料传热特性研究及展望[J]. 航天器环境工程, 2013,30(3): 302-309.

LI D F, YANG W P, LIU X X. Heat transfer characteristics of multilayer insulation materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013,30(3): 302-309.

[10] 李德富,杨炜平,刘小旭. 多层隔热材料热物性参数工程计算方法[J]. 航天器环境工程, 2014,31(4): 425-429.

LI D F, YANG W P, LIU X X. Calculation of thermal properties for multilayer insulation materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014,31(4): 425-429.