

空间低温冷屏蔽系统及表面温度分布研究

张周卫^{1,2}, 厉彦忠¹, 陈光奇², 汪雅红³

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 兰州物理研究所真空低温技术与物理国家重点实验室, 730000, 兰州; 3. 兰州电源车辆研究所技术开发部, 730050, 兰州)

摘要: 提出一种“空间冷屏蔽系统”模型,通过空间深冷剂的相变制冷可使空间飞行器表面温度低于 100 K,30 min 内使表面红外辐射强度低于 0.5 W/m^2 ;进而建立三维气液分离储液模型,并对分层储液结构进行单元传热数值模拟,分析单元模型的不同传热边界条件,将换热经验关联式应用于稳态传热数值模拟过程,从而获得冷屏表面温度及热流随液位变化的分布规律;然后建立单元实验模型并进行实验分析.模拟计算及实验结果表明:当分层储液高度小于 100 mm 时,实验温度梯度与数值模拟结果相似;实验系统的表面温度在地面 15 min 以内、空间 30 min 以内可以满足低温红外辐射特征要求;太阳能辐射强度和毛细材料对表面温度分布的均匀性及液氮维持时间有一定的影响.

关键词: 冷屏蔽系统;红外辐射;相变制冷;液氮

中图分类号: TB661 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)08-0116-09

Cryogenic Cold Shield System in Space with Surface Temperature Distribution

ZHANG Zhouwei^{1,2}, LI Yanzhong¹, CHEN Guangqi², WANG Yahong³

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. National Key Laboratory of Vacuum & Cryogenics Technology and Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China; 3. Technique Department, Lanzhou Power Station & Vehicle Institute, Lanzhou 730050, China)

Abstract: A technique about spatial cold shield system with phase-change refrigeration by the cryogenics is presented to lower the surface temperature of a spacecraft under 100 K, furthermore to lower the infrared radiation on the spacecraft under 0.5 W/m^2 in 30 minutes, then a 3-D layered reservoir model is established for the simulation of heat transfer. In this simulation process, the empirical equations are substituted to boundary conditions of stable heat-transfer relations to simulate the surface temperature and heat flux changing with the liquid level. Then an experimental unit model is constructed for process analysis. The simulation and experiment results show that the experimental temperature gradients are similar to the simulation results before the exhaustion of liquid nitrogen when liquid level of layered reservoir is less than 100 mm; surface temperature of the system meets the requirement of infrared radiation in 15 min on the ground and 30 min in the space; solar radiation and capillary material influence the uniformity of surface temperature and holding time of liquid nitrogen to some degree.

Keywords: cold shield system; infrared radiation; phase-change refrigeration; liquid nitrogen

符 号 表

A 面积, m^2

p 压力, Pa

t 时间, s

C_0	波尔兹曼常数, $W/(m^2 \cdot K^4)$	p_c	对比压力	V	体积, m^3
D	厚度, m	Pr	普朗特数	α	吸收率
d	当量直径, m	Q	节流制冷量, kJ/kg	δ	动力黏度系数, $Pa \cdot s$
H	单元模型高度, m	q	热量, W	ε	表面发射率
h	对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$	Re	雷诺数	λ	导热系数, $W/(m \cdot K)$
L	辐射强度, W/m^2	R_p	表面粗糙度, μm	ρ	密度, kg/m^3
$\dot{m}$	质量流量, kg/s	r	汽化潜热, kJ/kg	σ	表面张力, N/m
Nu	努塞尔数	S	熵, kJ/(kg · K)	φ	热流密度, W/m^2
n	壁面方向	T	温度, K	ω	角速度, s^{-1}

下标

ad	绝热层	f	流体	rare	稀薄气体	sys	系统
e	辐射当量	h	对流	sref	大气层反射	v	气体
ear	地球	L	太阳辐射	ss	最大截面	w	壁面
en	环境	l	液体	sur	冷屏表面	λ	热传导

在当前空间技术的发展中,以低温流体相变制冷为原理的技术已得到广泛应用,如果将该技术应用于空间飞行物体,使其在空间实现对外界热量的冷屏蔽效应,就可有效降低其表面温度,从而降低表面红外辐射,此即本文所称的“冷屏蔽系统”技术。

中科院等离子体物理研究所等单位曾对应用于超导核磁控制的托卡马克冷屏进行过研究^[1],这项技术主要利用铺设于冷屏表面的低温氦气管路来冷却冷屏表面,从而获得冷屏蔽效应,以此降低超导核磁体的环境热负荷^[2-3].周杭生等人将 GM 低温制冷机冷端直接与冷屏表面接触,形成组合式冷屏,并将其应用于空间热沉的研究,用来模拟空间低温环境^[4],李炜等人则应用二级 GM 制冷机冷屏来降低电子束离子阱装置中液氮的蒸发量^[5],两者均采用低温制冷机冷头与冷屏表面直接接触并主动冷却冷屏表面来实现冷屏蔽效应.文献[6]采用液体冷却管路 with 面板焊接的方法获得了由液体传热的冷屏翅片,将其应用于空间辐冷器的地面模拟研究,并通过传热特点的研究获得了管路及流量等参数.以上冷屏蔽系统均应用于地面环境,而对于空间冷屏蔽系统,一般采用被动绝热或表面涂层技术以防止太阳辐射,从而实现飞行器与空间环境的冷屏蔽效应,或采用低温制冷机主动冷却冷屏以实现低温储箱的无损储存^[7],特点是所需制冷量小,表面温度相对较高,空间运行持续时间长,制冷机对空间有较大热辐射.本文所涉及的空间飞行器的飞行高度低于 120 km,飞行时间短且经历加速发射过程,中段速度马赫数接近 20,与空间环境具有复杂的传热过程,因

此要求大冷量且表面温度低于 100 K 才能有效降低红外辐射强度,从而满足系统低红外辐射的要求。

本文根据以上研究成果,首先建立适用于空间高速运行的液氮相变制冷冷屏蔽系统模型,应用分层储液、气液分离及扩压分流等系统方法实现系统制冷过程的相对稳定,防止空间失重状态下出现严重的气液两相流,确保制冷过程相对稳定.其次,在建立系统模型的基础上,主要针对空间冷屏蔽系统单元模型来研究冷屏表面的温度分布规律及其影响因素,借助数值模拟和实验方法对单元模型分层高度为 100 mm 时的表面温度分布、液氮维持时间等进行地面研究,以期为空间冷屏蔽系统的应用提供理论依据。

1 建立系统模型

根据已知参数建立冷屏蔽系统模型,如图 1a 所示.制冷剂储存于储液槽内,毛细材料分层安装于支架上,支架与二次扩压分流管路紧密相贴,并通过二次扩压分流管路与冷屏外层内表面紧密接触,内、外层之间留有气流通道.储液槽内的液态制冷剂蒸发后产生的饱和蒸气流入气流通道(见图 1b),在通道内气流流至冷屏顶部并被节流,节流后的冷蒸气经微扩压改变方向后进入二次扩压进气管路以冷却冷屏外表面,然后流至冷屏底部二次扩压器,经微扩压后流至二次扩压排气管路排入空间.根据系统模型空间传热量的大小确定液态制冷剂加注量,避免因地面加注过量而增大起动负荷、或因加注不足而造成末端表面温度上升等情况。

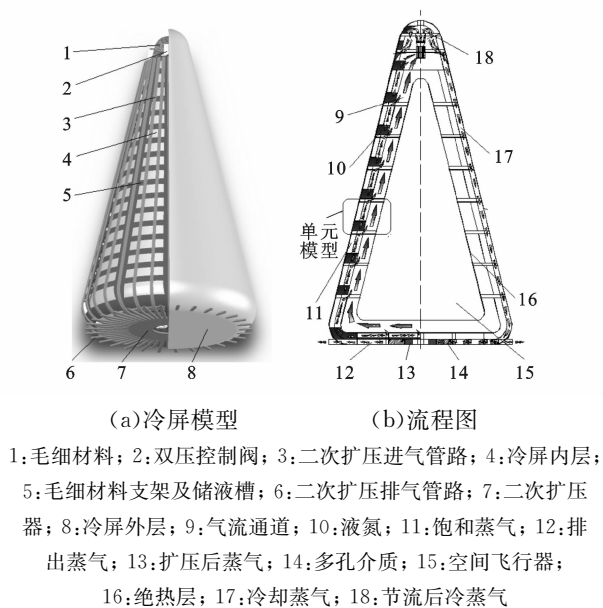


图1 冷屏总体模型构件位置关系及饱和蒸气流程图

2 建立单元传热数值模型

根据系统模型的特点,为便于简化分析,建立 $100\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 10\text{ mm}$ 壁面单元传热模型(见图1b)来分析冷屏表面温度及热流分布规律^[8],并根据模型来模拟储液分层高度为 100 mm 时单元模型内的极限温度及热流分布规律,最后模拟特定参数下模型的最高温度、最大温度梯度和热流密度及其分布规律。

图2、图3分别为单元模型的基本结构及其外部边界条件。夹层内液氮蒸发产生饱和蒸气并流至气流通道(流场模拟见文献^[9]),液面沿 x 轴负向逐渐降低,外表面温度逐渐升高,温度梯度逐渐增大。由于整体结构复杂,本文建立的单元模型主要模拟单元夹层经简化后的传热问题。单元模型夹层内填充了大孔径低吸附能力的毛细材料,但是为便于分析,在模拟过程中未予以考虑。

假定系统压力为 101325 Pa ,系统运行高度为

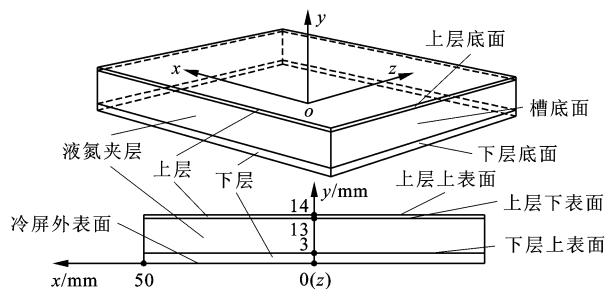


图2 单元模型基本结构图

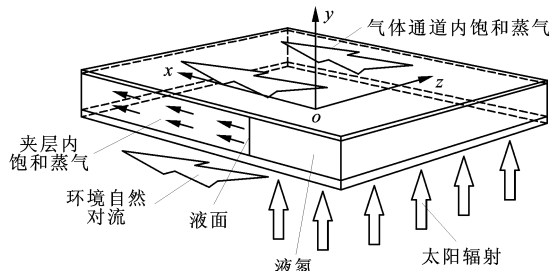


图3 单元模型外部边界条件

120 km , λ 随温度保持不变。采用三维传热模型,传热方程为常物性、稳态、无内热源问题的温度场控制方程,即拉普拉斯方程

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

单元模型上层底面与下层底面始终与液氮接近,假设铝合金导热系数为 $200\text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$,上层厚度为 1 mm ,下层厚度为 3 mm ,热流密度为 $1\text{ kW}/\text{m}^2$,则两平面最大温差分别为 0.01 和 0.03 K ,所以假设两底面的温度接近液氮饱和温度 77.4 K ,且满足第一类传热边界条件,其形式为

$$t \geq 0; \quad T_w = f_1(t) \quad (2)$$

冷屏外表面(即单元模型下层的下表面)满足第二类边界条件,其形式为

$$t > 0; \quad -\lambda(\partial T/\partial n)_w = f_2(t) \quad (3)$$

假设表面热流密度不随时间发生变化,则单元模型表面吸收的热量

$$q = q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_5 + q_6 \quad (4)$$

式中:空间环境热辐射热量

$$q_1 = \left[\frac{1}{\epsilon_{\text{sur}}} + \frac{A_{\text{sur}}}{A_{\text{en}}} \left(\frac{1}{\epsilon_{\text{en}}} - 1 \right) \right]^{-1} \cdot A_{\text{sur}} C_0 \left[\left(\frac{T_{\text{en}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{sur}}}{100} \right)^4 \right] \quad (5)$$

地球辐射热量

$$q_2 = \left[\frac{1}{\epsilon_{\text{sur}}} + \frac{A_{\text{sur}}}{A_{\text{ear}}} \left(\frac{1}{\epsilon_{\text{ear}}} - 1 \right) \right]^{-1} \cdot A_{\text{ss}} C_0 \left[\left(\frac{T_{\text{ear}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{sur}}}{100} \right)^4 \right] \quad (6)$$

太阳辐射热量

$$q_3 = \alpha_{\text{sun}} L_{\text{sun}} A_{\text{ss}} \quad (7)$$

地球大气层反射热量

$$q_4 = \alpha_{\text{sref}} L_{\text{sref}} A_{\text{ss}} \quad (8)$$

稀薄气体加热

$$q_5 = h_{\text{rare}} A_{\text{sur}} (T_{\text{sur}} - T_{\text{rare}}) \quad (9)$$

饱和蒸气节流后产生的冷量

$$q_6 = \frac{\dot{m}}{1\,000} \int_{s_{in}}^{s_{out}} T ds \quad (10)$$

其中质量流量按下式计算(忽略蒸气显热)

$$\dot{m} = q/r \quad (11)$$

假设节流过程为等焓过程,则饱和蒸气沿 76 kJ/kg 等焓线节流至 0.001 Pa,节流后冷蒸气温度近似为三相点温度,节流制冷量

$$Q \approx \int_{s_{in}}^{s_{out}} T ds = 63.151 \int_{s_{in}}^{s_{out}} ds \quad (12)$$

此时质量流量

$$\dot{m} = 1\,000(q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_5)/(r + Q) \quad (13)$$

在实际飞行过程中,表面发射率 $\epsilon_{sur} = 0.06$, A_{en} 和 A_{ear} 取无穷大, $C_0 = 5.67 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, $T_{sur} = 77.4 \text{ K}$, $T_{en} = 257 \text{ K}$, $T_{ear} = 300 \text{ K}$, 取恶性传热条件下的吸收率 $\alpha_{sun} = 1$, $\alpha_{sref} = 1$, 太阳辐射强度 $L_{sun} = 1\,367 \text{ W}/\text{m}^2$, 地球大气反射的太阳辐射强度 $L_{sref} = 408 \text{ W}/\text{m}^2$, 稀薄气体加热 $h_{rare} \approx 0$, 则系统无旋时表面接收的可能最大热流密度为 $2 \text{ kW}/\text{m}^2$.

单元模型上层上表面、上层下表面、下层上表面及下层下表面分别满足第三类传热边界条件,其形式为

$$-\lambda(\partial T/\partial n)_w = h(T_w - T_f) \quad (14)$$

其中上层下表面及下层上表面受到饱和蒸气对流换热,根据 Dittus-Boelter 强迫层流公式,确定对流换热系数

$$h = 0.023\lambda/HR e^{0.8} Pr^{0.4} \quad (15)$$

当冷屏蔽系统处于加注过程及发射过程中时,冷屏外表面受环境自然对流换热,根据层流边界层自然对流换热关系式,有

$$h = 0.664\lambda/HR e^{1/2} Pr^{1/3} \quad (16)$$

上层上表面受到气流通道内蒸气(强迫层流)的对流换热,努塞尔数可由 Sieder-Tate 公式确定

$$Nu_f = 1.86[Re_f Pr_f/(H/d)]^{1/3} (\delta/\delta_w)^{0.14} \quad (17)$$

如果夹层内上、下两面与饱和和液氮接触,对流换热系数可由 Cooper 饱和池沸腾换热关联式确定

$$h_{max} = 0.2C\varphi_{max}^{0.67} p_c^1 (-\lg p_c)^{-0.55} \quad (18)$$

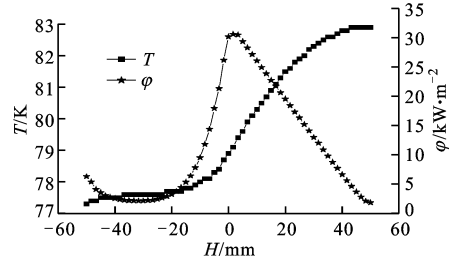
$$C = 90 \text{ W}^{0.33}/(\text{m}^{0.66} \cdot \text{K})$$

$$l_{pm} = 0.12 - 0.21 \ln R_p$$

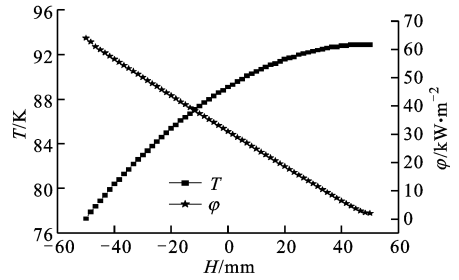
$$\varphi_{max} = 1.3 \times 10^{-4} r \rho_v [\sigma g (\rho_l - \rho_v)/\rho_v^2]^{0.25} [(\rho_l + \rho_v)/\rho_v^2]^{0.5}$$

计算各经验关联式时所需的流场参数,可通过单元模型及整体模型的流场数值模拟获得.将以上关联式作为导热数值模拟的边界条件,带入上述第

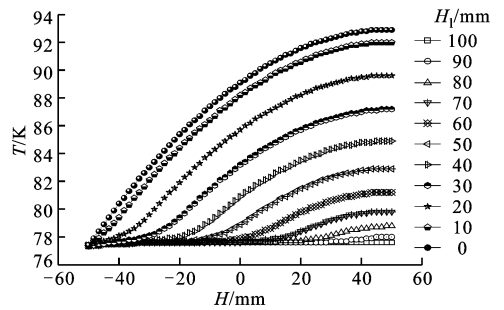
三类边界条件,从而得到如下数值模拟结果:储液高度对于单元模型表面温度有明显的影响,液相区表面温度及热流密度很低,且变化幅度小(见图 4a),当接近液位即气相区时,温度及热流密度迅速变化,这主要是因为液相区的对流换热系数(由式(18)计算, $h \geq 11 \text{ kW}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$)远大于气相区的对流换热系数(由式(15)计算, $h \approx 10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$),故进入气相区后(见图 4b),温度迅速升高,热流迅速下降;



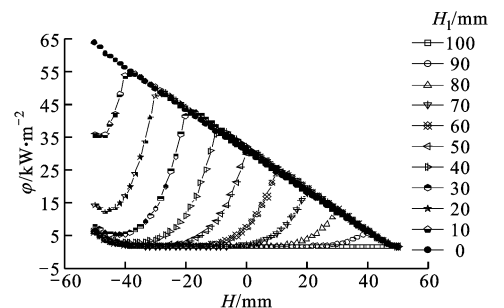
(a) $H_1 = 50 \text{ mm}$ 时的温度和热流密度



(b) $H_1 = 0 \text{ mm}$ 时的温度和热流密度



(c) $0 \text{ mm} \leq H_1 \leq 100 \text{ mm}$ 时的温度



(d) $0 \text{ mm} \leq H_1 \leq 100 \text{ mm}$ 时的热流密度

图 4 不同液位高度时冷屏外表面的温度及热流密度分布

由于液位高度随蒸发过程持续进行而不断降低,故气相区温度逐渐升高,但液相区温度没有明显变化,仍保持液氮的饱和温度,当接近液面时,热流迅速升高,达到液面并进入气相区后则以近似线性方式迅速下降,表面温度及热流密度随液位高度变化时的分布规律见图4c、4d。

3 实验

根据空间冷屏蔽系统模型的特点,建立 200 mm×100 mm×10 mm 单元地面实验模型(见图5),用于验证系统表面温度随液位变化时的分布规律,模拟分析空间冷屏蔽系统单元模型的空间温度分布规律。模型主要包括铝合金液氮储槽、绝热层(聚胺脂,厚度 50 mm)、玻璃面板(厚度 2 mm)、铜-康铜热电偶及玻璃盖板(厚度 2 mm)等,11 支热电偶以相距 10 mm 的距离依次由槽底部至顶部贴于储液槽背面,测量误差为±0.1 K。

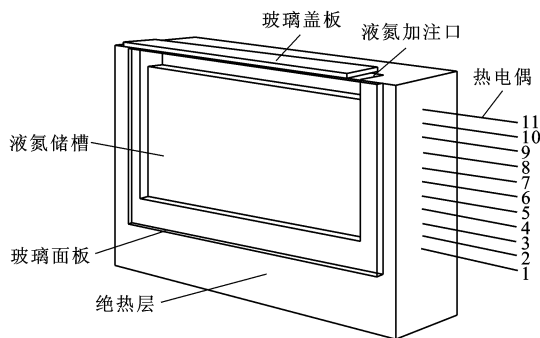


图5 单元传热实验模型

首先将液氮加满铝合金储液槽,根据不同点的温度值可判断液位的高低。辐射灯主要用于模拟太阳能辐射强度,根据冷屏蔽系统的空间飞行环境,辐射灯的总辐射强度设为 2 kW/m²,置于单元体外表面正前方。由于实验模型表面的吸收率较高,故当量辐射(将地面环境中除太阳辐射以外的环境辐射、对流及热传导 3 种热量以辐射的当量形式表示,以便于实验过程的分析,具体见式(24))被全部吸收,实际作用的辐射灯辐射强度较小,接近 1 kW/m²。

系统在空间以 4π s⁻¹ 的角速度绕轴自旋时,其平均表面热流密度可由式(4)导出

$$\varphi_{ave} = \alpha_{sur}(L_{sun}A_{ss} + L_{en}A_{sur} + L_{enr}A_{ss} + L_{sref}A_{ss})/A_{sur} \quad (19)$$

系统在空间飞行过程中可能经历白昼、黑夜等阶段,故其表面热流密度会发生变化,当太阳直射在

系统最大截面且系统位于太阳与地球之间时,系统接受的热量最大,此时系统接受的大气反射强度也最高,接近太阳辐射强度的 30%。根据式(19)的计算结果,系统整体外表面的平均总辐射强度接近 821.7 W/m²,实际表面吸收率为 0.06,实际平均接受的热流密度为 49.3 W/m²。夜晚飞行时系统接受的热量最小,此时可认为系统仅受空间环境及地球的辐射,平均总辐射强度为 359 W/m²,吸收率为 0.06,实际平均吸收热流为 21.5 W/m²。在实验中,飞行器在空间实际接受的最大热流密度为 49.3 W/m²,相比当量辐射强度(根据式(27)计算)很小,因此在地面很难进行准确的实验模拟,所以实验过程侧重分析单元模型受热后液氮的维持时间及表面温度分布规律。

单元模型在地面实验过程中获得的热量

$$q = q_L + q_h + q_\lambda \quad (20)$$

辐射热量

$$q_L = q_{L_{sun}} + q_{L_{en}} = \alpha_{sun}L_{sun}A_{ss} + \alpha_{en}L_{en}A_{sur} \quad (21)$$

对流换热热量

$$q_h = h_{en}(T_{en} - T_{sur})A_{ss} \quad (22)$$

绝热材料及空气的热传导量

$$q_\lambda = \lambda_{ad}(T_{en} - T_{sur})A_{ss}/D_{ad} + \lambda_{air}(T_{air} - T_{sur})A_{ss}/D_{air} \quad (23)$$

地面总辐射量由太阳辐射及当量辐射组成,其中当量辐射量可表示为

$$q_e = q_{L_{en}} + q_h + q_\lambda \quad (24)$$

总辐射量表示为

$$q = q_{L_{sun}} + q_{L_{en}} + q_h + q_\lambda \quad (25)$$

被单元模型外表面吸收的总辐射热流密度可由太阳辐射及当量辐射表示为

$$L = \alpha_{sun}L_{sun} + L_e = q_{L_{sun}}/A_{ss} + q_e/A_{ss} \quad (26)$$

地面实验过程中以辐射灯的辐射强度模拟太阳的辐射强度,总辐射热量及辐射强度可根据实验过程中液氮的蒸发量来进行近似计算(数据见图6a、6c、6e),当辐射强度为 0 时,系统仅受当量辐射的作用,从而可得到当量辐射强度,由当量辐射强度及总辐射热量可确定实验单元模型在某一时刻的表面实际辐射强度及表面吸收率。由式(26)可得

$$1\,000\rho V r = L_e A_{ss} t + \alpha_{sun} L_{sun} A_{ss} t \quad (27)$$

当实验灯的辐射强度接近 0,即太阳辐射强度为 0 时,由式(27)计算出当量辐射强度为 1 592.6 W/m²,液氮维持时间为 17.5~18.0 min(见图6e)。在当量辐射与太阳辐射(测量值为 1 kW/m²)共同作用时,维持时间为 14.5~15.0 min(见图6a)。单

元模型仅受太阳辐射且无自旋时,由式(27)得维持时间为 63~105 min,表面实际吸收热流为 273~455 W/m²,表面吸收率介于 0.273~0.455 之间(表面材料为氧化铝合金),由式(26)得实验过程中的总辐射强度接近 2 kW/m²,与数值模拟的辐射强度相近。

若考虑空间自旋,平均吸收热流为 71~119 W/m²,空间液氮维持时间为 242~403 min,若再考虑空间环境辐射、地球辐射及大气层反射,则维持时间为 40~76 min,满足系统要求。所以,在地面环境中当量辐射发挥主要作用,太阳辐射由于受表面吸收率的影响仅发挥次要作用。

当系统模型处于空间环境时,当量辐射消失,系统受太阳辐射、大气层反射、空间环境辐射及地球辐射(忽略蒸气显热),可由下式计算系统的液氮维持时间

$$1\ 000\rho V r = (\alpha_{\text{sun}} L_{\text{sun}} A_{\text{ss}} + \alpha_{\text{sref}} L_{\text{sref}} A_{\text{ss}} + \alpha_{\text{en}} L_{\text{en}} A_{\text{sur}} + \alpha_{\text{ear}} L_{\text{ear}} A_{\text{ss}}) t \quad (28)$$

若吸收率介于 0.06~1 之间(考虑恶性传热时为黑体吸收),则液氮维持时间为 35~578 min,除去发射前准备 2 min 及发射过程 3 min 后, $t \geq 30$ min,满足系统要求。

通过地面单元模型实验的数据(见图 6a、6c、6e),也可以近似计算单元模型在空间的液氮维持时间

$$1/t_{L_e} + 1/t_{L_{\text{sun}}} = 1/t_{L_e + L_{\text{sun}}} \quad (29)$$

由此可得单元模型仅受太阳辐射时的液氮维持时间

$$t_{L_{\text{sun}}} = t_{L_e + L_{\text{sun}}} t_{L_e} / (t_{L_e} - t_{L_e + L_{\text{sun}}}) \quad (30)$$

实验过程中由于存在当量辐射,辐射灯的辐射强度分别设为 1 000、500 和 0 W/m²(见图 6a、6c、6e)。单元模型除顶部有几点温度较高外,其余各点的温度主要集中于 77.4 K 左右。随着液氮量的逐渐减少,表面温度逐渐升高,当维持时间达到极端状态(1 号热电偶的温度曲线接近拐点)时,沿高度方向温度达到最大值,与模拟结果(见图 4c)相似,超过此点以后液氮耗尽,各点的温度迅速上升并趋于一致,温度梯度减小。辐射灯的辐射强度逐渐减小时,液氮维持时间逐渐延长,且辐射强度对维持时间的影响力逐渐减弱,当辐射强度减为 0 时,主要以当量辐射为主。

图 6b、6d 分别显示当辐射灯的辐射强度为 1 000 和 500 W/m² 时,单元模型内填充玻璃棉毛细材料(孔隙率为 95%)后各点温度随时间变化的关系曲线。由于存在一定的毛细表面张力,当毛细力作

用大于重力时,毛细力对液氮有提升作用,温度分布相比无填充时更加均匀(见图 6h),气相区温度梯度减小,低温维持时间缩短 4~5 min,这主要是由于毛细材料占据了一定空间,使液氮储量减少,且毛细材料本身具有热阻,填充后使内部自然对流换热减弱,因此与辐射强度不变时相比,表面温度有所上升。

满液时各点的理论表面温度为 77.4 K(见图 6f),由于环境温度下(温差接近 200 K)表面传热速度及液氮蒸发速度较快,高位点的温度快速上升并形成温度梯度,所以温度梯度随液位下降逐渐增大,温度变化曲线与图 4c 相似。当液位高度降为 0 时,温度梯度达到极端状态时的最大值(见图 4b),大于相应的理论温度梯度(见图 4c),最高温度为 180 K,理论最高温度为 92.6 K,在极端状态之后,温度梯度迅速减小,表面温度整体升高。

图 6g 显示极端情况下模拟理论温度与实验温度随时间变化的关系曲线,理论温度梯度相对较小,受太阳能辐射强度的影响也较小。空间飞行环境为高真空微重力环境($g \approx 0$ m/s², $p_{\text{en}} = 0.001$ Pa, $T_{\text{en}} = 257$ K),最大辐射强度为 821.7 W/m²,当忽略稀薄气体加热时,在太阳辐射强度 $L = 1$ kW/m² 的极端状态下,模拟的表面最高温度为 85.2 K 且温度梯度相对较小,而实验的表面最高温度及温度梯度均大于相应的理论值,这主要是由于地面环境辐射(457 W/m²)、空气对流换热(30 W/(m² · K))、空气导热(26 mW/(m · K))及与绝热层之间的热传导(0.03 W/(m · K))不能完全消除,所以实验的最高温度超过 180 K,温度梯度接近 1.8 K/mm,液氮维持时间为 14~15 min。

实验结果显示,初始时受环境自然对流及顶部漏热等影响,单元模型顶部少数几点的温度偏高(见图 6a~6e),从而使表面温度梯度增大,其余各点的温度保持稳定并接近 77.4 K,而对于系统模型,温度梯度则有所减弱(见图 1b),这主要是因为各储液分层结构之间互相连接形成整体,从而使表面温度分布更加均匀,温度梯度减小。随着时间的延长液位逐渐下降,当超过 15 min 时($L_{\text{sun}} = 1$ kW/m²),液体接近极端状态,温度梯度达到最大,在极端状态之后各点的温度迅速升高,沿高度方向温度梯度逐渐减小,最终各点温度趋于一致。在极端情况之前,实验温度梯度与模拟结果外形相似,但实验结果大于模拟结果,这主要是受当量辐射强度的影响。另一方面,由于热电偶贴于储液槽外壁面,热电偶本身会吸

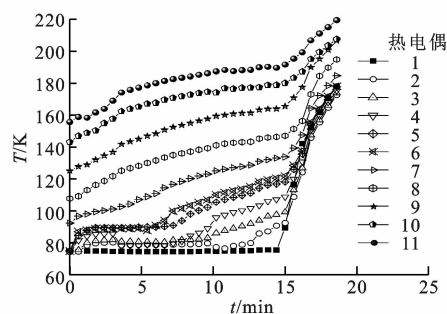
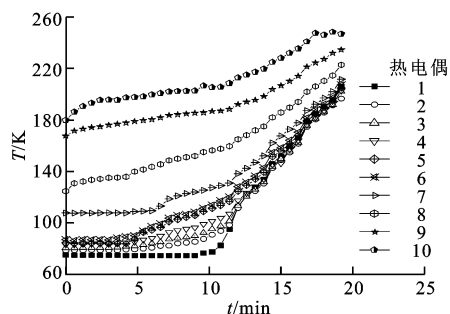
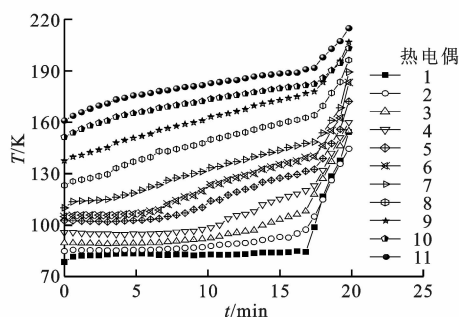
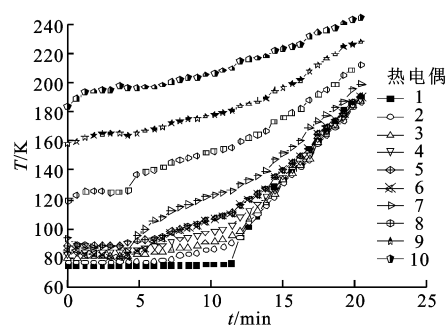
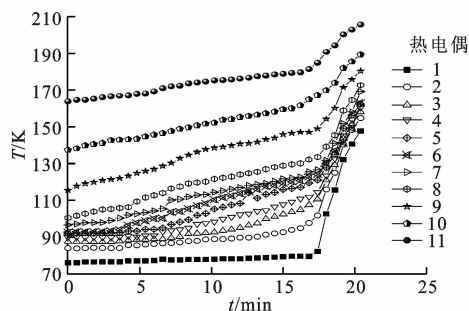
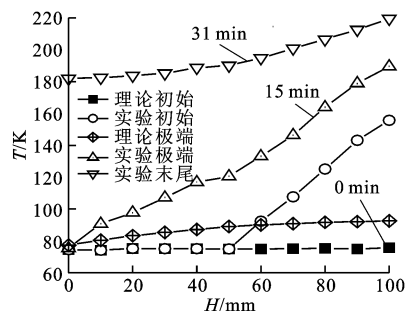
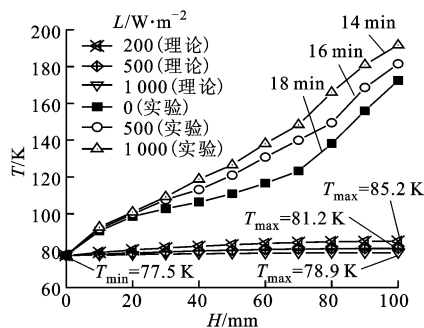
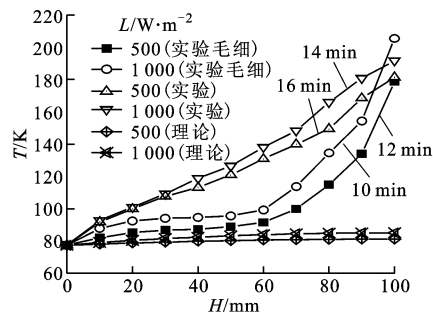
(a) $L=1 \text{ kW/m}^2$ (b) $L=1 \text{ kW/m}^2$, 加毛细材料(c) $L=500 \text{ W/m}^2$ (d) $L=500 \text{ W/m}^2$, 加毛细材料(e) $L=0 \text{ W/m}^2$ (f) $H_1=0 \text{ mm}$, $L=2 \text{ kW/m}^2$ (g) $H_1=0 \text{ mm}$ (h) $H_1=0 \text{ mm}$, 加毛细材料

图6 单元模型的表面温度分布

收环境热量,同时温差导致壁面快速结霜,从而造成气相区存在测量误差,但对液相区影响不明显,因此,极端情况下实验气相区的最高温度为 180 K,数

值模拟温度为 85.2 K(见图 6g, $L_{\text{sun}}=1 \text{ kW/m}^2$)或 92.6 K(见图 4c, $L_{\text{sun}}=2 \text{ kW/m}^2$)。

4 讨论

单元模型能够有效地代表分层储液后的冷屏蔽系统整体模型,虽然实验过程在地面进行($g=9.8\text{ m/s}^2$, $p_{\text{en}}=101\ 325\text{ Pa}$, $T_{\text{en}}=300\text{ K}$),但也可以说明此冷屏蔽系统适用于空间环境($g\approx 0\text{ m/s}^2$, $p_{\text{en}}=0.001\text{ Pa}$, $T_{\text{en}}=257\text{ K}$).首先,空间飞行器在空间将以角速度 $\omega=4\pi\text{ s}^{-1}$ 绕中轴旋转,由于处于失重状态,此旋转可提供足够的离心力使液态制冷剂与冷屏外层紧密接触,在地面沿 x 轴方向的自然对流过程($h=11\text{ kW}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$)将变为沿离心力方向(即单元模型 y 方向)持续进行.其次,系统内部压力($p_{\text{sys}}=101\ 325\text{ Pa}$)将由减压节流装置维持恒定,不随环境压力的变化而变化,系统内液态制冷剂维持饱和温度并储存于分层储液槽内,饱和蒸气进入气流通道后流动阻力减小,气液分离,避免了气液两相流.最后,地面环境中的大气自然对流($h=30\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$)、环境热辐射($L=457\text{ W}/\text{m}^2$)以及空气热传导在空间将消失,即当量辐射强度 $1\ 592.6\text{ W}/\text{m}^2$ 在空间将完全消失,仅有空间太阳辐射($L_{\text{sun}}=1\ 367\text{ W}/\text{m}^2$)、空间环境辐射($L_{\text{en}}=245\text{ W}/\text{m}^2$)和大气层反射($L_{\text{sref}}=408\text{ W}/\text{m}^2$),表面吸收率为 0.06 .考虑系统表面最大太阳辐射截面面积仅为系统外表面积的 $1/3$,平均分配于各单元模型表面的实际热流密度接近 $49.3\text{ W}/\text{m}^2$,忽略冷蒸气的显热,计算得空间液氮维持时间为 $35\sim 578\text{ min}$,而实验中的维持时间为 $40\sim 76\text{ min}$.液相区($h=11\text{ kW}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$)的表面温度接近 77.4 K ,接近末端时温度梯度达到最大($77.4\text{ K}\leq T\leq 100\text{ K}$),但气相区的自然对流换热($h=10\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$)及气流通道内的自然对流换热($h=30\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$)将持续.根据波尔兹曼方程 $L=\epsilon C_0(T/100)^4$,红外辐射强度可由 $27.6\text{ W}/\text{m}^2$ ($T=300\text{ K}$)或 $14.8\text{ W}/\text{m}^2$ ($T=257\text{ K}$)降低至 $0.12\text{ W}/\text{m}^2$ ($T=77.4\text{ K}$)或 $0.34\text{ W}/\text{m}^2$ ($T=100\text{ K}$),满足空间飞行器在特定时间段内对红外辐射强度的要求($L\leq 0.5\text{ W}/\text{m}^2$),同时又不会造成制冷剂过载及系统总质量增加,并且也满足空间飞行器的加速起动要求.

实际飞行过程中由于表面结霜及加工精度等原因,飞行器的表面吸收率将大于 0.06 ,另一方面,因计算过程中忽略了地面发射前停留时间内(一般认为发射起动前制冷剂处于持续加注状态)的蒸发量及起动加速过程中(起动加速时间 $t\leq 3\text{ min}$)通过外层整流罩及绝热层($\lambda=0.03\text{ W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$,厚度

30 mm)传入系统的热量所造成的储液损失(按照绝热起动过程计算),所以在实际加注过程中,为提高安全系数,表面吸收率按 100% 计算,并且在空间按非自旋太阳直射的恶性传热条件进行分析及确定液氮加注量.

5 结论

(1)将不同的对流换热经验关联式带入单元传热数值模型边界后,得到了空间冷屏蔽系统单元模型表面温度随液位变化时的分布规律,液相区表面温度与饱和液体温度接近,气相区表面温度沿液面方向持续升高,极端情况下的最高温度为 92.6 K ,说明单元模型高度(即分层储液高度)小于 100 mm 时能够使液态制冷剂充分接近冷屏表面,从而使表面最高温度低于 100 K ,红外辐射强度低于 $0.5\text{ W}/\text{m}^2$,若吸收率介于 $0.06\sim 1$ 之间,则理论维持时间为 $35\sim 578\text{ min}$,可满足系统对红外辐射的要求.

(2)实验结果与数值模拟结果接近,但均大于模拟结果,这主要是受当量辐射强度的影响.当太阳辐射强度为 $1\text{ kW}/\text{m}^2$ 时,实际表面吸收率为 $0.273\sim 0.455$,总辐射强度接近模拟的最大辐射强度($2\text{ kW}/\text{m}^2$),实验表面最高温度为 180 K ,最大温度梯度为 $1.8\text{ K}/\text{mm}$,若除去当量辐射的影响,并考虑空间自旋,平均吸收热流为 $71\sim 119\text{ W}/\text{m}^2$,空间液氮维持时间为 $242\sim 403\text{ min}$,若再考虑空间环境辐射、地球辐射及大气层反射,则维持时间为 $40\sim 76\text{ min}$,大于 30 min 的中段飞行要求.

(3)实验过程中,当太阳能辐射强度增大时,单元模型中的液氮维持时间随之缩短,当辐射强度减为 0 时,液氮维持时间接近 18 min .由于表面吸收率的影响,以及太阳能辐射与当量辐射相比强度较低,故辐射强度对液氮消耗量影响不大,且随着辐射强度的减弱影响程度降低,说明实际空间飞行过程中所需的液氮量较少,储液量完全可以满足系统空间飞行需要.

(4)实验过程中加入毛细材料后,由于毛细材料的表面张力对液体有提升作用,所以表面温度整体上升,分布更加均匀,能够满足系统要求,但液氮维持时间缩短了 $4\sim 5\text{ min}$.

(5)可以通过空间深冷剂相变的制冷方法来有效降低飞行器的表面温度,进而降低其表面红外辐射强度.系统模型方法能够解决空间低温流体的有效管理及储存问题,满足冷屏蔽系统相变制冷的理

论及结构要求.

参考文献:

- [1] 赵庆荣,武松涛. EAST 托卡马克装置主机装配工艺分析[J]. 机械设计与制造, 2008(3): 140-141.
ZHAO Qingrong, WU Songtao. The analysis of EAST tokamak device assembly technology [J]. Machinery Design & Manufacture, 2008 (3): 140-141.
- [2] 谢韩,王小明,廖子英. EAST 托卡马克装置冷屏的真空要求与受热分析[J]. 真空与低温, 2006, 12(3): 157-161.
XIE Han, WANG Xiaoming, LIAO Ziyang. The analysis of vacuum and heat load for thermal shield of EAST tokamak [J]. Vacuum and Cryogenics, 2006, 12(3): 157-161.
- [3] 谢韩,廖子英. EAST 托卡马克装置外冷屏的热负荷分析[J]. 低温与超导, 2004, 32(1): 59-61.
XIE Han, LIAO Ziyang. Analysis of thermal load for EAST tokamak cryostat thermal shield design [J]. Cryogenics and Superconductivity, 2004, 32(1): 59-61.
- [4] 周杭生,许安邦. 空间模拟设备 GM 制冷机组合式冷屏设计[J]. 真空与低温, 2008, 14(2): 119-125.
ZHOU Hangsheng, XU Anbang. Space simulation facility design of the built-up refrigerated screen of the GM refrigerator [J]. Vacuum and Cryogenics, 2008, 14(2): 119-125.
- [5] 李伟,施锦,丁怀况. EBIT 装置低温系统的设计与实验研究[J]. 低温与超导, 2005, 33(1): 1-4.
LI Wei, SHI Jing, DING Huaikuang. Design and experiment research of cryogenic system for EBIT [J]. Cryogenics and Superconductivity, 2005, 33(1): 1-4.
- [6] 于涛,刘敏. 辐射器冷屏辐射热分析[J]. 航天器环境工程, 2005, 22(6): 157-161.
YU Tao, LIU Min. Thermal analysis of radiator cooling plate [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2005, 22(6): 157-161.
- [7] HABERBUSCH M S, STOCHL R J, CULLER A J. Thermally optimized zero boil-off densified cryogen storage system for space [J]. Cryogenics, 2004, 44: 485-491.
- [8] 张周卫,鱼剑琳,厉彦忠. 低温冷屏蔽系统单元模型数值模拟[J]. 石油化工设备, 2008, 37(5): 26-32.
ZHANG Zhouwei, YU Jianlin, LI Yanzhong. Numerical simulation on unit model of cryogenic cold shield system [J]. Petro-Chemical Equipment, 2008, 37(5): 26-32.
- [9] 张周卫,陈光奇,厉彦忠,等. 低温冷屏蔽系统流场数值模拟研究[J]. 石油化工设备, 2009, 38(1): 14-21.
ZHANG Zhouwei, CHEN Guangqi, LI Yanzhong, et al. Numerical simulation on flow field of cryogenic cold shield system [J]. Petro-Chemical Equipment, 2009, 38(1): 14-21.

(编辑 葛赵青 王焕雪)