



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109606746 A

(43)申请公布日 2019.04.12

(21)申请号 201811378259.4

(22)申请日 2018.11.19

(71)申请人 北京宇航系统工程研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路1号
内35栋

申请人 中国运载火箭技术研究院

(72)发明人 邓婉 朱尚龙 李德富 戚峰

王瑾 刘小旭 陈益 安雪岩

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心

11009

代理人 范晓毅

(51)Int.Cl.

B64G 1/58(2006.01)

F17C 13/00(2006.01)

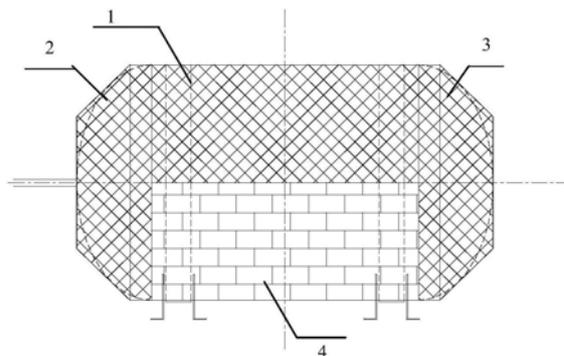
权利要求书2页 说明书7页 附图5页

(54)发明名称

一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构及气瓶

(57)摘要

本发明涉及一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构及气瓶,该热防护结构包括柔性隔热层和多层隔热组件,其中多层隔热组件包覆在气瓶的圆柱段表面,柔性隔热层包覆在气瓶两端的半球体表面,以及气瓶的圆柱段中多层隔热组件的表面;所述多层隔热组件包括n个反射层、n-1个隔离层和1个外包覆层,其中n个反射层与n-1个隔离层交替排布,最内层与最外层均为反射层,且最内层的反射层与气瓶圆柱段外表面接触,最外层的反射层与外包覆层接触,外包覆层与所述柔性隔热层接触,n为正整数,且满足如下关系式: $n=k \rho_n \lambda_{mli}/h_{mli}$;本发明热防护结构既保证气瓶满足控温要求,又保证了隔热材料设计质量,有效减轻重量,节约产品成本。



1. 一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:包括柔性防热层和多层隔热组件,其中多层隔热组件包覆在气瓶的圆柱段表面,柔性防热层包覆在气瓶两端的半球体表面,以及气瓶的圆柱段中多层隔热组件的表面;所述多层隔热组件包括n个反射层、n-1个隔离层和1个外包覆层,其中n个反射层与n-1个隔离层交替排布,最内层与最外层均为反射层,且最内层的反射层与气瓶圆柱段外表面接触,最外层的反射层与外包覆层接触,外包覆层与所述柔性防热层接触,n为正整数,且满足如下关系式:

$$n = k\rho_n\lambda_{mli}/h_{mli}$$

其中: h_{mli} 为多层隔热组件的当量换热系数, λ_{mli} 为多层隔热组件的当量导热系数, ρ_n 为多层隔热组件的层密度,k为修正系数。

2. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述多层隔热组件的当量换热系数 h_{mli} 通过如下公式确定:

$$h_{mli} = \frac{Q_{mli}}{A_{mli}(T_H - T_C)}$$

其中: T_H 为多层隔热组件的热面温度, T_C 为多层隔热组件的冷面温度, A_{mli} 为多层隔热组件的表面积, Q_{mli} 为通过多层隔热组件的热流。

且多层隔热组件冷面温度 T_C 满足如下条件:

$$T_C \leq \min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$$

其中: $\min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$ 表示取 $\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0$ 与 T_p 的最小值; C 为气瓶组件的热容, A_p 为气瓶组件的受热面积, h_p 为气瓶组件的当量换热系数, t 为受热时间, ΔT 为气瓶组件的最大温升限制, T_0 为气瓶组件的初始温度, T_p 为气瓶组件的温度要求。

3. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述修正系数k的取值为1.2-1.6。

4. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性防热层的厚度为8-10mm,所述包覆在气瓶两端的半球体表面的柔性防热层的厚度为3-5mm。

5. 根据权利要求1-4之一所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述柔性防热层为石英玻璃纤维棉和石英玻璃纤维布的组合结构,由内、外表面的石英玻璃纤维布将石英玻璃纤维棉夹在其中缝制得到。

6. 根据权利要求1-4之一所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性防热层为部分包覆,在气瓶圆柱段表面受到姿控发动机大羽流影响的区域包覆柔性防热层。

7. 根据权利要求6所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述包覆柔性防热层的气瓶圆柱段的部分表面为半圆柱表面。

8. 根据权利要求1-4之一所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述反射层的厚度为20-30 μm ,隔离层厚度为30-50 μm ,外包覆层厚度为20-30 μm 。

9. 根据权利要求8所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述反射层为双面镀铝聚酰亚胺薄膜,隔离层为玻璃纤维布,外包装层为单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜。

10. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述多层隔热组件为中温多层隔热组件,耐受温度不超过400℃。

11. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述多层隔热组件包覆在气瓶圆柱段外表面,采用尼龙搭扣进行搭接固定;所述包覆在气瓶两端半球体表面的柔性防热层与包覆在气瓶圆柱段的柔性防热层缝制成整体,通过包覆在气瓶圆柱段的柔性防热层两侧各缝制的石英玻璃纤维带进行捆绑固定,确保气瓶朝向空间受到姿控发动机大羽流影响的半圆柱面完全包覆。

12. 根据权利要求1所述的针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,其特征在于:所述柔性防热层的导热系数不大于 $0.04\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$;所述多层隔热组件的当量导热系数不大于 $10^{-4}\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$ 。

13. 一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶,其特征在于:采用权利要求1-12所述的气瓶热防护结构。

一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构及气瓶

技术领域

[0001] 本发明涉及一种空间飞行器的气瓶热防护设计方法,特别是涉及一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构及气瓶,属于飞行器热防护技术领域。

背景技术

[0002] 传统运载火箭热防护设计方法是采取低热扩散率的防热材料(如玻璃钢),通过降低高温向被防护对象的传播速度,确保被防护对象在规定时间内不超过所要求的温度上限。卫星等航天器的热防护设计方法是采取由低发射率的反射层和低导热率的间隔层交替组合而成的耐高温多层隔热组件,利用屏面的层层反射对辐射热流形成很高的热阻,降低到达被保护对象的热流,使其温度满足要求,但耐高温多层隔热组件的反射层通常为镍箔或不锈钢箔,会造成航天器重量和成本的增加。

[0003] 作为上面级的辅助动力系统,姿控发动机系统主要完成上面级整个飞行阶段的姿态控制、推进剂沉底和末速修正,相对传统运载火箭和一般卫星姿控发动机系统,具有工作时间长,起动次数多的特点。某型上面级气瓶位置靠近姿控发动机,在姿控发动机工作期间,其羽流对流换热和辐射加热使气瓶热环境非常恶劣;同时,在姿控发动机不工作期间,气瓶还受到空间冷黑环境的影响。气瓶温度过高可能影响其安全性,气瓶温度过低则影响其增压能力,而现有运载火箭、卫星热防护技术一般仅满足一种热防护需求。为防止气瓶温度过高或过低影响其正常工作,必须开发一种针对上面级姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护设计方法,指导热防护结构的热设计。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于克服现有技术的上述不足,提供一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,填补现有技术空缺,该结构既适用于上面级姿控发动机大羽流影响,又适应于长时间在轨冷黑空间环境影响的气瓶热防护,确保气瓶温度满足控温需求。

[0005] 本发明的另外一个目的在于提供一种采用上述气瓶热防护结构的气瓶。

[0006] 本发明的上述目的主要是通过如下技术方案予以实现的:

[0007] 一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构,包括柔性防热层和多层隔热组件,其中多层隔热组件包覆在气瓶的圆柱段表面,柔性防热层包覆在气瓶两端的半球体表面,以及气瓶的圆柱段中多层隔热组件的表面;所述多层隔热组件包括n个反射层、n-1个隔离层和1个外包覆层,其中n个反射层与n-1个隔离层交替排布,最内层与最外层均为反射层,且最内层的反射层与气瓶圆柱段外表面接触,最外层的反射层与外包覆层接触,外包覆层与所述柔性防热层接触,n为正整数,且满足如下关系式:

$$[0008] \quad n = k\rho_n\lambda_{mli}/h_{mli}$$

[0009] 其中: h_{mli} 为多层隔热组件的当量换热系数, λ_{mli} 为多层隔热组件的当量导热系数, ρ_n 为多层隔热组件的层密度,k为修正系数。

[0010] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中,所述多层隔热组件的当

量换热系数 h_{mli} 通过如下公式确定：

$$[0011] \quad h_{mli} = \frac{Q_{mli}}{A_{mli}(T_H - T_C)}$$

[0012] 其中： T_H 为多层隔热组件的热面温度， T_C 多层隔热组件的冷面温度， A_{mli} 为多层隔热组件的表面积， Q_{mli} 为通过多层隔热组件的热流。

[0013] 且多层隔热组件冷面温度 T_C 满足如下条件：

$$[0014] \quad T_C \leq \min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$$

[0015] 其中： $\min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$ 表示取 $\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0$ 与 T_p 的最小值； C 为气瓶组件的热容， A_p

为气瓶组件的受热面积， h_p 为气瓶组件的当量换热系数， t 为受热时间， ΔT 为气瓶组件的最大温升限制， T_0 为气瓶组件的初始温度， T_p 为气瓶组件的温度要求。

[0016] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述修正系数 k 的取值为1.2-1.6。

[0017] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性隔热层的厚度为8-10mm，所述包覆在气瓶两端的半球体表面的柔性隔热层的厚度为3-5mm。

[0018] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述柔性隔热层为石英玻璃纤维棉和石英玻璃纤维布的组合结构，由内、外表面的石英玻璃纤维布将石英玻璃纤维棉夹在其中缝制得到。

[0019] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性隔热层为部分包覆，在气瓶圆柱段表面受到姿控发动机大羽流影响的区域包覆柔性隔热层。

[0020] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述包覆柔性隔热层的气瓶圆柱段的部分表面为半圆柱表面。

[0021] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述反射层的厚度为20-30 μm ，隔离层厚度为30-50 μm ，外包覆层厚度为20-30 μm 。

[0022] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述反射层为双面镀铝聚酰亚胺薄膜，隔离层为玻璃纤维布，外包覆层为单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜。

[0023] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述多层隔热组件为中温多层隔热组件，耐受温度不超过400 $^{\circ}\text{C}$ 。

[0024] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述多层隔热组件包覆在气瓶圆柱段外表面，采用尼龙搭扣进行搭接固定；所述包覆在气瓶两端半球体表面的柔性隔热层与包覆在气瓶圆柱段的柔性隔热层缝制成整体，通过包覆在气瓶圆柱段的柔性隔热层两侧各缝制的石英玻璃纤维带进行捆绑固定，确保气瓶朝向空间受到姿控发动机大羽流影响的半圆柱面完全包覆。

[0025] 在上述针对姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构中，所述柔性隔热层的导热系数不大于0.04W/m \cdot K；所述多层隔热组件的当量导热系数不大于10 $^{-4}$ W/m \cdot K。

[0026] 一种针对姿控发动机大羽流影响的气瓶,采用上述气瓶热防护结构进行热防护。

[0027] 本发明与现有技术相比具有如下有益效果:

[0028] (1)、本发明针对姿控发动机大羽流影响开展气瓶热防护设计,通过“分段设计、一体安装”的热设计方法,采用“柔性隔热层+中温多层隔热组件”的组合隔热结构,既保证气瓶满足控温要求,又保证了隔热材料设计质量,有效减轻重量,节约产品成本。

[0029] (2)、本发明通过理论研究结合大量试验给出了多层隔热组件中反射层和隔离层的单元数的确定方法,同时给出了多层隔热组件冷面温度 T_c 的取值要求,确保了中温多层隔热组件热设计的性能达到最优。

[0030] (3)、本发明通过合理设计给出了多层隔热组件反射层、隔离层、外包覆层,以及柔性隔热层的材料选择以及厚度取值,进一步提高了热防护结构的隔热性能,并达到减重目的。

[0031] (4)、本发明对柔性隔热层进行分段设计、整体缝制以及一体化安装,在减重降成本的基础上安装方便,可操作性强。

附图说明

[0032] 图1为本发明气瓶热防护结构示意图;

[0033] 1-圆柱段柔性隔热层,2-上半球段柔性隔热层,3-下半球段柔性隔热层,4-多层隔热组件;

[0034] 图2为本发明多层隔热组件外形图;

[0035] 图3为本发明为柔性隔热层外形图;图3a为圆柱段柔性隔热层,图3b为上半球段柔性隔热层,图3c为下半球段柔性隔热层;

[0036] 图4为本发明气瓶热设计模型;

[0037] 图5为本发明柔性隔热层设计流程图;

[0038] 图6为本发明多层隔热组件设计流程图。

具体实施方式

[0039] 下面结合附图和具体实施例对本发明作进一步详细的描述:

[0040] 如图1所示为本发明气瓶热防护结构示意图,由图可知本发明气瓶热防护结构包括柔性隔热层和多层隔热组件,其中多层隔热组件包覆在气瓶的圆柱段表面,柔性隔热层包覆在气瓶两端的半球体表面,以及气瓶的圆柱段中多层隔热组件的表面。如图1所示为圆柱段柔性隔热层1,上半球段柔性隔热层2,下半球段柔性隔热层3以及多层隔热组件4。

[0041] 多层隔热组件包括 n 个反射层、 $n-1$ 个隔离层和1个外包覆层,其中 n 个反射层与 $n-1$ 个隔离层交替排布,最内层与最外层均为反射层,且最内层的反射层与气瓶圆柱段外表面接触,最外层的反射层与外包覆层接触,外包覆层与所述柔性隔热层接触, n 为正整数,且满足如下关系式:

$$[0042] \quad n = k\rho_n\lambda_{mli}/h_{mli}$$

[0043] 其中: h_{mli} 为多层隔热组件的当量换热系数, λ_{mli} 为多层隔热组件的当量导热系数, ρ_n 为多层隔热组件的层密度, k 为修正系数。

[0044] 多层隔热组件的当量换热系数 h_{mli} 通过如下公式确定:

$$[0045] \quad h_{mli} = \frac{Q_{mli}}{A_{mli}(T_H - T_C)}$$

[0046] 其中： T_H 为多层隔热组件的热面温度， T_C 多层隔热组件的冷面温度， A_{mli} 为多层隔热组件的表面积， Q_{mli} 为通过多层隔热组件的热流。

[0047] 且多层隔热组件冷面温度 T_C 满足如下条件：

$$[0048] \quad T_C \leq \min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$$

[0049] 其中： $\min\left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p\right)$ 表示取 $\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0$ 与 T_p 的最小值； C 为气瓶组件（气瓶、管路）的热容， A_p 为气瓶组件的受热面积， h_p 为气瓶组件的当量换热系数， t 为受热时间， ΔT 为气瓶组件的最大温升限制， T_0 为气瓶组件的初始温度， T_p 为气瓶组件的温度要求。

[0050] 具体地，本发明实施例中修正系数 k 的取值为1.2-1.6。

[0051] 如图3所示为本发明为柔性防热层外形图；图3a为圆柱段柔性防热层，图3b为上半球段柔性防热层，图3c为下半球段柔性防热层；包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性防热层的厚度为8-10mm，包覆在气瓶两端的半球体表面的柔性防热层的厚度为3-5mm。柔性防热层为石英纤维棉和石英纤维布的组合结构，由内、外表面的石英纤维布将石英纤维棉夹在其中缝制得到。

[0052] 包覆在气瓶的圆柱段表面的柔性防热层为部分包覆，在气瓶圆柱段受姿控发动机大羽流影响的部分表面包覆柔性防热层。具体地，本发明实施例中包覆柔性防热层的气瓶圆柱段的部分表面为半圆柱表面，包覆在气瓶两端半球体表面的柔性防热层与包覆在气瓶圆柱段的柔性防热层缝制成整体，通过包覆在气瓶圆柱段的柔性防热层两侧各缝制的石英玻璃纤维带进行捆绑固定，确保气瓶朝向空间受到姿控发动机大羽流影响的圆柱面完全包覆。

[0053] 如图2所示为本发明多层隔热组件外形图，多层隔热组件包覆在气瓶圆柱段外表面，采用尼龙搭扣进行搭接固定。多层隔热组件为中温多层隔热组件，耐受温度不超过400℃。其中反射层的厚度为20-30μm，隔离层厚度为30-50μm，外包覆层厚度为20-30μm。具体地，本发明实施例中反射层为双面镀铝聚酰亚胺薄膜，隔离层为玻璃纤维布，外包覆层为单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜。

[0054] 本发明中柔性防热层的导热系数不大于0.04W/(m·K)；多层隔热组件的当量导热系数不大于 10^{-4} W/(m·K)。

[0055] 本发明提出的针对上面级姿控发动机大羽流影响的气瓶热防护结构，主要从同时满足姿控羽流热防护和空间冷黑背景的要求出发，进行热防护结构的总体热设计，确定热防护结构的外形、安装方式、隔热材料当量换热系数要求和表面辐射性质；对隔热材料进行热设计，确定隔热材料具体组成、热参数要求和耐温要求。

[0056] 1、热防护结构总体热设计

[0057] 综合考虑气瓶姿控羽流热防护要求和克服空间冷黑环境保温隔热需求，分析计算不同热防护结构外形的防热效果，确定气瓶采用圆柱段+两端半球体“分段设计、一体安装”的热防护结构方案(见图1)。

[0058] (1)、气瓶圆柱段热设计

[0059] 气瓶圆柱段受到的姿控发动机羽流热流大,采用“柔性隔热层+中温多层隔热组件”的组合隔热结构方案,即气瓶圆柱段先包覆中温多层,再在朝向空间受到姿控发动机羽流影响的部分圆柱面包覆柔性隔热层,利用由一定厚度的石英玻璃纤维棉和石英玻璃纤维布构成的柔性隔热材料将背面温度(简称背温)降至中温多层耐温范围,再利用中温多层的良好隔热性能,控制气瓶温度满足要求。柔性隔热材料导热系数不大于 $0.04\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,表面具有低吸收、高发射的辐射性质;多层隔热组件当量导热系数不大于 $10^{-4}\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,外包覆层采用低吸收/发射比值的单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜,确保气瓶圆柱段温度满足控温要求。多层隔热组件朝向柔性隔热层一面为热面,另一面为冷面。

[0060] (2)、气瓶半球段热设计

[0061] 气瓶两端半球体受到的姿控发动机羽流热流小,仅采用一定厚度的柔性隔热材料包覆,确保气瓶半球段温度不超出高温限。

[0062] (3)、一体安装

[0063] 中温多层隔热组件包覆于气瓶圆柱段外表面,采用尼龙搭扣进行搭接固定(如图2);圆柱段柔性隔热材料两侧各缝制一定宽度和长度的石英玻璃纤维带,两端半球段圆锥体隔热材料与圆柱段隔热材料缝制成整体,在圆柱段外表面通过石英玻璃纤维带进行捆绑固定(如图3),确保气瓶朝向空间的半圆柱面完全包覆住。

[0064] 2、隔热材料热设计

[0065] 采用回归迭代设计思路分别设计柔性隔热层和多层隔热组件,预设隔热材料的厚度、热物性和光学属性,建立热分析模型(见图4),根据计算结果调整参数值,按照“设计—验证—再设计—再验证—技术状态确定”进行全周期的设计,直至满足设计要求为止,并通过大量试验进行验证和调整。

[0066] 3、柔性隔热材料热设计

[0067] 根据羽流作用影响,以及总体热设计确定的导热系数、表面辐射性质和背温要求,通过热分析计算分别确定气瓶圆柱段、半球段柔性隔热材料的厚度,并通过大量试验进行验证和调整。

[0068] 4、多层隔热组件热设计

[0069] 根据真空环境特点,以及总体热设计确定的当量换热系数、冷热面温度和表面辐射性质,通过热分析计算确定多层隔热组件的单元数、热参数和耐温要求,并通过大量试验进行验证和调整。本发明一可选实施例中气瓶圆柱段多层隔热组件采用5单元中温多层隔热材料,反射层为双面镀铝聚酰亚胺薄膜,间隔层为玻璃纤维布,包覆层为单面镀铝聚酰亚胺薄膜二次表面镜,要求太阳吸收比不大于0.44、红外半球发射率不小于0.64。

[0070] 下面给出了柔性隔热层的具体设计方法和多层隔热组件的具体设计方法:

[0071] 一、柔性隔热层热设计

[0072] 步骤如下:

[0073] (1)、根据气瓶受到的姿控发动机羽流热流 Q_F ,柔性隔热材料面积 A_F ,导热系数 λ_F 以及正面温度 T_E ,背面温度 T_B 要求,初步确定柔性隔热材料厚度 L 。

$$[0074] \quad L = \frac{\lambda_F A_F}{Q_F} (T_E - T_B) \quad (1)$$

[0075] (2)、通过建立气瓶和柔性隔热材料热模型,利用热分析软件计算气瓶各部位温度是否满足背温要求,若不满足,调整L再计算(见图5)。例如采用Sinda Fluint/Thermal Desktop软件。

[0076] 二、多层隔热组件热设计

[0077] 步骤如下:

[0078] (1)、根据柔性隔热层背温 T_B ,确定多层隔热组件热面温度 T_H 。由于柔性隔热层背面与多层隔热组件表面接触,初步设计时取:

$$[0079] \quad T_H = T_B \quad (1)$$

[0080] (2)、根据气瓶组件(气瓶、管路)的初始温度 T_0 和最大温升限制 ΔT 及表面温度要求 T_p ,确定多层隔热组件冷面温度的设计值 T_C 。

$$[0081] \quad T_C \leq \min \left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p \right) \quad (2)$$

[0082] C 为气瓶组件(气瓶、管路)的热容, A_p 为气瓶组件的受热面积, h_p 为气瓶组件的当量换热系数, t 为受热时间, ΔT 为气瓶组件的最大温升限制, T_0 为气瓶组件的初始温度, T_p 为气瓶组件的温度要求。

$$[0083] \quad \min \left(\frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0, T_p \right) \text{表示取 } \frac{C\Delta T}{tA_p h_p} + T_0 \text{ 与 } T_p \text{ 的最小值;}$$

[0084] (3)、根据多层隔热组件热面温度设计值选取外包覆层,即初步设定多层光学属性(太阳吸收比 $\alpha_{s,mli}$ 、红外半球发射率 $\varepsilon_{H,mli}$)。

[0085] (4)、根据多层隔热组件冷、热面温度和面积 A_{mli} ,确定多层隔热材料当量换热系数 h_{mli} 。

$$[0086] \quad h_{mli} = \frac{Q_{mli}}{A_{mli}(T_H - T_C)} \quad (3)$$

[0087] 其中, Q_{mli} 为通过多层隔热组件的热流,该值在设计时不易确定,需与步骤4)迭代进行。

[0088] (5)、根据当量换热系数要求和中温多层隔热组件的当量导热系数 λ_{mli} 、层密度 ρ_n 确定单元数 n 。

$$[0089] \quad n = k\rho_n\lambda_{mli}/h_{mli} \quad (3)$$

[0090] 其中: h_{mli} 为多层隔热组件的当量换热系数, λ_{mli} 为多层隔热组件的当量导热系数, ρ_n 为多层隔热组件的层密度, k 为修正系数。

[0091] 本发明通过大量试验确定了修正系数 k 的取值优选为1.2-1.6,通过该修正系数对单元数 n 进行修正,使得多层隔热组件的隔热、保温性能更优。

[0092] (6)、计算通过多层隔热组件的传热量 q_{mli} :

$$[0093] \quad q_{mli} = \frac{Q_{mli}}{A_{mli}} = \frac{\sigma(T_C^4 - T_0^4)}{(n+1)\left(\frac{2}{\varepsilon_{H,mli}} - 1\right)} = \lambda_{mli} \frac{T_C - T_0}{\delta} \quad (4)$$

[0094] 式中 σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数。

[0095] 多层的单元数(层数) n 决定了多层的厚度 δ ,可以通过改变 n 来改变 δ ,如果计算得

到的气瓶表面温度偏高或偏低,可用减少或增加单元数的方法来确保气瓶温度满足要求。

[0096] (7)、通过建立多层隔热组件的热模型,利用热分析软件计算气瓶圆柱段表面温度是否满足要求,若不满足,调整 $\alpha_{s,mli}$ 、 $\epsilon_{H,mli}$ 、 λ_{mli} 、 δ (或n)再计算(见图6),直至满足要求。例如采用Sinda Fluint/Thermal Desktop软件。

[0097] 上所述,仅为本发明最佳的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。

[0098] 本发明说明书中未作详细描述的内容属于本领域专业技术人员的公知技术。

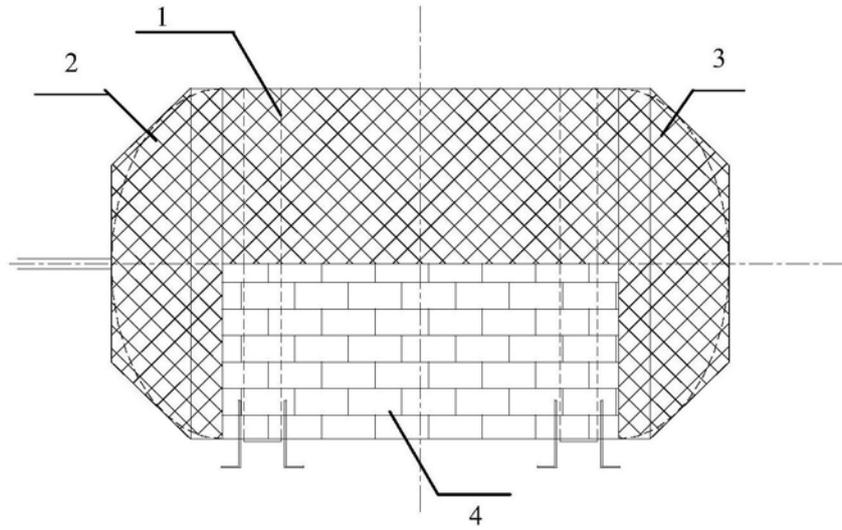


图1

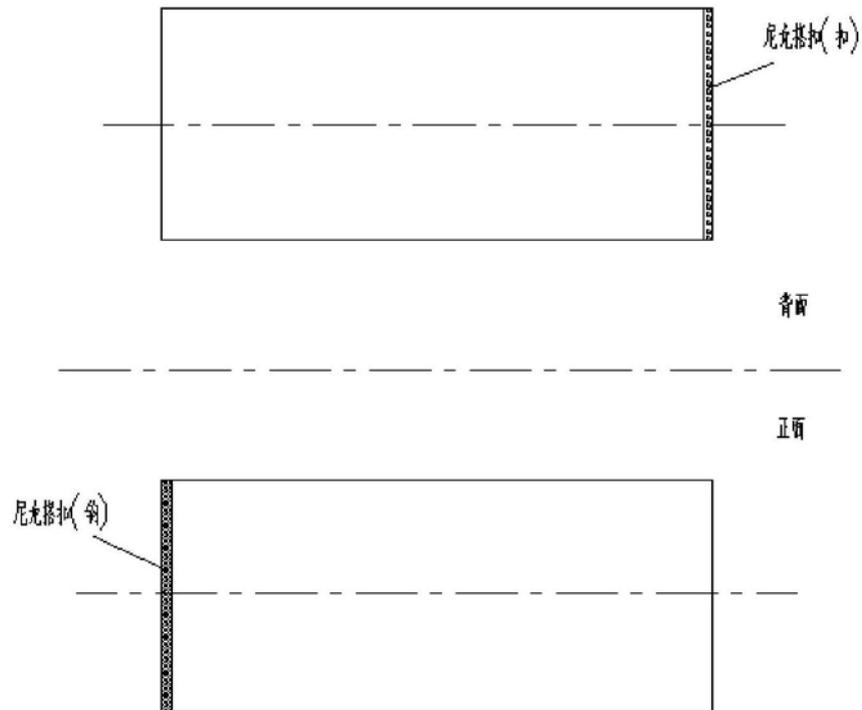


图2

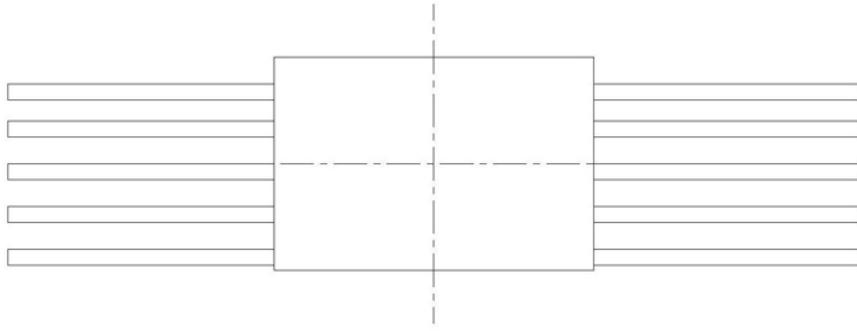


图 3a

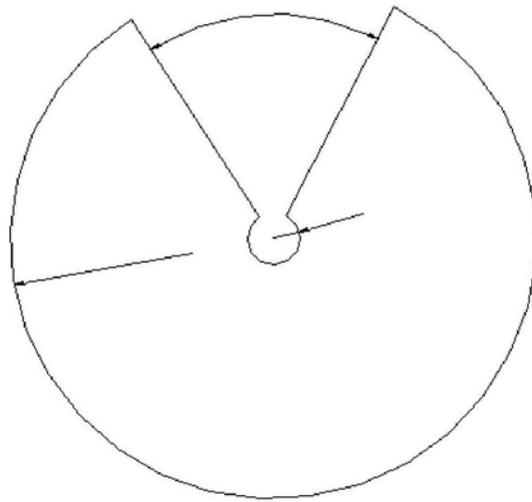


图 3b

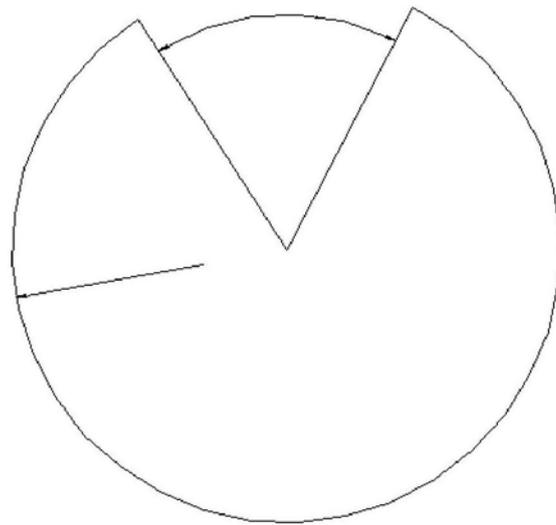


图 3c

图3

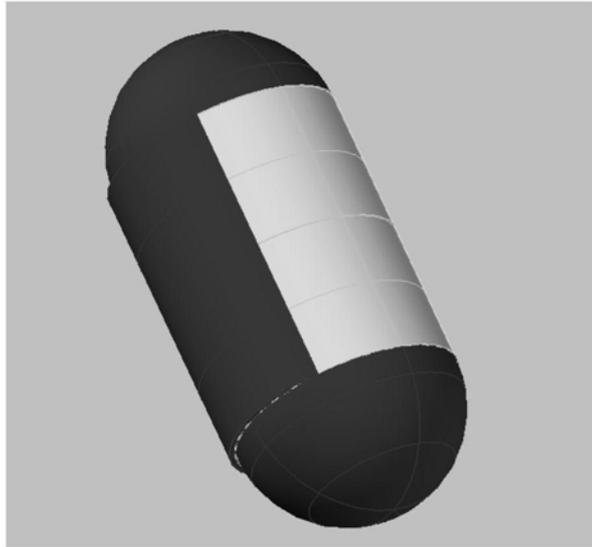


图4

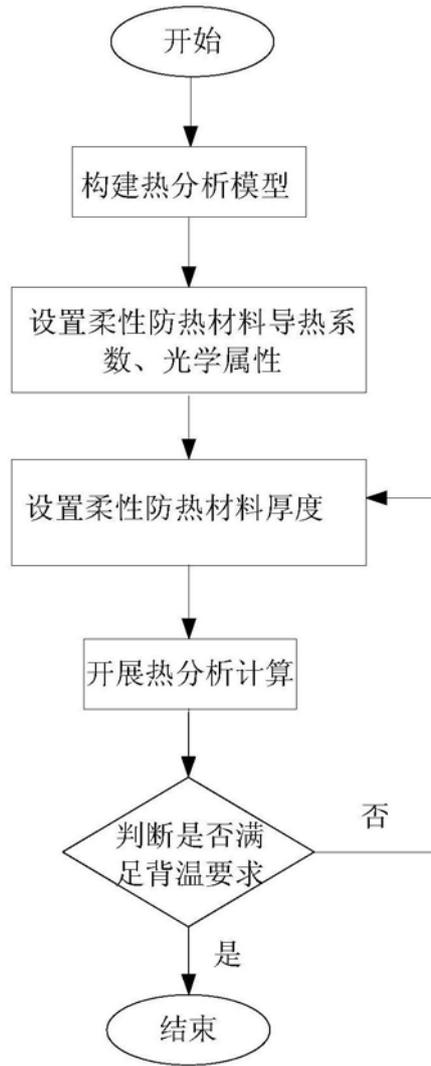


图5

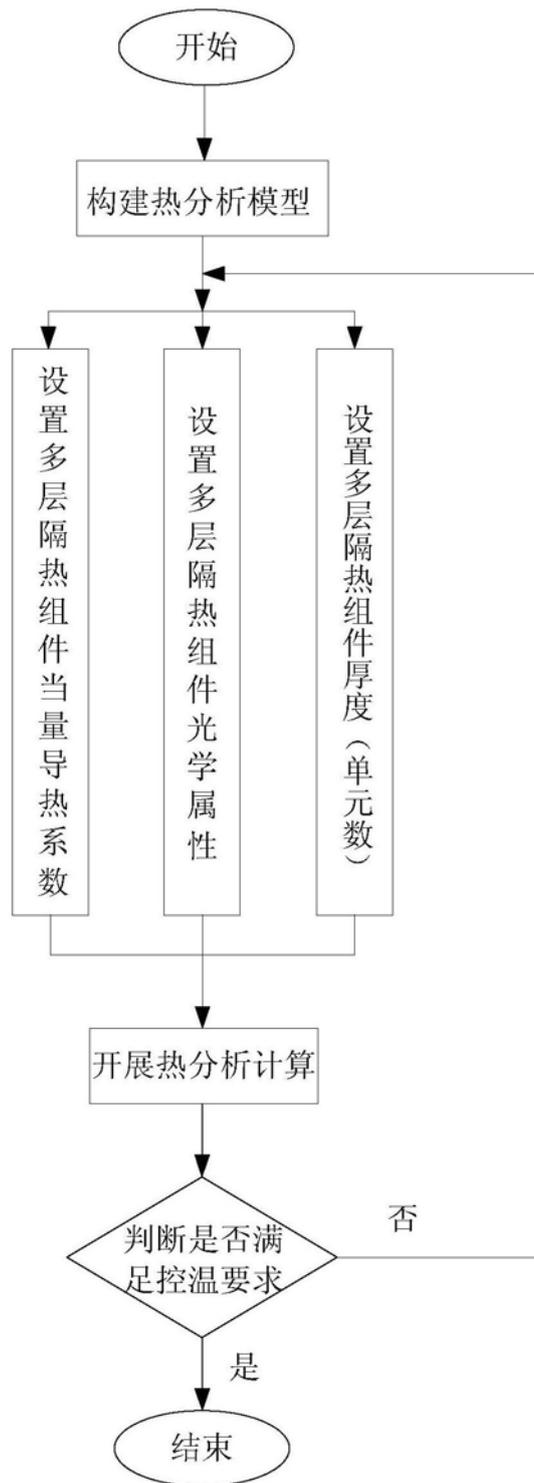


图6