

不同真空度下多层隔热组件传热性能的实验研究

陈阳^{①*}, 宁献文^①, 苏生^①, 张冰强^①, 张栋^①, 郑凯^①, 马巨印^①, 高庆华^②, 张杨^①

① 北京空间飞行器总体设计部, 空间热控技术北京市重点实验室, 北京 100094;

② 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094

* E-mail: y_chenfd11006@163.com

收稿日期: 2015-01-06; 接受日期: 2015-01-28

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 针对月地高速再入返回飞行器在轨面临长期中真空环境的特殊挑战, 热控设计需要评估不同真空度下多层隔热组件的传热性能差异. 采用一维绝热型边界测试方法, 对5单元、10单元、15单元与20单元多层隔热组件, 在0.001~10000 Pa开展了传热性能的实验研究. 根据测试数据, 计算了不同真空度下的当量导热系数, 在整器热分析模型中优选当量导热系数来计算整器温度水平, 并利用正样热平衡试验和在轨温度遥测值验证了该方法的正确性. 本文的测试结果不仅可为返回器提供基础数据, 还可成为多层隔热组件不同真空条件下航天器热设计、热分析的重要依据.

关键词

多层隔热组件
真空度
传热性能
热控设计
当量导热系数

1 引言

多层隔热组件是航天器热控设计中应用最广泛也是最重要的辐射隔热部件^[1], 其传热性能对真空度极为敏感. 多层隔热组件主要用于减小整器对外的热量损失, 同时还可以用于隔离环境热源对设备及舱体的加热. 通常情况下, 航天器发射后, 多层隔热组件置于真空环境下, 气体导热降到最低, 隔热性能较强.

随着航天技术的发展, 越来越多的航天器需要面临中真空环境. 月地高速再入返回飞行器设计中为了防止气动蹿火, 涂覆了防火材料, 使得返回器发射后长期保持中真空状态. 多层隔热组件的隔热性能减弱, 热控设计通过多层漏热量对整器温度水平的影响分析, 提出了返回器结构泄压的真空度约束条件.

前苏联 Verkin 等人^[2]在60年代曾提出了多层隔热材料中残余气体影响, 引起了人们的关注, 并在同

时期推动了各种减少层间参与气体导热、改进抽真空的工艺, 缩短抽真空时间等真空技术的发展. Gilmore^[3]研究通过理论分析, 拟合出了关于气体压力对热导率影响的曲线和经验公式. 陈丽艳等人^[4]对工业用高真空多层绝热容器在不同真空度环境下的热导率变化进行了研究. 沈铤^[5]提出了表观导热系数的概念, 来分析气体导热对多层隔热性能的影响. 江经善^[6]对真空状态和大气条件下多层隔热组件的传热性能进行了比较, 得出了双面镀铝聚酰亚胺膜和玻璃纤维树脂组合的多层, 其导热系数分别为 7.62×10^{-4} W/(m K) (真空环境) 和 4.98×10^{-2} W/(m K) (大气环境). 国内外研究结果表明, 多层性能与真空度密切相关. 此外, 多层的隔热性能与多层制作所选用的反射屏材料和涤纶网的筛孔大小相关, 此前的研究结果难于直接应用到月地高速再入返回飞行器的分析中.

鉴于此, 本文针对月地高速再入飞行器在轨处

引用格式: 陈阳, 宁献文, 苏生, 等. 不同真空度下多层隔热组件传热性能的实验研究. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 263-267
Chen Y, Ning X W, Su S, et al. Experiment research on heat-transfer capability of the multi-layer insulation blankets under different vacuum degrees (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 263-267, doi: 10.1360/N092015-00051

于长期中真空的问题, 采用一维绝热型平板测试方法对不同单元多层在 0.001~10000 Pa 真空度范围内的传热性能进行测试和研究, 分析不同真空度对多层当量导热系数的影响, 有效克服了半密封结构导致返回器内部在轨长期中真空条件给热控带来的不利影响。

2 试验原理与试验装置

2.1 一维绝热型平板测试法

一维绝热型平板测试法^[7]是一种快捷、准确的稳态测试方法。用薄膜型加热器作为热流模拟加热器, 布置于基板表面。将已制作的被测多层隔热组件覆盖热流模拟加热器, 并在被测多层两侧粘贴冷热边界测点。同时, 在基板另一侧安装跟踪控温加热器和绝热边界多层隔热组件。

基板加热器施加一定电流时, 基板和多层隔热组件同时升温, 达到稳态时, 若跟踪控温点与热边界点温度一致性较好, 则认为热量仅通过多层隔热组件传出^[8,9]。此时可根据(1)式计算当量导热系数。

$$Q_{MLI} = \lambda_e A \frac{T_H - T_L}{\delta}, \quad (1)$$

式中, T_H 为热面温度, T_L 为冷面温度, λ_e 为当量导热系数, δ 为多层厚度, Q_{MLI} 为多层一维传出的热流。

2.2 测试系统

测试装置主要由热流模拟加热器、基板、被测多层隔热组件、冷边界温度测点、热边界温度测点等组成, 见图 1。

试验装置中, 测温点采用铜-康铜热电偶粘贴固定在基板及多层表面。多层隔热组件与基板的尺寸一致。控温设备测量并随时比较跟踪控温测点与热边界的温差, 从而控制控温加热器的通断, 保证基板边界的温差。为减少漏热影响, 试验件采用直径 0.5 mm 的尼龙绳悬挂在真空容器中, 悬挂方式如图 2 所示。

2.3 真空度测量及维持

通过控制真空容器内的真空度, 并且控制试验件的放气孔数目及大小, 来保证试验件的真空度。

真空容器内的真空度通过安装在容器壁上的 2 类真空计进行测量^[10], 热阴极电离真空计和电阻真

空计, 其测量范围、原理和采集周期如表 1 所示。

2.4 试验件

测试多层选用 5 单元、10 单元、15 单元和 20 单元多层 4 种, 包含面膜、反射屏、间隔层和缝合线, 具体组成如下: 4 种多层隔热组件试验件的封边、缠

表 1 真空计参数表

真空计	测量范围(Pa)	采集周期(s)	测量原理
热阴极电离真空计	$10^{-5} \sim 10^{-1}$	1	利用低压下气体分子被荷能粒子碰撞电离, 产生的离子流随电力变化的原理
电阻真空计	$10^{-1} \sim 10^4$	1	利用低气压下气体热传导与压力关系

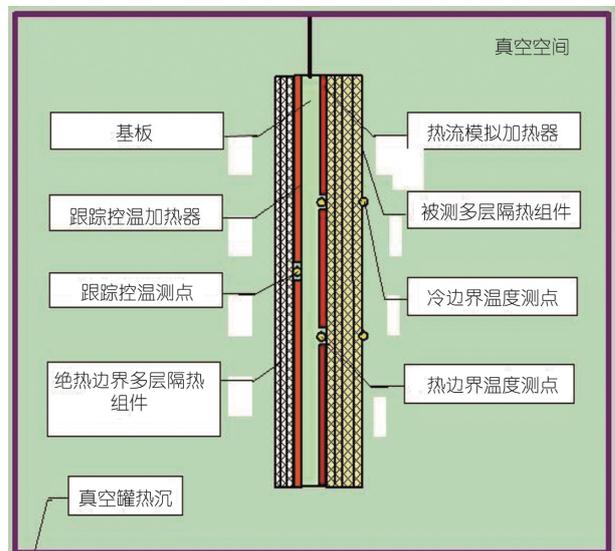


图 1 试验装置图



图 2 多层隔热组件在真空容器内悬挂方式

绕和包扎方式均使用涤棉线,且尺寸相同.

1) 面膜

多层面膜选用 18 μm 的双面镀铝聚酯膜,外观镀层均匀,牢固,放气孔均布(3 mm).面膜包边长度均为 30 mm.

2) 反射屏

反射屏采用 6 μm 的双面镀铝聚酯膜,单位面积质量 15 g/m^2 ,放气孔均布(3 mm).

3) 间隔层

间隔层选用经热定形处理的涤纶网,单位面积质量 10 g/m^2 ,间隔层为 4 孔/cm.

3 测试结果及分析

3.1 热流的计算

从热边界到冷边界,垂直于被测多层隔热组件的热流,用热流模拟加热器上所加电功率 Q 表示,根据(2)式计算.

$$Q=I^2R, \quad (2)$$

式中, Q 为薄膜型电加热器上的功率(W), I 为热流模拟加热器上的加热电流(A), R 为热流模拟加热器电阻值(Ω).

3.2 温度结果统计

实验得到 4 种多层在各个真空度环境下的平衡温度如表 2 所示,试件的热面温度采取控温模式控制恒温.

3.3 当量导热系数的计算

多层隔热组件的当量导热系数按公式(1)计算结

果如表 3 和图 3 所示.从中可以得出:

1) 多层在 10^{-1} ~100 Pa 的压力范围内,导热系数变化最为明显,导热系数随压力增大而增大.测试结果与 Gilmore^[3]的研究结果相近;

2) 5 单元多层在 1×10^{-3} 时比 10000 Pa 时相差约 2 个数量级,这与江经善^[6]等研究得到的结果类似;

3) 在中真空环境下,多层较高真空环境下隔热性能显著下降.对 15 单元、20 单元多层,当真空度由 1 变为 100 Pa 时,当量导热系数增大 8.4 倍;

4) 多层隔热组件层数越少,真空度对其当量导热系数的影响越大.对于单元数大于 15 的多层,不同层数对导热系数的影响较小;

5) 多层隔热组件的真空度至少要高于 10^{-2} Pa,才能忽略气体导热的影响;

6) 当压力优于 10^{-3} Pa 时,当量导热系数的变化趋近于零.当压力在 10^{-1} ~100 Pa 时,气体分子自由传导为主,当量导热系数急速增大.当压力大于 100 Pa 时,真空度的变化对导热系数的影响变小.

4 应用实例

月地高速再入返回飞行器热控设计中,多层包覆器内金属结构内壁面和大梁结构,多层性能参数对整器温度水平至关重要.

返回器在轨飞行过程中,器内均为中真空状态,不能按照高真空条件下的多层参数进行热设计.返回器无泄压装置状态下真空度达到 42 Pa,在该真空度下,整器在轨漏热严重,再入过程热量倒灌较多.考虑防热对整器密封程度的需求后,根据表 3 所示测试结果,提出了临界真空度需求,在对结构进行适应性更改后,返回器在轨温度得到了良好控制.

表 2 冷热面平衡温度平均值($^{\circ}\text{C}$)

压力(Pa)	5 单元		10 单元		15 单元		20 单元	
	T_H	T_L	T_H	T_L	T_H	T_L	T_H	T_L
0.001	-30.1	-100.1	-29.8	-105.4	-29.9	-103.2	-30.0	-99.9
0.01	-30.1	-112.0	-30.0	-116.4	-30.0	-115.1	-30.1	-112.3
1	-30.1	-65.5	-30.0	-72.0	-29.9	-75.7	-30.0	-81.3
10	-30.1	-49.0	-29.9	-56.3	-30	-59.5	-29.8	-64.1
50	-30.3	-44.6	-30.0	-51.0	-30.1	-54.8	-30.1	-55.4
100	-30.0	-47.4	-29.7	-51.7	-29.8	-54.9	-29.9	-57.0
1000	-30.0	-57.2	-29.7	-61.1	-30.0	-65.1	-30.0	-67.4
10000	-29.7	-74.8	-29.6	-79.6	-29.9	-83.8	-29.9	-83.5

表 3 当量导热系数试验结果(W/(m K))

多层单元数	0.001 Pa	0.01 Pa	1 Pa	10 Pa	50 Pa	100 Pa	1000 Pa	10000 Pa
5	9.75×10^{-4}	1.01×10^{-3}	6.16×10^{-3}	1.82×10^{-2}	4.19×10^{-2}	5.02×10^{-2}	5.43×10^{-2}	5.28×10^{-2}
10	8.33×10^{-4}	9.78×10^{-4}	4.42×10^{-3}	1.15×10^{-2}	2.7×10^{-2}	3.92×10^{-2}	4.7×10^{-2}	4.75×10^{-2}
15	8.5×10^{-4}	9.26×10^{-4}	3.78×10^{-3}	9.43×10^{-3}	2.25×10^{-2}	3.17×10^{-2}	3.8×10^{-2}	3.99×10^{-2}
20	1.03×10^{-3}	1.01×10^{-3}	3.68×10^{-3}	9.06×10^{-3}	2.21×10^{-2}	3.1×10^{-2}	3.79×10^{-2}	4.01×10^{-2}

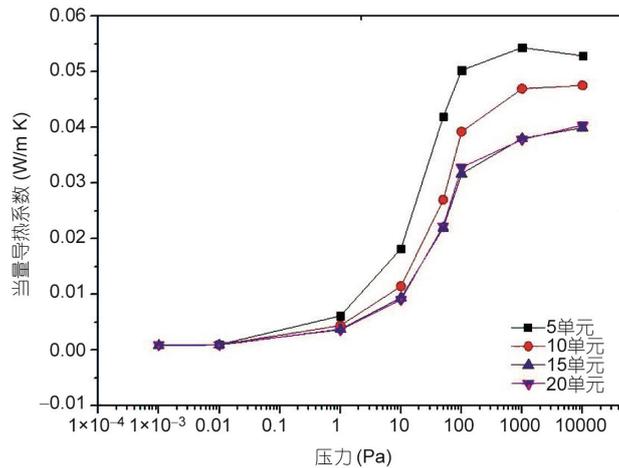


图 3 当量导热系数随真空度变化曲线

从表 4 所列数据可以看出, 考虑临界真空度影响后的热分析对实际在轨状态进行了准确预示, 有效规避了再入过程设备高温超出预期的风险. 其中, 根据表 3 中的数据, 优选测试得到的当量导热系数进行热分析模型计算, 与在轨遥测温度比较, 器内设备温度差异均在 5℃ 以内, 90% 以上测点在 3℃ 以内, 证明

表 4 在轨遥测及计算值温度比较(℃)

	热分析计算值	整器热试验值	在轨遥测值
控制计算机	-0.9	-0.4	3.1
光纤惯性测量单元	2.6	4.39	5.5
激光惯性测量单元	2.5	4.06	5.1
GPS 接收机	-5.3	-2.45	-1.5
配电控制单元	8.7	6.95	9.2
S 频段应答机	2.8	0.84	2.5
返回器管理单元	10.7	12.81	13.5
安全数据记录器	2.8	-2.12	1.2
锌-银蓄电池组	7.8	7.92	8.6

了热分析的正确性, 也验证了对多层进行漏热设计的合理性.

5 总结

本文对不同真空度环境下的多层的传热性能进行了测试研究, 得到了 0.001~10000 Pa 压力条件下多层的当量导热系数, 分析了多层当量导热系数与真空度的关系.

根据测试数据, 并结合结构分系统热防护体系对再入返回飞行器密封程度的约束, 提出了适应返回器内外传热路径的临界真空度, 为返回器热设计提供了理论依据. 在整器正样热平衡试验中, 对临界真空度进行了测试, 测试结果验证了热控设计的临界真空度指标. 同时, 测试结果也能够为火星着陆探测器、金星探测器等经历有气体环境的探测器热设计提供参考数据.

参考文献

- 1 闵桂荣. 卫星热控制技术. 北京: 宇航出版社, 1991
- 2 Verkin B I, Mikhail'chenko R S, Gerzhin A G. Effect of Multilayer Insulation thickness on Apparent Thermal Conductivity. In: Proceedings

- of the Second International Cryogenic Engineering Conference. Brighton, 1968. 123–127
- 3 Gilmore D G. Spacecraft thermal control handbook, Volume I: Fundamental technologies. California: The Aerospace Press, 2002
 - 4 陈丽艳, 王小军, 单喆. 高真空多层绝热容器抽真空工艺探讨. 中国化工装备, 2013, 1: 24–27+36
 - 5 沈毓. 高真空多层绝热材料绝热性能测试系统研究. 硕士学位论文. 杭州: 浙江大学, 2013
 - 6 江经善. 多层隔热材料及其在航天器上的应用. 宇航材料与工艺, 2000, 4: 17–25
 - 7 杨耀华, 李金林. 多层隔热材料隔热性能试验方法. 中国空间技术研究院标准 Q/W399-93
 - 8 刘伟, 文耀普. 多层隔热组件的传热模化分析. 全国第五届空间热物理会议. 黄山, 2000
 - 9 赵欣. 多层隔热组件等效热物性参数的分析. 航天器工程, 2008, 17: 51–55
 - 10 陈则韶, 葛新石, 顾毓沁. 量热技术与热物性测定. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1990

Experiment research on heat-transfer capability of the multi-layer insulation blankets under different vacuum degrees

CHEN Yang¹, NING XianWen¹, SU Sheng¹, ZHANG BingQiang¹, ZHANG Dong¹, ZHENG Kai¹,
MA JuYin¹, GAO QingHua² & ZHANG Yang¹

¹ China Academy of Space Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology (ISSE), Beijing 100094, China;

² China Academy of Space Technology, Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China

The high-speed reentry capsule of lunar spacecraft will face a weak vacuum environment long-term on orbit, thus the difference of heat-transfer capability of the multi-layer insulation blankets under different vacuum degrees should be evaluated in thermal design. In this article, an one-dimensional method of measurement with adiabatic boundary condition was constructed to test the heat transfer performance of multi-layer insulation blankets with 5, 10, 15 and 20 under 0.001–10000 Pa. Based on the test data, equivalent thermal conductivities of different vacuum degrees were calculated. The proper equivalent thermal conductivity is selected in the entire spacecraft thermal analyses, and this method is proved to be correct through thermal balance test and on orbit temperature telemetry. This work achieves not only basic data for reentry capsule, but also important foundation of thermal design and thermal analyse with multi-layer insulataion blankets in different vacuum degree.

multilayer insulation, vacuum, thermal performance, thermal control, equivalent thermal conductivity

doi: 10.1360/N092015-00051