

文章编号:1000-8055(2011)11-2630-06

用于发动机羽流试验研究的液氦热沉设计

凌桂龙, 王文龙, 蔡国飙, 张建华

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 超低温大型卧式热沉采用液氦制冷,将在国内实现热沉表面温度低于 10 K,主要用于航天发动机羽流效应试验,同时兼顾卫星等热真空试验.热沉主体结构为卧式圆筒型,为减小热损失,液氦热沉去掉了骨架,外部装有液氮热沉,两者采用一体化设计,液氮热沉既做液氦热沉的防辐射屏,又做液氦热沉的支撑.为增大抽速,舱体封头端设计了可拆卸的羽流吸附泵.羽流试验时液氦热沉、羽流吸附泵通液氦制冷,液氮热沉通液氮制冷,各部分热沉单独供液.对此大型热沉进行了方案设计、参数计算,对热沉预冷及稳态工况时的液氮、液氦消耗量进行了估算,分析了羽流试验时热沉抽气速率随试验工质温度的变化关系,得出液氦热沉对氮气的抽气速率可以达到 10^7 L/s 量级.

关 键 词: 真空; 羽流效应; 热真空试验; 热沉; 液氦热沉; 液氮热沉; 羽流吸附泵

中图分类号: V416.8

文献标志码: A

Liquid helium heat sink design for experimental study of engine's plume and vacuum effects

LING Gui-long, WANG Wen-long, CAI Guo-biao, ZHANG Jian-hua

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The large horizontal ultra-low temperature heat sink, based on liquid helium cooling, could firstly realize heat sink surface temperature below 10 K in China, and is mainly applied to spacecraft-thruster vacuum plume effects' experimental study and the thermal vacuum test of satellite simultaneously. In order to minimize heat loss, the main structure of heat sink frame was removed, and the liquid helium heat sink was enclosed by a liquid nitrogen heat sink. Both of them were designed integrally so that the liquid nitrogen heat sink is not only the anti-radiation panel for liquid helium heat sink, but also the frame brace. To increase the pumping speed of heat sink, a plume adsorption pump was developed and mounted on the end of the vacuum chamber. At the experiment of vacuum plume, vacuum plume adsorption pump and liquid nitrogen heat sink were cooled by liquid helium and liquid nitrogen, respectively. The analysis was conducted for key parameters of heat sink, such as estimating the liquid nitrogen, liquid helium consumption in pre-cooling process and steady-state condition, and comparing the relationship between pumping speed of heat sink and working fluid temperature. The results show that pumping speed of the heat sink for nitrogen can reach 10^7 L/s magnitude.

Key words: vacuum; plume effects; thermal vacuum test; heat sink;

liquid helium heat sink; liquid nitrogen heat sink; plume adsorption pump

收稿日期:2010-12-02; 修订日期:2011-05-25

基金项目:国防科工局中俄航天合作项目

作者简介:凌桂龙(1981-),男,黑龙江绥芬河人,实验师,硕士,主要从事液体火箭发动机系统优化及羽流试验研究.

热沉是空间环境模拟试验设备的重要组成部分,主要用于模拟空间的冷黑环境。目前,国内外热真空环境模拟试验设备大都采用液氮制冷,随着中国航天技术迅猛发展,以及大放气量载人航天和火箭发动机羽流试验的需求,需要设计制冷量及抽速更大的液氮热沉。液氮热沉采用液氮制冷,建成后主要用于发动机羽流试验研究,同时兼顾卫星等热真空试验。

1 主要技术指标

1) 热沉为卧式圆筒型,安装在内径 $\Phi 5.2\text{ m}$, 长度 12.6 m 的卧式舱体内,主要由三部分组成:液氮热沉、液氮热沉、羽流吸附泵。

2) 液氮热沉安装在液氮热沉内部,采用 316L 不锈钢管和 T2 紫铜翅片,管内工作压力不高于 0.8 MPa (表压),无热沉面积小于 3% 。

3) 液氮热沉内部装有可拆卸的羽流吸附泵,由三个直径分别为 $3.2, 2.2, 1.2\text{ m}$, 长度分别为 $3.5, 3.0, 2.5\text{ m}$ 的同心圆筒组成。

4) 热沉总漏率不大于 $1.3 \times 10^{-8}\text{ Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。

5) 液氮热沉内表面涂黑漆,对太阳光的吸收率大于 0.95 ,半球向发射率大于 0.90 。

6) 液氮热沉外侧装有防辐射屏,材料采用 $0\text{Cr}18\text{Ni}9$ 不锈钢。

7) 发动机羽流试验时,系统热负荷按 10 kW 计算,液氮热沉通液氮,表面平均温度低于 100 K ,

液氮热沉(含羽流吸附泵)通液氮,表面平均温度低于 10 K ;热真空试验时,系统热负荷按 60 kW 计算,拆卸掉羽流吸附泵,液氮热沉作为防辐射屏不工作,液氮热沉通液氮,表面平均温度低于 100 K 。

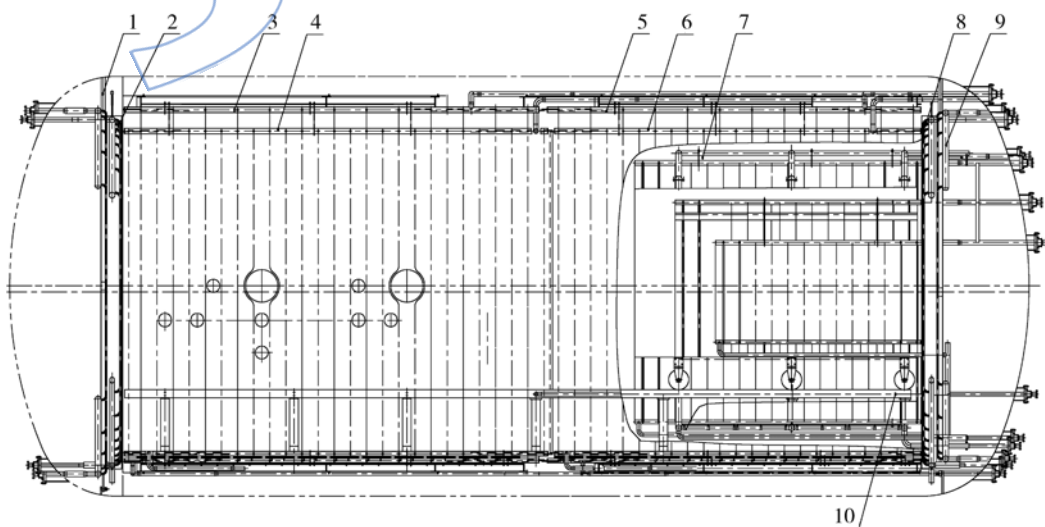
2 方案设计

2.1 总体方案

液氮热沉的设计制造必须重点考虑制冷量、温度均匀性、低温冷漏及液氮消耗量等关键问题。

本热沉的总体结构如图 1 所示,主要由大门液氮热沉、大门液氮热沉、舱体前部液氮热沉、舱体前部液氮热沉、舱体后部液氮热沉、舱体后部液氮热沉、羽流吸附泵、封头液氮热沉、封头液氮热沉、热沉导轨(含液氮冷却管)等十大部分组成。

为减小液氮消耗,液氮热沉外部为液氮热沉,液氮热沉既是液氮热沉的防辐射屏,又是液氮热沉的支撑,液氮热沉没有骨架,只通过聚四氟乙烯垫与液氮热沉连接;液氮热沉外侧装有骨架,用于支撑液氮热沉及液氮热沉的质量,液氮热沉通过聚四氟乙烯垫与液氮热沉连接。舱体封头端装有可拆卸的羽流吸附泵,羽流吸附泵由三个同心圆筒组成,三个圆筒后部平齐,做成一体,共用一个骨架、一个进液口和三个排气口。大门热沉吊挂在舱体大门上,与大门一起转动;封头热沉吊挂在舱体后封头上。试验时各部分热沉单独供液。所有液氮热沉的骨架外侧装有防辐射屏。



1 大门液氮热沉; 2 大门液氮热沉; 3 舱体前部液氮热沉; 4 舱体前部液氮热沉; 5 舱体后部液氮热沉; 6 舱体后部液氮热沉; 7 羽流吸附泵; 8 封头液氮热沉; 9 封头液氮热沉; 10 热沉导轨

图 1 热沉的总体结构图

Fig. 1 Overall structure scheme of the heat sink

舱体前、后部热沉及羽流吸附泵均为卧式圆筒型. 其中液氮热沉支管中心直径为 $\Phi 4.1\text{ m}$ 、总长为 9.9 m ; 液氮热沉支管中心直径为 $\Phi 4.38\text{ m}$ 、总长为 9.9 m ; 羽流吸附泵的三个同心圆筒尺寸分别为 $\Phi 3.2\text{ m} \times 3.5\text{ m}$, $\Phi 2.2\text{ m} \times 3.0\text{ m}$, $\Phi 1.2\text{ m} \times 2.5\text{ m}$. 大门及封头热沉均为平板型. 大门、封头液氮热沉板直径为 $\Phi 4.16\text{ m}$, 大门、封头液氮热沉板直径为 $\Phi 4.38\text{ m}$.

舱体前、后部热沉都通过滚轮支撑在两条舱体热沉导轨上. 羽流吸附泵亦通过滚轮支撑在羽流吸附泵专用的两条导轨上. 羽流吸附泵的两条导轨是可拆卸的, 每条导轨都分为两段. 为了减少导轨对热沉的热辐射, 靠近舱体后部的两条导轨还装有液氮冷却管, 用于冷却导轨. 靠近大门的两条导轨在做羽流试验时即可拆掉; 靠近舱体后部的两条导轨在拆掉羽流吸附泵做热真空试验时亦可连同液氮冷却管一起拆掉.

总体方案确定后的热沉面积见表 1.

表 1 热沉面积

Table 1 Area of heat sink

名称	液氮热沉	液氮热沉	羽流吸附泵
面积/ m^2	166	155	65

2.2 热沉管板结构形式

热沉管板结构形式及布局如图 2 所示, 均采用不锈钢管加紫铜翅片的结构形式, 可充分利用不锈钢良好的低温性能和紫铜良好的低温导热特性. 对于液氮热沉, 采用 304 L 不锈钢和 T2 紫铜翅片; 对于液氢热沉, 采用 316 L 不锈钢和 T2 紫铜翅片.

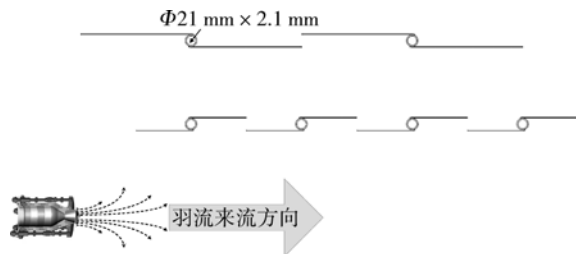


图 2 热沉管板形式及布局

Fig. 2 Structure and layout of heat sink tube plate

由于羽流试验的特殊性, 安装时, 要求液氮热沉翅片开口方向逆着羽流来流方向, 液氮热沉翅片开口方向顺着羽流来流方向, 试验时羽流气体能够快速进入液氮热沉和液氮热沉夹层中, 通过

多次碰撞降低羽流气体速度, 提高热沉吸附效率, 同时还可以充分利用热沉夹层吸附面积, 增大热沉抽气速率.

3 热沉设计计算^[1-5]

3.1 支管间距计算

在前面选定的热沉管板形式中, 离支管最远的翅片边缘处温度最高. 为了保证热沉温度均匀性(最大相对温差不超过 5%), 对于液氮热沉, 限定最大温差不得超过 0.5 K, 对于液氢热沉, 限定最大温差不得超过 5 K.

图 3 所示的热沉管板在受均匀辐射热负荷时, 最大温差计算公式为

$$\Delta T_{\max} = T_2 - T_1 = \frac{q(L/2)^2}{2bk} \quad (1)$$

式中 $\Delta T_{\max}$ 为最大温差, (K); L 为支管间距离, (m); b 为管板厚度, (m); k 为 T2 紫铜在低温下的热导率, ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$); q 为平均热流密度, (W/m^2).

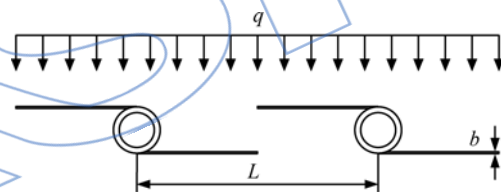


图 3 热沉管板温差计算模型

Fig. 3 Temperature difference calculation model of heat sink tube plate

图 4 给出了不同翅片厚度下对应的支管间距与最大温差之间的关系. 可以看出, 同一翅片厚度下, 最大温差随支管间距的增加而增大; 同一支管

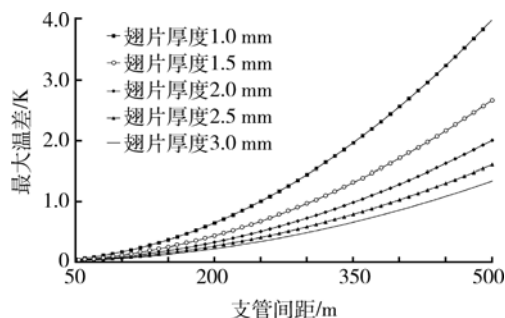


图 4 不同翅片厚度对应支管间距与最大温差的关系
Fig. 4 Relationship between different fin thickness corresponding tubes spacing varies with the maximum temperature difference

间距下,最大温差随翅片厚度的增加而减小.可见,适当减小支管间距、增加翅片厚度可以提高热沉温度均匀性.

在满足系统设计指标并同时控制系统造价的前提下,为方便工程设计、工艺加工及安装方便,对液氮热沉:支管间距取 200 mm、翅片厚度取 1.5 mm;对液氦热沉:支管间距取 400 mm,翅片厚度取 1.5 mm,即可满足各种工况下的试验需求.表 2 给出了各种工况下热沉壁板对应的最大温差,均符合设计要求.

3.2 预冷各部分热沉所需液氮、液氦量估算^[8]

羽流试验时,液氮热沉和羽流吸附泵的表面积平均温度低于 10 K,液氮热沉的表面平均温度低于 100 K.为了节约液氮,先通液氮将液氮热沉及羽流吸附泵预冷至一定温区,然后通液氦将其一直预冷到工作温区;对于液氮热沉直接通液氮预冷到液氮温区.

理论上,用液氮可以将热沉预冷到 77 K 左右,这样可以节约更多液氮,但操作困难,因为转换时热沉管路内可能残留液氮,当通液氦时,残留

的液氮会被凝固,阻碍液氮输送.根据工程经验,当热沉预冷到 90 K 时,通常不会有液氮残留,故羽流试验时液氮和液氦输送的转换温区定为 90 K.

热真空试验时,液氮热沉通液氮,表面平均温度低于 100 K,液氮热沉作为防辐射屏不工作.通液氦将液氮热沉预冷到液氮温区.

预冷时热沉所需冷量计算公式

$$Q = m_{\text{Cu}} c_{\text{Cu}} \Delta T + m_{\text{Fe}} c_{\text{Fe}} \Delta T \quad (2)$$

式中 Q 为预冷时热沉所需冷量(kJ); m 为被冷却物质质量(kg); ΔT 为被冷却物冷却前后温差(K); c 为热沉材料比热容(kJ/(kg · K)).下角标 Cu 代表铜, Fe 代表不锈钢.

用于热沉预冷消耗的液氮或液氦计算公式

$$V = Q / [\rho(h_2 - h_1)] \quad (3)$$

式中 V 为需要消耗的液氮或液氦体积(m^3); h_1 为液氮或液氦热沉入口处对应的焓(kJ/kg); h_2 为液氮或液氦热沉出口处对应的焓(kJ/kg); ρ 为液氮或液氦密度(kg/m^3).

热沉材料用量及预冷时液氮、液氦消耗量见表 3.

表 2 不同工况下热沉对应的最大温差

Table 2 Maximum temperature difference of heat sink at different conditions

试验工况	热沉名称	工作介质	$q/(\text{W}/\text{m}^2)$	L/mm	b/mm	$k/(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))^{[6-7]}$	$\Delta T_{\text{max}}/\text{K}$	相对误差/%
羽流试验	液氮热沉	液氮	50	400	1.5	580(77 K)	1.15	1.15
	液氦热沉	液氦	50	200	1.5	2835(10 K)	0.06	0.6
热真空试验	液氮热沉	不工作						
	液氦热沉	液氮	300	200	1.5	580(77 K)	1.73	1.73

表 3 各部分热沉材料用量及液氮液氦耗量估算

Table 3 Materials, liquid nitrogen and liquid helium consumption for every section heat sink

热沉	钢管 质量/kg	铜翅片 质量/kg	羽流试验		热真空试验	
			液氮耗量/L	液氦耗量/L	液氮耗量/L	液氦耗量/L
大门液氮热沉	94	201	150	0	0	0
舱体前部液氮热沉	283	957	713	0	0	0
舱体后部液氮热沉	212	883	658	0	0	0
封头液氮热沉	120	201	150	0	0	0
大门液氦热沉	135	181	135	145	116	0
舱体前部液氦热沉	492	936	697	749	601	0
舱体后部液氦热沉	325	864	644	691	555	0
封头液氦热沉	125	181	135	145	116	0
羽流吸附泵	512	963	718	770	0	0
总计	2298	5367	4000	2500	1388	0

3.3 稳态工况下液氮、液氮消耗量估算^[9-10]

发动机羽流试验时,采用开式外流程系统供应液氮、液氮,此时液氮消耗量为

$$V_1 = \frac{3600Q_1}{\rho_1(\gamma_1 + \Delta H)} \quad (4)$$

其中 Q_1 为稳态工况下液氮热沉及羽流吸附泵受到的热负荷,20 kW; ρ_1 为 4.2 K 时液氮对应的密度,125.01 kg/m³; γ_1 为 4.2 K 时液氮对应的汽化潜热,20.9 kJ/kg; ΔH 为 4.2~10 K 之间氮气的焓差,34.702 kJ/kg. 经计算,液氮的消耗量 $V_1 = 10.4 \text{ m}^3/\text{h}$ (2.9 L/s).

液氮消耗量为

$$V_2 = \frac{3600Q_2}{\rho_2\gamma_2} \quad (5)$$

其中 Q_2 为稳态工况下液氮热沉受到的热负荷(10 kW); ρ_2 为 77.237 K 时液氮对应的密度(807.14 kg/m³); γ_2 为 77.237 K 时液氮对应的汽化潜热(198.982 kJ/kg); 经计算,液氮的消耗量 $V_2 = 0.23 \text{ m}^3/\text{h}$ (0.06 L/s).

热真空试验时,采用泵增压式单相密闭循环系统供应液氮,此时流经液氮热沉的液氮循环流量为

$$V_3 = \frac{3600Q_3}{c_p \cdot \Delta T_3 \cdot \rho_3} \quad (6)$$

式中 Q_3 为系统热负荷,60 kW; c_p 为液氮比定压热容,2.1 kJ/(K·kg); ΔT_3 为液氮过冷度,(4 K); ρ_3 为液氮密度,按照平均温度 85 K 计算,(772 kg/m³). 经计算,液氮循环流量为 $\dot{V}_3 = 33.3 \text{ m}^3/\text{h}$ (9.3 L/s).

3.4 液氮热沉的抽气速率计算^[11-12]

气体分子的捕获率取决于气体的种类、速度、热沉温度及管板结构布局形式.

发动机羽流试验时通常以氮气作为模拟工质,故本文以氮气作为试验工质来估算热沉抽气速率.液氮热沉理想抽气速率计算公式

$$S_m = 3.64 \times 10^4 A_{\text{He}} \sqrt{\frac{T_g}{M}} \quad (7)$$

其中 A_{He} 为液氮热沉面积,220 m²; T_g 为被抽气体的绝对温度(K); M 为被抽气体摩尔质量,28 g/mol.

实际工作过程中,气体分子在某一冷凝面上不可能完全被冷凝吸附,碰撞在热沉表面上的部分能量特别大的分子会反射回去(由于速度太快,超声速流),液氮热沉的实际抽气速率计算公式为

$$S = CS_m \quad (8)$$

其中 C 为气体分子捕获率(冷凝系数), $C = 1 - e^{-\epsilon/(KT_g)}$, 对于氮气 $\epsilon/K = 290$.

给定试验气体氮气的温度变化范围 50~1000 K,图 5 给出了冷凝系数随试验气体氮气温度的变化关系,可以看出:冷凝系数随试验气体温度的增加而减小.图 6 给出了液氮热沉理想抽气速率和实际抽气速率随试验气体温度变化的关系,可以看出:随着氮气温度的升高,液氮热沉的理想抽气速率逐渐增大,当考虑气体分子捕获率的影响时,实际抽气速率逐渐减小,因为温度越高气体分子捕获率越小.在给定温度范围内,液氮热沉的实际抽气速率均大于 10⁷ L/s.

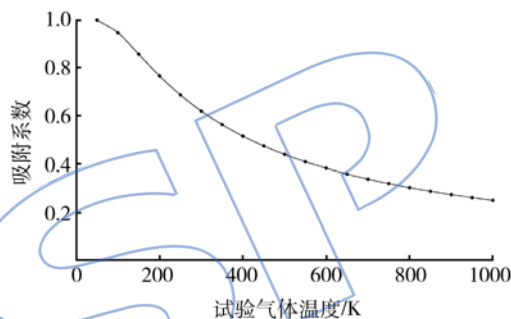


图 5 吸附系数随试验气体温度的变化关系

Fig. 5 Relationship between adsorption coefficient varies with the working fluid temperature

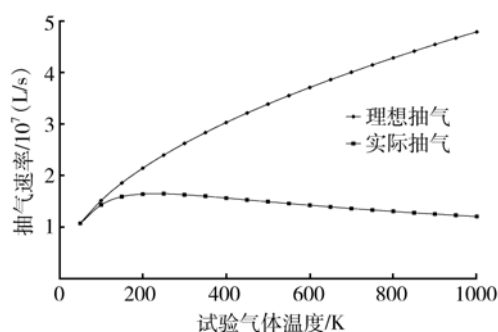


图 6 抽气速率随试验气体温度变化关系

Fig. 6 Relationship between pumping speed of heat sink varies with the working fluid temperature

4 结 论

超低温大型卧式热沉采用液氮制冷,是国内实现热沉表面平均温度低于 10 K 的空间环境模拟设备,最低工作温度可达到液氮温度,能同时兼

顾发动机羽流试验和热真空试验。

在给定条件下,文章得出如下结论:

1) 液氮热沉和液氦热沉采用了一体化设计,液氮热沉作为液氦热沉的防辐射屏,又是液氦热沉的支撑,省去了液氮热沉骨架,降低了昂贵的液氮用量。

2) 热沉导轨用液氮冷却,显著减小热沉热负荷,热沉、羽流吸附泵导轨采用分开设计,做不同试验时,用不到的导轨可拆卸,尽量减小导轨对热沉的热辐射。

3) 做发动机羽流试验时,液氮热沉表面平均温度设计值低于 10 K,最低可达 4.2 K,可用于模拟 100 km 以上的真空深冷环境。

4) 当以氮气为试验工质,试验工质初始温度在 50~1000 K 范围内变化时,液氮热沉对氮气的实际抽气速率均可达到要求的 10^7 L/s 量级。

5) 做发动机羽流试验时,预冷需消耗的液氮量为 2500 L,稳态工况下的液氮耗量为 2.9 L/s,试验前应准备 5000 L 液氮,可进行至少 800 s 的发动机羽流试验测量。

参考文献:

- [1] 黄本诚. 空间模拟器设计[M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [2] 黄本诚,马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [3] 于涛,刘敏,邹定忠. 航天器空间环境模拟器热沉均匀性分析[J]. 中国空间科学技术,2006(6):37-41.
YU Tao, LIU Min, ZOU Dingzhong. Thermal uniformity analysis for heat sink of space simulator[J]. Chinese Space Science and Technology, 2006(6):37-41. (in Chinese)
- [4] 龚吉君. KFT 空间环模设备热沉的设计与研制[J]. 低温工程,1989(51):18-27.
GONG Jijun. Design and research on heat sink of space environment simulator[J]. Cryogenic Engineer, 1989(51):18-27. (in Chinese)
- [5] 单巍巍,丁文静,刘敏,等. 气氦热沉结构优化设计[J]. 航天环境工程,2009,26(增刊):100-102.
SHAN Weiwei, DING Wenjing, LIU Min, et al. Gas helium heat sink structure optimal design[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(Supple):100-102. (in Chinese)
- [6] 李科,冉书能,贾春燕,等. 用氮制冷机测量纯铜低温热导率[J]. 物理试验,2009,29(10):27-30.
LI Ke, DING Wenjing, LIU Min, et al. Measurement of low temperature thermal conductivity of pure Cu with helium refrigerator[J]. Physics Experimentation, 2009, 29(10):27-30. (in Chinese)
- [7] 阎守胜,陆果. 低温物理试验的原理与方法[M]. 北京:科学出版社,1985.
- [8] 景加荣,齐晓军,彭光东. 空间环境模拟器 20 K 液氮热沉系统设计[J]. 航天环境工程,2009,26(增刊):96-99.
JING Jiarong, QI Xiaojun, PENG Guangdong. Study on 20 K helium-driven heat sink system of space environment simulator[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(Supple):96-99. (in Chinese)
- [9] 陈国邦,包锐,黄永华. 低温工程技术数据[M]. 北京:国防工业出版社,2005.
- [10] 陈国邦,黄永华,包锐. 低温流体热物理性质[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [11] 黄本诚,童靖宇. 空间环境工程学[M]. 北京:中国科学技术出版社,2010.
- [12] 黄本诚,陈金明. 空间真空环境与真空技术[M]. 北京:国防工业出版社.