

真空环境中多层隔热材料的隔热性能

李永春 刘 强 马洪炯 史建军 郭美如

(兰州物理研究所,兰州 730000)

文 摘 通过对一典型多层隔热材料在真空环境下的系列隔热性能实验和分析,分析了多层隔热材料层间温度差(Δt)的分布趋势,揭示了多层隔热材料在不同层间隔热性能的优劣特性及其变化规律。实验结果证明:多层隔热材料的层间温度差(Δt)变化呈U型分布趋势;外层隔热性能优于中间层的隔热性能,4层以内18层以外层间气流状态接近分子流,隔热性能较好,温度差(Δt)大;中间各层气流处于非稳态,隔热性能稍差,温度差(Δt)小;靠近加热板一侧层间温度差小于低温一侧。

关键词 真空,多层隔热材料,温差,隔热性能

Thermal Properties of Multilayer Insulation Materials in Vacuum

Li Yongchun Liu Qiang Ma Hongjiong Shi Jianjun Guo Meiru

(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000)

Abstract Based on a typical multilayer insulating materials in vacuum environment of series experiment and analytical heat insulation performance, trend of multilayer insulation material layer temperature difference (Δt) distribution was analytical and the multilayer insulation materials in different interlayer insulation performance characteristics and their variation regularities was disdesed. The test results proved that multilayer insulation performance is superior to the intermediate layer heat insulation performance. Inside 4 layers and outside 18 layers air flow approach the molecular flow with better thermal insulating performance and big temperature difference(Δt). The middle layer air flow is unsteady, and the insulation performance slightly differencnt, temperature difference(Δt) near the heating plate side is smaller, interpass temperature is less than the low temperature side.

Key words Vacuum, Multilayer insulation materials, Temperature difference, Thermal insulation properties

0 引言

空间轨道上的航天器受到太阳光以及4 K的冷空间热辐射,其表面温度为200 ~ -200℃。对航天器进行热设计,最有效的办法就是在航天器表面覆盖隔热性能优异的多层隔热材料^[1]。多层隔热材料具有隔热效果好、质量小、污染小等优点,已经在航天、化工、制冷、空分等领域得到广泛应用。因此对多层隔热材料的隔热性能进行研究,对飞行器热设计具有积极的工程应用价值。

本文以20 μm双面镀铝聚酰亚胺薄膜作为反射屏,100 μm厚的高硅氧玻璃布作为间隔层,每一单元由一层反射屏和一层间隔层组成,共20个单元。通过测试真空室中真空度及隔热材料层间温度变化情况,计算多层隔热材料的当量热导率、有效发射率、有效传热系数,分析多层隔热材料内的真空度和温度分

布,为热设计提供充分的依据^[2-3]。

1 多层隔热材料隔热性能实验

1.1 实验内容及实验步骤

加热板在32.1和60℃温度,热沉在液氮的极限温度下的隔热性能测试。

实验步骤如下:

(1)将包覆好的试件用尼龙绳悬挂在真空室中间,调试加热电流、电压正常;

(2)调试采集系统数据采集正常,并设定温度采集时间,每1 min采集一次;

(3)关闭真空室大门,真空度抽到 1.3×10^{-2} Pa时将液氮注入热沉中,真空度低于 1.3×10^{-3} Pa时,开始对试件加热,监测电流示值,每1 min采集一次冷、热板及层间表面的温度;

(4)保持加热电流恒定,当温度、真空状态稳定

后(稳定判据为:在连续4 h内,温度波动度不超过±0.5℃,或温度单调变化值小于0.1℃/h,真空度在1 h内不变化),关闭阀门,停止抽气,维持加热板及热沉温度开始测试;

(5)重复三次试件中心温度在32.1℃下的隔热性能的测试;

(6)重复(3)、(4)项,试件温度在60℃下进行隔热性能的测试。

1.2 数据计算

根据下列公式计算当量热导率、有效发射率、有效传热系数,计算结果见表1。

(1)取冷、热表面各测点温度的算术平均值,通过公式(1)、(2)计算^[4]

$$T_H = \frac{\sum_{i=1}^9 T_i}{9} \quad (1)$$

$$T_C = \frac{\sum_{i=10}^{19} T_i}{10} \quad (2)$$

式中, T_H 、 T_C 为多层隔热材料试件的热、冷表面温度; T_i 为表面测点温度。

(2)从热表面到冷表面,垂直于多层隔热材料试件的热流,用加热电功率 Q 表示,通过公式(3)计算

$$Q = IU \text{ 或 } Q = I^2 R \quad (3)$$

(3)当量热导率 λ_e 通过公式(4)计算

$$\lambda_e = \frac{\delta}{T_H - T_C} \cdot \frac{Q}{A} \quad (4)$$

式中, δ 为多层隔热材料的厚度; A 为加热板面积。

(4)有效发射率 ε_{eff} 通过公式(5)计算

$$\varepsilon_{\text{eff}} = \frac{Q}{A\sigma(T_H^4 - T_C^4)} \quad (5)$$

式中, σ 为斯忒潘-波尔茨曼常数。

(5)有效传热系数 h_{eff} 通过公式(6)计算

$$h_{\text{eff}} = \frac{Q}{A(T_H - T_C)} \quad (6)$$

表1 多层隔热材料的热性能数据

Tab.1 Thermal performance of multilayer insulation materials data

试样	Q/W	T_H/K	T_C/K	$\lambda_e / \text{mW} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1}$	$\varepsilon_{\text{eff}} / 10^{-2}$	$h_{\text{eff}} / \text{W} \cdot (\text{m}^2 \cdot \text{K})^{-1}$
1#	0.653	305	255	1.500	2.893	0.1450
2#	0.653	305	254	1.467	2.840	0.1417
3#	0.653	305	254	1.469	2.851	0.1420
4#	0.976	333	256	1.473	2.416	0.1423

2 结果及分析

2.1 真空度随时间的变化

试件温度达到平衡,停止抽气,每隔一定的时间记录真空度,将所测试数据绘制成真空度随时间的变化如图1所示。

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2012年 第4期

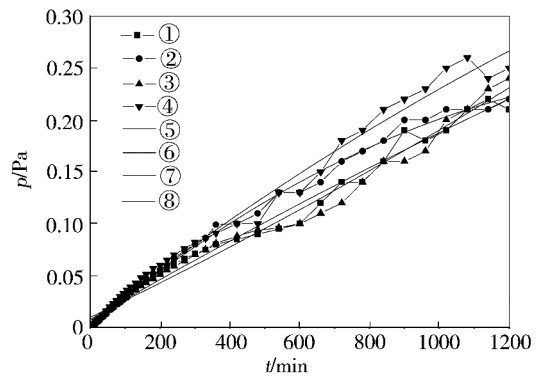


图1 真空度趋势

Fig.1 Vacuity trend

①~④第1~4组真空度;⑤~⑧多项式(第1~4组真空度)。

观察容器内真空度的变化,40~50 min 压力相对稳定,约17 h左右曲线逐渐趋于平直。

2.2 温度随时间的变化

试件温度达到平衡,停止抽气,定时记录温度,将所测试数据绘制成温度随时间的变化如图2所示。

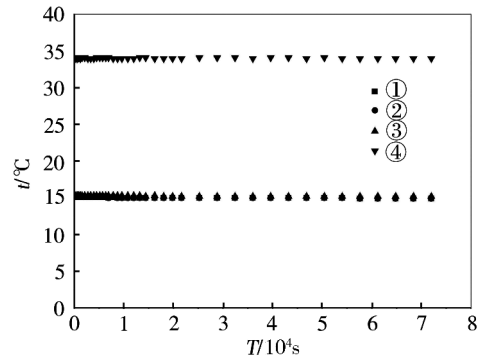


图2 层间温度代表曲线

Fig.2 Representative curve of interlayer temperature

①~④第1~4组温度。

20 h内多层隔热材料夹层中的温度随加热板温度不同而不同,但不随真空度的变化而变化。

2.3 层间温度随层的变化

当试件温度达到稳定后,20层隔热材料层间温度的分布情况如图3所示。

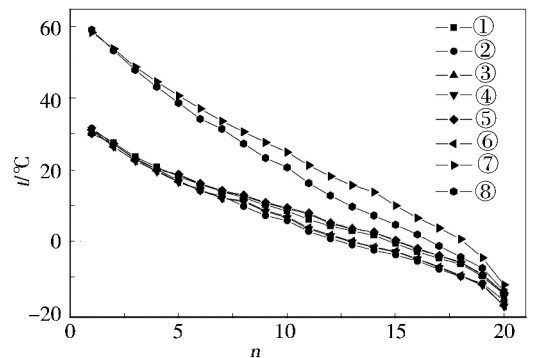


图3 温度随层的变化趋势

Fig.3 Temperature change trend with change of layers

①、③、⑤、⑦为第1~4组正面实时温度;

②、④、⑥、⑧为第1~4组负面实时温度。

试件在温度稳定状态下层间温度随层的变化基本呈线性,由于加热功耗的不同,曲线被明显分为两组,最外层由环境温度决定而汇聚到一起,加热功率相同时,温度分布趋势基本一致,并且在第4层与18层之间曲线斜率小于曲线两侧斜率,说明外层隔热性能优于中间层的隔热性,可能由于隔热材料层间气体状态不同所造成。同层正负两边温度没有完全重合是由于加热片贴装差异造成的。

2.4 层间温差随层的变化

当试件的温度达到稳定后,20层隔热材料层间温差的分布情况如图4所示。

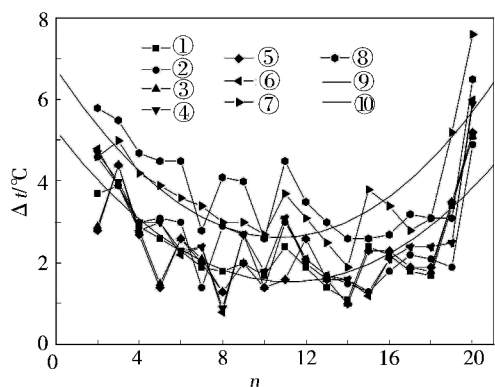


图4 层间温度差 Δt 与层的曲线分布

Fig. 4 Curve distribution between Δt and layers

①、③、⑤、⑦为第1~4组正面 Δt ;②、④、⑥、⑧为第1~4组负面 Δt ;⑨为第1组正面 Δt 趋势;⑩为第4组正面 Δt 趋势。

在温度稳定状态下层间温差随层的变化呈U形曲线。两个多项式曲线分别为32.1与60℃时的变化趋势,层间温差变化趋势不受加热功率影响,但加热功率越大, Δt 越大。试件里、外层接近分子流(内表面因为包覆存在缝隙),温差较大,层间气体状态为非稳态,温差较小,曲线的波动比较大。

3 结论

(1)多层隔热材料的层间温度差(Δt)变化呈U型分布趋势;

(2)外层隔热性能优于中间层的隔热性能,4层以内18层以外层间气流状态接近分子流,隔热性能较好,温度差(Δt)大;中间各层气流处于非稳态,隔热性能稍差,温度差(Δt)小;靠近加热板一侧层间温度差小于低温一侧。

参考文献

- [1] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京:宇航出版社, 1991
- [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
- [3] 李鹏,程惠尔,秦文波. 多层打孔隔热材料空间应用热性能研究[J]. 宇航材料工艺, 2006, 36(增刊): 18-22
- [4] 吴同文,等. 低温下真空多层绝热材料导热系数的测试[J]. 低温与超导, 1996, 24(2): 39-41

(编辑 吴坚)

(上接第89页)

上述两种方法获得的数据,可用于衡量材料在飞行环境气动加热下的承载能力。根据飞行过程中气动加热的材料表面温度及载荷量级,从数据中可得到材料的破坏时间,与飞行中的加热时间进行对比,即可获得材料在飞行中高温承载时间余量。

这种方法与常规的平衡温度拉断法试验获得的承载能力数据相比,实际考虑了材料传热过程中的承载,可以更充分挖掘并利用材料的性能。

3 结论

本文提出了针对复合材料结构高温极限承载能

力的两种试验方法,可用于小型试验件及大型结构件的热试验。获得复合材料在一定温度、一定载荷下的承载时间数据,充分挖掘并利用了材料在高温下的力学性能,对评定复合材料在真实飞行气动加热环境下的应用具有很好的应用前景。

参考文献

- [1] GB/T 3354—1999《定向纤维增强塑料拉伸性能试验方法》

(编辑 任涛)