

航天器变密度多层绝热变工况漏热特性研究

徐夏凡^{1,3}, 陈六彪^{1*}, 郑建朋², 王俊杰³

(1. 中国科学院理化技术研究所 航天低温推进剂技术国家重点实验室, 北京 100190;
2. 北京航天控制仪器研究所, 北京 100854; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 航天器的热控技术在空间应用中至关重要。以探月需求为背景, 基于逐层计算法建立了航天器多层绝热材料性能仿真模型, 并通过实验进行了验证。对用内热外冷模型变密度填充方式改善多层绝热性能的机制和改善幅度进行了研究。结果表明变密度多层绝热相对于均匀密度多层绝热的漏热量可以减少37.3%。分析了冷边界温度、热边界温度和真空度等因素对绝热性能的影响。

关键词: 变密度; 多层绝热; 漏热; 航天器热控技术

中图分类号: TH12; TB651

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2020)04-0295-06

DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2020.04.007

Study on the Heat Leakage Characteristics of Spacecraft Variable Density Multilayer under Variable Operating Conditions

XU Xiafan^{1,3}, CHEN Liubiao^{1*}, ZHENG Jianpeng², WANG Junjie³

(1. State Key Laboratory of Technologies in Space Cryogenic Propellants, Technical Institute of Physics and Chemistry, CAS, Beijing 100190, China; 2. Beijing Institute of Aerospace Control Devices, Beijing 100854, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The spacecraft thermal control technology is very important in space applications. Based on the demand of lunar exploration, a layer-by-layer calculation method is used to establish a performance simulation model of the spacecraft's multi-layer thermal insulation materials, which is verified by experiments. For the model that internal temperature is lower than external, the mechanism and the improvement magnitude of thermal insulation performance by variable density filling method were studied. The calculation results show that the heat leakage of variable density multilayer insulation can be reduced by 37.3% compared to the conventional uniform density filling method. In addition, the effects of cold boundary temperature, hot boundary temperature and vacuum on the thermal insulation performance were also analyzed.

Key words: variable density; multi-layer insulation; heat leakage; spacecraft thermal control

0 引言

在空间飞行中, 航天器会遭遇到高低温恶劣环境。以月球探测为例, 月昼高温将近400 K, 而月面永久阴影坑内温度却低至30 K^[1-2]。电子设备通常在323 K温度以上长时间工作就会发生故障, 电子

元器件失效率随其结温升高呈指数规律上升, 电池等设备在273 K温度下的工作效率会很低^[3]。因此, 必须采用热控制技术来保证航天器各结构部件和仪器设备在空间环境中处于适宜的工作温度范围内。热控制技术主要可以分为采用百叶窗、电加

收稿日期: 2020-12-23

基金项目: 国家自然科学基金(U1831203); 国家重点研发计划项目(2018YFB0504603); 中国科学院前沿科学重点研究计划(QYZDY-SSW-JSC028); 航天低温推进剂技术国家重点实验室基金(SKLTSCP1903);

作者简介: 徐夏凡, 硕士研究生, 主要从事低温液体热管理与压力控制研究。E-mail: xuxiafan18@mails.ucas.ac.cn。

通信作者: 陈六彪, 副研究员, 主要从事低温液体热管理和低温制冷机技术研究。E-mail: chenliubiao@mail.ipc.ac.cn。

引用本文: 徐夏凡, 陈六彪, 郑建朋, 等. 航天器变密度多层绝热变工况漏热特性研究[J]. 真空与低温, 2020, 26(4): 295-300.

XU X F, CHEN L B, ZHENG J P, et al. Study on the heat leakage characteristics of spacecraft variable density multilayer under variable operating conditions[J]. Vacuum and Cryogenics, 2020, 26(4): 295-300.

热器和流体循环换热等方式的主动控制技术和采用多层绝热材料、温控涂层等方式的被动控制技术^[4-7]。中国航天事业的飞速发展对热控技术的要求越来越高,目前热控技术已经成为制约中国航天器设计水平的瓶颈技术之一^[1]。

本文对航天器被动热控技术广泛使用的多层绝热开展研究^[6-16]。多层绝热包括反射层(如镀铝聚酯膜)和间隔层(如尼龙网)。常规多层绝热反射层和间隔层依次均匀布置。在高真空条件下,反射层能大幅降低辐射热流,间隔层能减少固体导热,从而达到较高的绝热性能。国内外关于常规多层绝热的研究已经比较充分,其成果被广泛应用于航天器和低温液体储存运输。考虑到多层绝热材料的反射层和间隔层材料由于温度和热物性的改变会导致绝热材料内部存在不同的换热特性(高温端以辐射换热为主,低温端以导热为主)^[15],基于内热外冷模型,开展在高温侧多填充防辐射材料、在低温侧多填充间隔材料的变密度填充方式的研究,分析冷边界温度、热边界温度和真空度等因素对绝热性能的影响。

1 计算模型的建立

1.1 计算公式及流程

采用逐层计算方法对多层绝热材料的性能进行计算,并给出相关经验参数^[17]。多层内部热流主要由残余辐射换热、气体导热和固体导热三部分组成,其总热流如式(1)所示:

$$q_{total} = q_{radiation} + q_{gas\ conduction} + q_{solid\ conduction} \quad (1)$$

(1)辐射换热部分:

$$q_{radiation} = \sigma \frac{T_H^4 - T_C^4}{\frac{1}{\varepsilon_H} + \frac{1}{\varepsilon_c - 1}} \quad (2)$$

式中: σ 为 Stefan-Boltzmann 常数, $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_H 和 T_C 为冷热边界层温度,K; ε_H 和 ε_c 为冷热表面材料发射率,均取 0.04^[18]。

(2)气体导热部分:

$$q_{gas\ conduction} = C_1 p \alpha (T_H - T_C) \quad (3)$$

式中: $C_1 p \alpha = K_g$,气体热导率, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; α 为热适应系数,空气取 0.9^[18]; p 为周围环境压力,Pa。

$$C_1 = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left(\frac{R}{8\pi M T} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

式中: γ 为 C_p/C_v ; R 为通用气体常数, $8.315 \text{ kJ}/(\text{mol} \cdot \text{K})$; M 为气体摩尔质量, kg/mol ; T 为周围环境温度,K; C_1 为空气取值 1.166 6,He 取值 2.099 8。

(3)固体导热的部分:

$$q_{solid\ conduction} = K_s (T_H - T_C) \quad (5)$$

$$K_s = \frac{C_2 f k}{DX} \quad (6)$$

式中: C_2 为半经验公式,涤纶网取值为 0.008; f 为间隔层的相对固体密度,取 0.02^[18]; k 为间隔层材料的热导率, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 。 DX 为间隔层材料的实际厚度,m。

对于涤纶网,材料热导率是温度的函数值,如式(7)^[16]所示:

$$K = 0.017 + 7 \times 10^{-6} (800 - T) + 0.0228 \ln T \quad (7)$$

计算基于探月任务需求,冷边界温度取月面永久阴影坑内的温度 $T_c = 30 \text{ K}$,热边界温度取航天员和仪器设备能够适应的温度 $T_H = 293 \text{ K}$ 。根据上述公式,分别求出漏热量和每层反射层的温度分布,计算流程如图 1 所示。

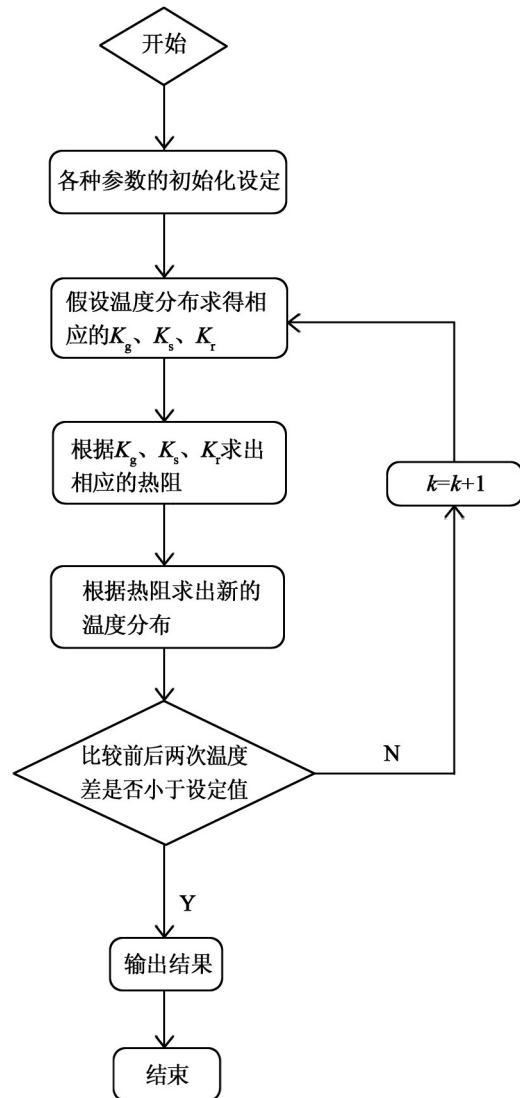


图 1 漏热量和每层反射层的温度分布计算流程图
Fig. 1 Calculation process of heat leakage and temperature distribution of each reflector

1.2 仿真模型验证

采用基于液氮贮箱的实验结果对建立的计算模型的准确性进行验证^[19]。实验中,多层材料反射层选择双面镀Al的聚酯薄膜,穿孔率在0.05%~0.1%之间,间隔层选择涤纶网,采用50层均匀密度多层材料,总厚度为42 mm,环境压力为 10^{-3} Pa,贮箱内部压力为0.1 MPa。在多层第0、10、20、30、40、50层取6个点,分别测量这6个点的温度,0层为高温端区域。图2是实验所得值与采用逐层计算模型计算值的比较。可以看出,多层绝热内的温度分布计算值和实验值吻合较好。实验所得的单位面积的漏热量为 0.5678 W/m^2 ,计算所得的单位面积漏热量为 0.5556 W/m^2 ,误差为2.1%。较小的温度分布误差可能来源于多层材料放气引起的真空度下降或多层材料轴向漏热导致的温度分布不均匀。可见,计算值与实验值的对比能够验证逐层计算模型的准确性。

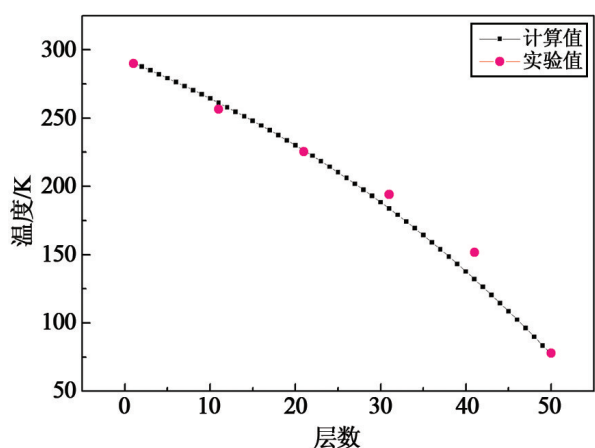


图2 逐层计算模型计算值与实验值的对比曲线

Fig. 2 Calculation result by Layer-by-layer method and the tested result

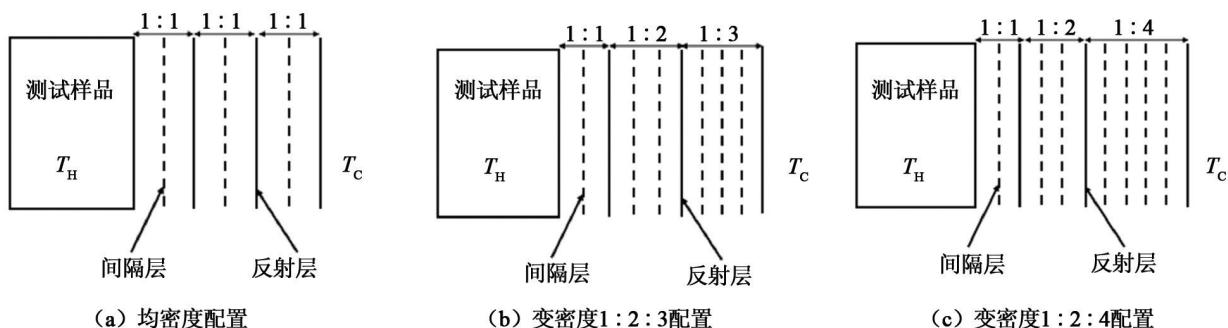


图4 多层绝热配置的示意图

Fig. 4 Schematic of the MLI configuration

1.3 方案设计

图3为50层反射层,层密度为21.645层/cm的均匀密度多层绝热在压力为 10^{-3} Pa、热边界温度和冷边界温度分别为293 K和30 K的情况下,残余气体导热、固体导热和辐射漏热三项换热项的占比。可以看出,气体导热部分在高真空中占比很小,可以忽略不计;靠近冷边界区域固体导热占主导,靠近热边界区域辐射换热占主导。所以冷边界区域需要更多的间隔层;热边界区域需要更多的反射层。此时,适当地减少冷边界区域的层密度,增大热边界区域的层密度,即采用变密度多层绝热可以有效地改善多层材料的绝热性能。

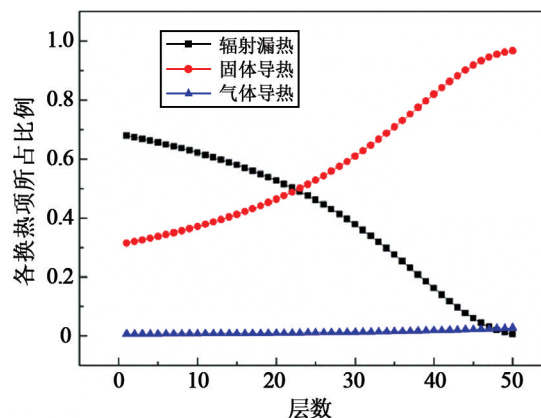


图3 三项换热项的占比图

Fig. 3 Heat flux in different layer of MLI

另外,图3内热外冷模型中的固体漏热显著大于辐射漏热,将总反射层50层分为三个区域,靠近热边界温度的为第一区域,包含10层绝热层,后两个区域每个区域均为20层。共计算了如表1所列的三种方案,其中方案1为均匀密度填充方式,作为对照组,方案2和方案3为变密度填充方式。图4为多层绝热配置示意图。

表 1 三种方案的详细层密度分布情况
 Tab. 1 Detailed layer density distribution of the cases for verification

方案	区域 1 层密度/(层/cm)	区域 2 层密度/(层/cm)	区域 3 层密度/(层/cm)	总层数
1	21.645	21.645	21.645	50
2	21.645	10.823	7.215	50
3	21.645	10.823	5.411	50

2 计算结果及分析

2.1 三种方案计算结果对比分析

当内部热边界温度取 293 K, 外部环境冷边界温度取 30 K 时, 三种方案的漏热量计算值分别为 0.420 6 W/m²、0.279 6 W/m²和 0.263 6 W/m², 如图 5 所示。相对于均匀密度填充方式方案 1, 采用变密度方案 2 和方案 3 的绝热性能分别提高了 33.5% 和 37.3%。

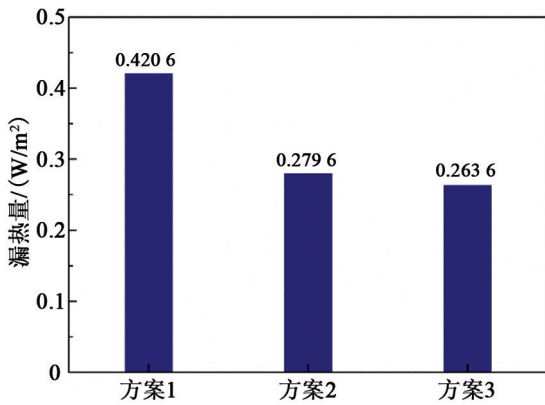


图 5 三种方案漏热量比较图
 Fig. 5 Heat leakage of the three schemes

图 6 为三种方案在内热外冷情况下的温度分布曲线。可以看到, 与均匀填充方式温度呈线性分布的现象不同, 变密度方案的温度分布呈明显的非线性分布, 在靠近高温侧的 40 层多层材料中温度下降相对缓慢, 而在靠近低温侧的最后 10 层斜率明显增大。

2.2 真空度对热流的影响

航天器由地面发射到太空过程中, 真空环境会出现变化, 真空度逐渐变高, 图 7 计算了不同压力对漏热量的影响, 可以看出, 不管是均密度多层绝热还是变密度多层绝热, 当所处环境的压力小于 10⁻³ Pa 时, 漏热量基本稳定不发生变化。而压力大于 10⁻² Pa 时, 漏热量开始急剧上升。这是因为当压力小于 10⁻³ Pa 时, 多层绝热内的气体为自由分子状态, 气体分子的平均自由程远大于分子运动空间的特征长度, 辐射换热和固体导热远大于气体导热, 压力

的影响可以忽略不计。压力上升后, 多层绝热内的气体开始逐渐处于连续介质状态, 气体导热所占的比重越来越大, 导致真空度的变化对整体漏热的影响非常巨大。

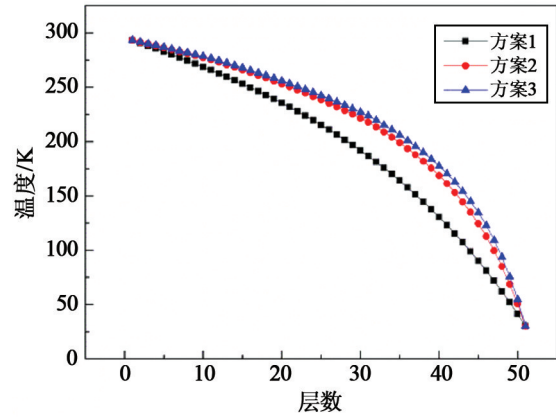


图 6 三种方案在不同层数处的温度分布曲线

Fig. 6 Temperature distribution of the three schemes at different layers

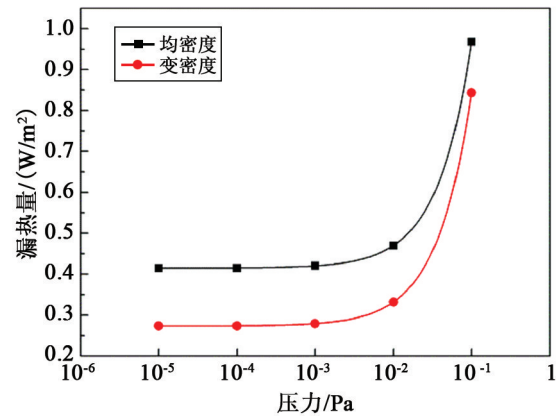


图 7 压力变化对漏热量的影响曲线

Fig. 7 Effect of pressure change on the heat leakage

因此, 在地面准备和发射阶段, 要保证压力小于 10⁻³ Pa。在空间飞行中, 压力处于 10⁻¹⁴ Pa 的量级, 此时压力的些许波动导致的漏热量变化十分微小。图 8 为方案 2 在不同真空度下的温度分布, 也可以看出在 10⁻⁵ Pa 和 10⁻³ Pa 的情况下, 温度分布基本是相同的, 且隔热效果要明显优于 10⁻¹ Pa 的情况。

2.3 冷边界温度变化对热流的影响

在太空低温环境中, 温度可能会有所波动。图 9 计算了方案 2 的冷边界温度在 20 K 至 100 K 之间变化的漏热量。可以看出, 随着冷边界温度的升高, 即冷热边界层温度差的缩小, 经过多层绝热的

热流密度会减小,并且减小速度会随着冷边界温度的升高而升高。总体而言,热流密度的变化幅度很小。

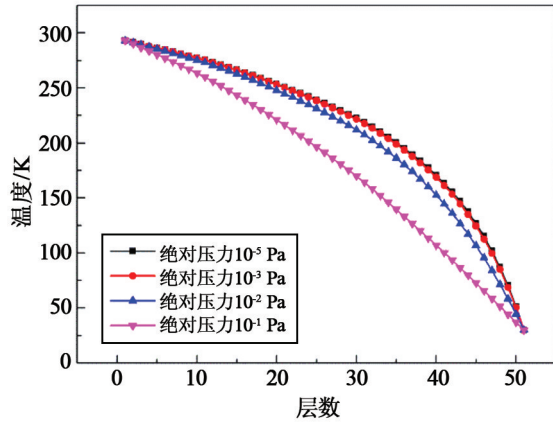


图8 不同压力条件下方案2的温度分布曲线

Fig. 8 Temperature distribution of Scheme 2 under different vacuum conditions

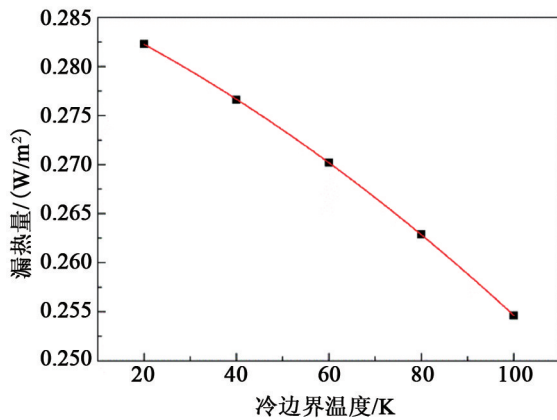


图9 冷边界温度变化对漏热量的影响曲线

Fig. 9 Effect of cold boundary temperature on heat leakage

2.4 热边界温度变化对热流的影响

考虑到在空间中由多层绝热材料包裹着的仪器或设备在工作条件下发热可能会导致热边界温度的升高。以方案2为例,压力为 10^{-3} Pa,冷边界温度为30 K,其他条件不变,改变热边界温度,使其分别为273 K、283 K、293 K、303 K及313 K时,计算相应的单位面积热流的数值,如图10所示。压力为 10^{-3} Pa时,气体导热可以忽略,辐射换热和固体导热占主导。对于辐射换热来说,由辐射换热量式(6)可以得出:辐射热流与热、冷边界温度的四次方之差成正比,所以热边界温度变化会影响辐射热流。并且热边界温度变化导致的热流密度变化的幅度大于冷边界温度变化导致的热流密度变化幅度。对于固体导热来说,多层绝热中的固体导热也

会随着热边界温度的升高而增大。

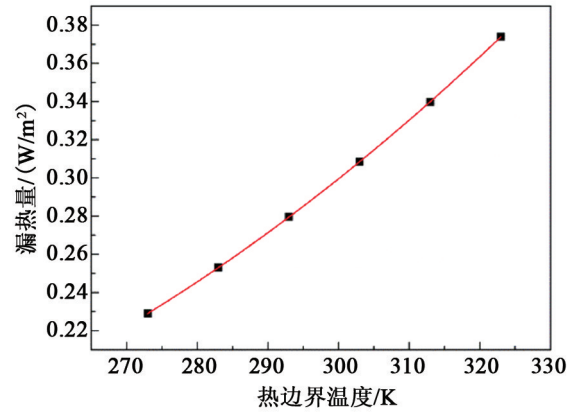


图10 内热外冷模型热边界温度变化对漏热量的影响曲线

Fig. 10 Effect of hot boundary temperature on heat leakage when the internal temperature is higher than that of external

当航天器所处环境从阴影区变至太阳直射区时,外部环境温度会从30 K升高至400 K左右。当外部环境温度高于多层绝热内部的温度时,即变成内冷外热的模型。此时热边界温度为外界环境温度。当航天器受到太阳照射时,热边界温度不断上升。图11为方案2在压力为 10^{-3} Pa,冷边界温度为293 K,其他条件不变,热边界温度从320 K至400 K时的漏热量变化。其趋势与内热外冷模型一致。

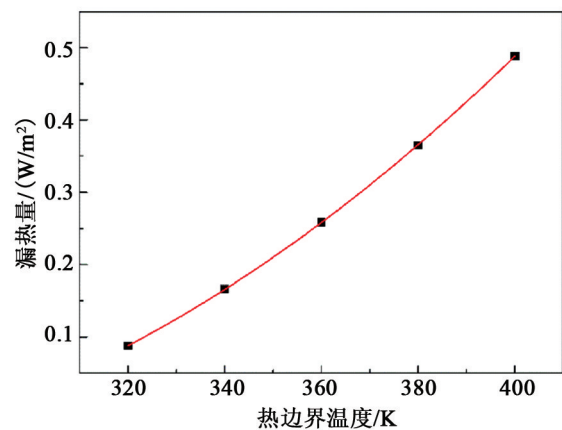


图11 内冷外热模型热边界温度变化对漏热的影响曲线

Fig. 11 Effect of the hot boundary temperature on heat leakage when the internal temperature is lower than that of external

3 结论

基于逐层计算法建立了航天器内热外冷的多层绝热性能计算模型,并将计算值与实验结果进行了对比,验证了计算模型的准确性。得出了三点结论:

(1)研究了变密度填充方式对绝热性能的改善机理和改善幅度。计算结果表明,相对于常规的均匀密度填充方式,变密度多层绝热的漏热量可以减少37.3%。

(2)对于真空度变化的工况,变密度与均匀密度变化趋势一致,当多层材料所处环境的压力小于 10^{-3} Pa时,漏热量基本稳定;压力大于 10^{-2} Pa时,漏热量急剧上升,并且对真空度的变化十分敏感。

(3)对于冷热边界温度,热边界温度分别变化的工况,热边界温度的影响要明显高于冷边界温度。两者漏热量随温度的变化均为非线性的,这主要因为除了温度直接影响漏热量外,温度变化也导致绝热材料的物性参数出现了非线性的变化。

参考文献:

- [1] 宁献文,李劲东,王玉莹,等.中国航天器新型热控系统构建进展评述[J].航空学报,2019,40(7):022874.
- [2] 于雯,李雄耀,王世杰.月球探测中月面热环境影响的研究现状[J].地球科学进展,2012,27(12):1337-1343.
- [3] 范含林.航天器发展对热控制技术的需求分析[J].航天器工程,2010,19(1):7-11.
- [4] 闫指江,吴胜宝,赵一博,等.应用于低温推进剂在轨贮存的组合绝热材料综述[J].载人航天,2016,22(3):28-32.
- [5] 严开祺,王平,张敬杰,等.空心玻璃微球低温绝热性能研究进展[J].真空与低温,2016,22(2):63-69.
- [6] 吴天泽,熊春晓,朱文杰,等.新型多层绝热材料组合包覆工艺及其绝热性能[J].宇航材料工艺,2019(3):56-60.
- [7] 王博杰,嵩锐,张亮,等.低温推进剂在轨零蒸发贮存研究进展[J].载人航天,2017,23(2):236-244.
- [8] 雷营生,徐红艳,谢荣建,等.空间用多层绝热组件隔热特性的试验研究[J].红外,2018,39(3):13-17.
- [9] 崔晨,郑建朋,陈六彪,等.大口径低温管道变工况漏热特性分析与优化[J].低温工程,2019(3):25-28.
- [10] 王莹,厉彦忠,陈鹏玮,等.空间燃料贮箱变密度多层绝热结构传热性能研究[J].低温工程,2016(5):57-63.
- [11] 刘展,厉彦忠,高蓬辉.采用蒸汽冷却屏的低温贮箱传热过程分析[J].工程热物理学报,2019,40(3):153-158.
- [12] 杨敬尧,李凡杰,王博,等.绝热材料放气速率测试台研制[J].低温工程,2017(1):8-12.
- [13] 李凡杰,甘智华,杨敬尧,等.多层绝热材料试样300~77 K表观热导率测试台研制[J].低温工程,2016(3):1-6.
- [14] 郑建朋,陈六彪,周远,等.低温推进剂贮存中SOFI和MLI实验研究[J].工程热物理学报,2019,40(12):1-5.
- [15] 郑建朋,崔晨,陈六彪,等.低温推进剂贮箱绝热性能试验研究[J].真空与低温,2016,22(1):26-29.
- [16] ZHENG J, CHEN L, WANG J, et al. Thermodynamic analysis and comparison of four insulation schemes for liquid hydrogen storage tank[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 186:526-534.
- [17] HASTINGS L J, HEDAYAT A, BROWN T M. Analytical modeling and test correlation of variable density multilayer insulation for cryogenic storage[R]. NASA, 2004.
- [18] HUANG Y, WANG B, ZHOU S, et al. Modeling and experimental study on combination of foam and variable density multilayer insulation for cryogen storage[J]. Energy, 2017, 123(15):487-498.
- [19] 郑建朋.液氧贮存复合绝热系统的地面模拟实验研究[D].北京:中国科学院理化技术研究所,2019.