



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 110143294 A

(43)申请公布日 2019. 08. 20

(21)申请号 201910290411.1

(22)申请日 2019.04.11

(71)申请人 上海卫星工程研究所

地址 200240 上海市闵行区华宁路251号

(72)发明人 耿宏飞 王江 刘冈云 曹建光
王涛

(74)专利代理机构 上海段和段律师事务所
31334

代理人 李佳俊 郭国中

(51) Int. Cl.

B64G 1/22(2006.01)

B64G 1/50(2006.01)

B64G 1/10(2006.01)

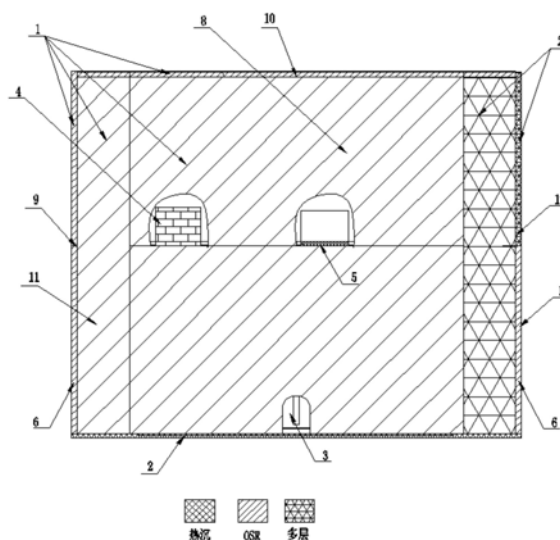
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54)发明名称

全轨道全姿态飞行器热设计结构

(57)摘要

本发明提供了一种全轨道全姿态飞行器热设计结构,所述结构包括OSR、多层隔热组件、黑漆、流体回路、热沉、辐射器、热管,飞行器+X侧板、+Y侧板、顶板、+X+Y斜侧板、-Y侧板下半段外侧粘贴OSR,其余侧板外侧均包覆多层隔热组件,所有侧板内表面、仪器板以及舱内单机表面喷涂黑漆,流体回路布局于舱内,部分单机底部安装热沉,辐射器位于+Y侧板下半段和-Y侧板下半段。本发明便于总装和测试,具有高效的热量收集与排散能力,适应性强,可应用于任意轨道和任意姿态飞行器。



1. 一种全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,包括:

OSR,粘贴在飞行器+X侧板、+Y侧板、顶板、+X+Y斜侧板、-Y侧板下半段外侧,用于飞行器整器散热;

隔热组件,用于防止漏热,粘贴在除飞行器+X侧板、+Y侧板、顶板、+X+Y斜侧板、-Y侧板下半段侧板以外的飞行器外侧;

黑漆,用于强化舱内辐射,实现等温化,喷涂在所有侧板内表面、仪器板及舱内单机表面;

流体回路,布局于舱内,包括热沉、辐射器,用于解决舱内大功耗单机散热;

热沉,安装在部分单机底部,用于热量收集;

辐射器,通过在飞行器+Y侧板下半段和-Y侧板下半段内预埋热管形成,辐射器背面通过热沉将预埋热管联接成一体,用于将热沉收集的多余热量通过排散到外太空;

热管,通过预埋在飞行器的仪器板及+Y侧板安装单机区域内,形成热管网络。

2. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述OSR1为导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层;所述导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层是以铈玻璃为底材,通过真空镀银,具有低 α_S/ϵ_h 比值的热控涂层,设计值: $\alpha_S=0.12\pm 0.02$, $\epsilon_h=0.82\pm 0.02$ 。

3. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述隔热组件为多层,由T20-A涤纶丝网和6 μ m双面镀铝聚酯薄膜组成,最外层为25 μ m导电型聚酰亚胺镀铝二次表面镜,设计值: $\alpha_S=0.36\pm 0.02$, $\epsilon_h=0.69\pm 0.02$ 。

4. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述黑漆,是SR107-E51黑漆、黑色阳极氧化或E51黑漆中的一种;其中,热控SR107-E51涂层是使用在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\epsilon_h=0.88\pm 0.02$;黑色阳极氧化涂层是星内仪器使用的热控涂层,设计值: $\epsilon_h\geq 0.88$;E51黑漆热控涂层是使用在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\epsilon_h=0.88\pm 0.02$ 。

5. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述流体回路由泵、温控阀、单向阀、储液器、过滤器、热沉、辐射器和控制器组成。

6. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述热沉采用矩形差排短肋波纹片填充结构,所述热沉本体和盖板之间填充矩形差排短肋波纹翅片,所述热沉本体和盖板通过真空钎焊方式焊接为一体。

7. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述辐射器,通过在飞行器+Y侧板下半段和-Y侧板下半段的铝合金蜂窝板内在预埋热管形成。

8. 如权利要求1所述的全轨道全姿态飞行器热设计结构,其特征在于,所述热管为工字形双孔铝氨热管。

全轨道全姿态飞行器热设计结构

技术领域

[0001] 本发明属于航天器热控设计领域,针对任意轨道及任意姿态下的飞行器,特别是涉及到有大功耗单机的飞行器热设计技术,具体地,涉及全轨道全姿态飞行器热设计结构。

背景技术

[0002] 随着科技的发展以及航天产业的需求,使电子仪器向小型、轻量化、模块化方向迈进,功能更加强大,但是热耗却越来越大,如何解决该类单机的散热问题成了一大难题。由于太空环境的特殊性,外部环境恶劣,而且随着轨道和姿态的不同,外部热环境变的更加恶劣,极大增加了热设计难度。

[0003] 目前,针对全轨道、全姿态飞行器,通过热管网络与流体回路技术解决舱内大功耗单机散热问题的热设计方法,在国内尚属首次。通常飞行器采用的以被动为主、主动为辅的热设计方法,主要解决外热流情况较为稳定、有固定的散热面的飞行器,对轨道和姿态要求较高,适应性较差,且在解决大功耗单机散热问题上,受限较多,尤其是对单机的布局以及其工作时间,都有较为苛刻的要求,极大的限制了该类单机在飞行器上的使用。而常规热的具有较强适应性的热控技术,如LHP、百叶窗等,要么是热量收集与排散能力不足,无法满足需求,要么是可靠性太低,或者耗费的资源太大,超出总体承受极限。因此必须提出更高效的热设计方法,以最优的资源配置,更高的可靠性,解决热设计难题。

发明内容

[0004] 针对现有技术中的缺陷,本发明提供了全轨道全姿态飞行器热设计结构,其便于总装和测试,具有高效的热量收集与排散能力,适应性强,可应用于任意轨道任意姿态飞行器。

[0005] 根据本发明提供的全轨道全姿态飞行器热设计结构,包括:

[0006] OSR,粘贴在飞行器+X侧板、+Y侧板、顶板、+X+Y斜侧板、-Y侧板下半段外侧,用于飞行器整器散热;

[0007] 隔热组件,用于防止漏热,粘贴在除飞行器+X侧板、+Y侧板、顶板、+X+Y斜侧板、-Y侧板下半段侧板以外的飞行器外侧;

[0008] 黑漆,用于强化舱内辐射,实现等温化,喷涂在所有侧板内表面、仪器板及舱内单机表面;

[0009] 流体回路,布局于舱内,包括热沉5、辐射器6,用于解决舱内大功耗单机散热;

[0010] 热沉,安装在部分单机底部,用于热量收集;

[0011] 辐射器,通过在飞行器+Y侧板下半段和-Y侧板下半段内预埋热管7形成,辐射器6背面通过热沉5将预埋热管7联接成一体,用于将热沉5收集的多余热量通过排散到外太空;

[0012] 热管,通过预埋在飞行器的仪器板及+Y侧板安装单机区域内,形成热管网络。

[0013] 优选地,OSR为导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层;导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层是以铈玻璃为底材,通过真空镀银,具有低 α_s/ϵ_h 比值的热控涂层,设计值: α_s

$=0.12 \pm 0.02$, $\epsilon_h = 0.82 \pm 0.02$ 。

[0014] 优选地,隔热组件为多层,由T20-A涤纶丝网和 $6\mu\text{m}$ 双面镀铝聚酯薄膜组成,最外层为 $25\mu\text{m}$ 导电型聚酰亚胺镀铝二次表面镜,设计值: $\alpha_S = 0.36 \pm 0.02$, $\epsilon_h = 0.69 \pm 0.02$ 。

[0015] 优选地,黑漆,是SR107-E51黑漆、黑色阳极氧化或E51黑漆中的一种;其中,热控SR107-E51涂层是使用在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\epsilon_h = 0.88 \pm 0.02$;黑色阳极氧化涂层是星内仪器使用的热控涂层,设计值: $\epsilon_h \geq 0.88$;E51黑漆热控涂层是使用在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\epsilon_h = 0.88 \pm 0.02$ 。

[0016] 优选地,流体回路由泵、温控阀、单向阀、储液器、过滤器、热沉、辐射器和控制器组成。

[0017] 优选地,热沉采用矩形差排短肋波纹片填充结构,热沉本体和盖板之间填充矩形差排短肋波纹翅片,热沉本体和盖板通过真空钎焊方式焊接为一体。

[0018] 优选地,辐射器,通过在飞行器+Y侧板下半段和-Y侧板下半段的铝合金蜂窝板内在预埋热管形成。

[0019] 优选地,热管为工字形双孔铝氨热管。

[0020] 与现有技术相比,本发明具有如下的有益效果:

[0021] 1、散热面粘贴OSR,保证在飞行器因轨道或姿态调整而使外热流发生变化时,整器仍具有一定的散热能力,提高飞行器温度环境适应能力;

[0022] 2、隔热组件能够强化舱内辐射,实现等温化设计;

[0023] 3、黑漆的设置,解决舱内大功耗单机散热难题;

[0024] 4、采用流体回路技术,仪器板内预埋热管,形成热管网络,实现舱内等温化设计;

[0025] 5、流体回路中的热沉,解决了大功耗单机散热问题;

[0026] 6、热管式辐射器,方便热量排散,有利于舱内等温化;

[0027] 7、辐射器双向主备份安装,保证在任何情况下均有一个辐射器可用;

[0028] 8、热管为工字形双孔铝氨热管构型简单,便于总装,可靠性高,对泵功能的要求降低,减少成本;

[0029] 9、该技术便于总装和测试,具有高效的热量收集与排散能力,适应性强,可应用于各类全轨道全姿态飞行器。

附图说明

[0030] 通过阅读参照以下附图对非限制性实施例所作的详细描述,本发明的其它特征、目的和优点将会变得更加明显:

[0031] 图1为本发明中飞行器热控方案设计示意图。

[0032] 图2为本发明中仪器板热设计示意图。

[0033] 图3为本发明中+Y侧板热设计示意图。

[0034] 图4为本发明中-Y侧板热设计示意图。

具体实施方式

[0035] 下面结合具体实施例对本发明进行详细说明。以下实施例将有助于本领域的技术人员进一步理解本发明,但不以任何形式限制本发明。应当指出的是,对本领域的普通技术

人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干变形和改进。这些都属于本发明的保护范围。

[0036] 在一个实施例中,本发明的综合功能如下:

[0037] OSR1,用于飞行器整器散热;

[0038] 隔热组件2,用于防止漏热;

[0039] 黑漆3,用于强化舱内辐射,实现等温化;

[0040] 流体回路4,用于解决舱内大功耗单机散热;

[0041] 热沉5,用于热量收集;

[0042] 辐射器6,用于将热沉5收集的多余热量通过排散到外太空,背面用热沉5将预埋热管7联接成一体,使得仪器板及+Y侧板安装单机区域内预埋的热管7形成热管网络;

[0043] +X侧板8,飞行器主散热面,用于整器热量排散;

[0044] +Y侧板9,飞行器主散热面,辐射器6安装面,用于整器热量排散;

[0045] 顶板10,飞行器主散热面,用于整器热量排散;

[0046] +X+Y斜侧板11,飞行器辅助散热面,必要时辅助整器热量排散;

[0047] -Y侧板12,辐射器6安装面,必要时辅助整器热量排散;

[0048] 仪器板13,飞行器仪器安装载体,结构板。

[0049] 接下来对本发明进行详细的描述。

[0050] 如附图1至图4所示,本发明公开了全轨道全姿态飞行器热设计结构,便于总装和测试,具有高效的热量收集与排散能力,适应性强,可应用于任意轨道和任意姿态飞行器。

[0051] 热设计结构包括OSR1、隔热组件2、黑漆3、流体回路4、热沉5、辐射器6、热管7。OSR1,粘贴在飞行器+X侧板8、+Y侧板9、顶板10、+X+Y斜侧板11、-Y侧板12下半段外侧,用于飞行器整器散热;隔热组件2,用于防止漏热,粘贴在除飞行器+X侧板8、+Y侧板9、顶板10、+X+Y斜侧板11、-Y侧板12下半段侧板以外的飞行器外侧;黑漆3,用于强化舱内辐射,实现等温化,喷涂在所有侧板内表面、仪器板及舱内单机表面;流体回路4,布局于舱内,包括热沉5、辐射器6,用于解决舱内大功耗单机散热;热沉5,安装在部分单机底部,用于热量收集;辐射器6,通过在飞行器+Y侧板9下半段和-Y侧板12下半段内预埋热管7形成,辐射器6背面通过热沉5将预埋热管7联接成一体,用于将热沉5收集的多余热量通过排散到外太空;热管7,通过预埋在飞行器的仪器板13及+Y侧板9安装单机区域内,形成热管网络。

[0052] 本发明首先在飞行器+X侧板8、+Y侧板9、顶板10、+X+Y斜侧板11、-Y侧板12下半段外侧粘贴OSR1,OSR1为导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层;导电型铈玻璃镀银二次表面镜热控涂层是以铈玻璃为底材,通过真空镀银,具有低 α_s/ϵ_h 比值的热控涂层,设计值: $\alpha_s=0.12\pm 0.02$, $\epsilon_h=0.82\pm 0.02$ 。OSR1,作为整器散热面,保证在飞行器因轨道或姿态调整而使外热流发生变化时,整器仍具有一定的散热能力,提高飞行器温度环境适应能力。

[0053] 为了防止漏热,隔热组件2为多层;为了强化舱内辐射,实现等温化设计,隔热组件2,由T20-A涤纶丝网和6 μm 双面镀铝聚酯薄膜组成,最外层为25 μm 导电型聚酰亚胺镀铝二次表面镜,设计值: $\alpha_s=0.36\pm 0.02$, $\epsilon_h=0.69\pm 0.02$ 。

[0054] 为了解决舱内大功耗单机散热难题,黑漆3为SR107-E51黑漆、黑色阳极氧化或E51黑漆中的一种;其中,热控SR107-E51涂层是使用在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\epsilon_h=0.88\pm 0.02$;黑色阳极氧化涂层是星内仪器使用的热控涂层,设计值: $\epsilon_h\geq$

0.88;E51黑漆热控涂层是使用时在星体内部的高发射率、涂料型热控涂层,设计值: $\varepsilon_h=0.88 \pm 0.02$ 。

[0055] 为实现舱内等温化设计,采用流体回路技术,具体的,流体回路4主要由泵、温控阀、单向阀、储液器、过滤器、热沉5、辐射器6和控制器等组成。

[0056] 热沉5为流体回路重要组成部分,舱内选择部分单机底部安装热沉5,用于热量收集,解决了大功耗单机散热问题。为了便于热量收集,采用矩形差排短肋波纹片填充结构,热沉5本体和盖板之间填充矩形差排短肋波纹翅片,热沉5本体和盖板通过真空钎焊方式焊接为一体。

[0057] 辐射器6,为流体回路重要组成部分,为了便于热量排散,通过在飞行器+Y侧板9下半段和-Y侧板12下半段的铝合金蜂窝板内在预埋热管7形成。热管式辐射器6,构型简单,便于总装,可靠性高,对泵功能的要求降低,实现舱内等温化设计。同时+Y侧板9和-Y侧板12各安装一块辐射器,双向主备份设置,保证在任何情况下均有一个辐射器可用,提高可靠性与适应性。热管7为工字形双孔铝氨热管,仪器板内预埋热管,形成热管网络,对泵功能的要求降低,减少成本。

[0058] 综上所述,本发明结构中的散热面粘贴OSR,保证在飞行器因轨道或姿态调整而使外热流发生变化时,整器仍具有一定的散热能力,提高飞行器温度环境适应能力;隔热组件能够强化舱内辐射,实现等温化设计;黑漆的设置,解决舱内大功耗单机散热难题;采用流体回路技术,仪器板内预埋热管,形成热管网络,实现舱内等温化设计;流体回路中的热沉,解决了大功耗单机散热问题;热管式辐射器,方便热量排散,有利于舱内等温化;辐射器双向主备份安装,保证在任何情况下均有一个辐射器可用;热管为工字形双孔铝氨热管构型简单,便于总装,可靠性高,对泵功能的要求降低,减少成本;本发明的技术便于总装和测试,具有高效的热量收集与排散能力,适应性强,可应用于各类全轨道全姿态飞行器。

[0059] 以上对本发明的具体实施例进行了描述。需要理解的是,本发明并不局限于上述特定实施方式,本领域技术人员可以在权利要求的范围内做出各种变形或修改,这并不影响本发明的实质内容。

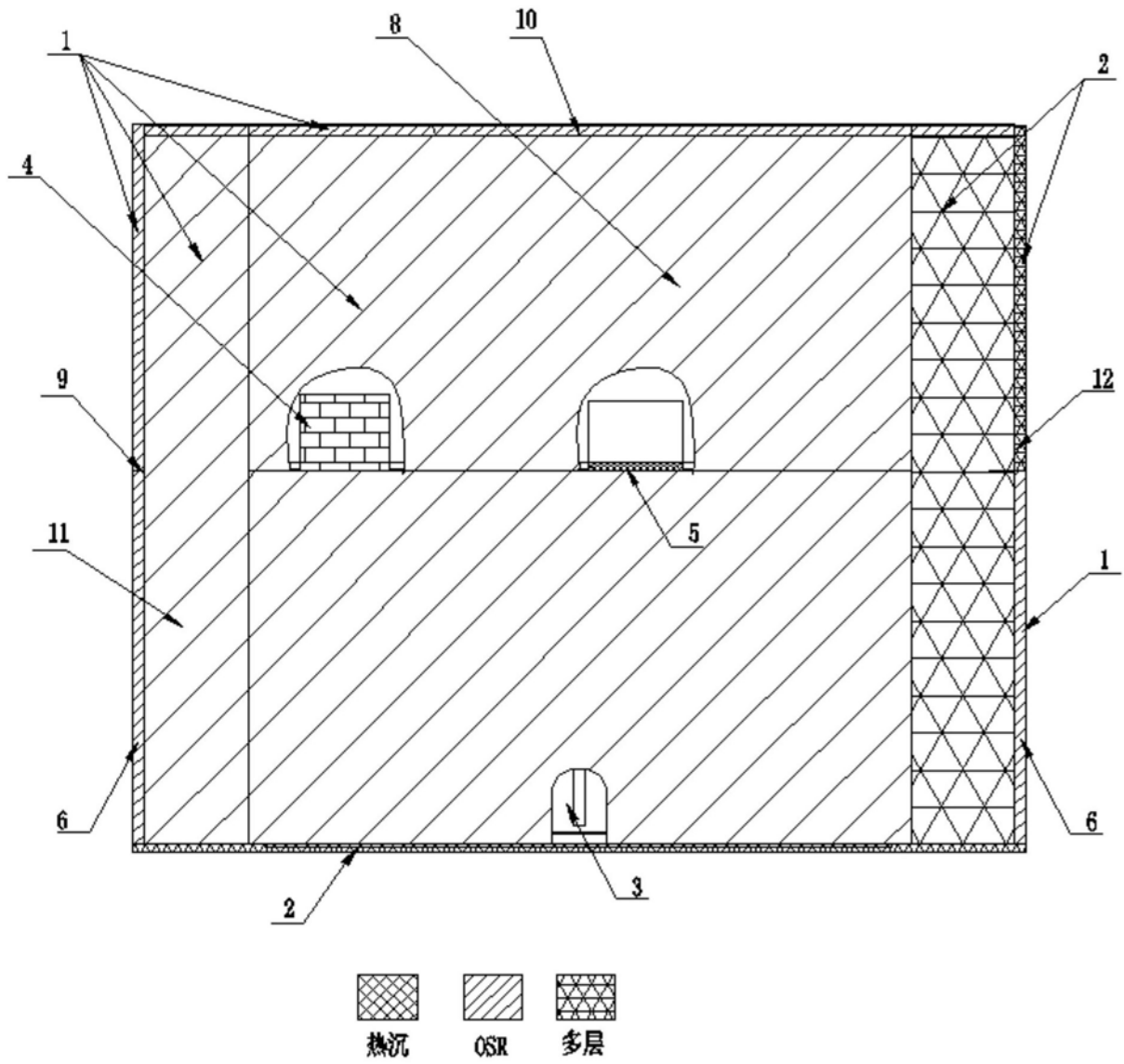


图1

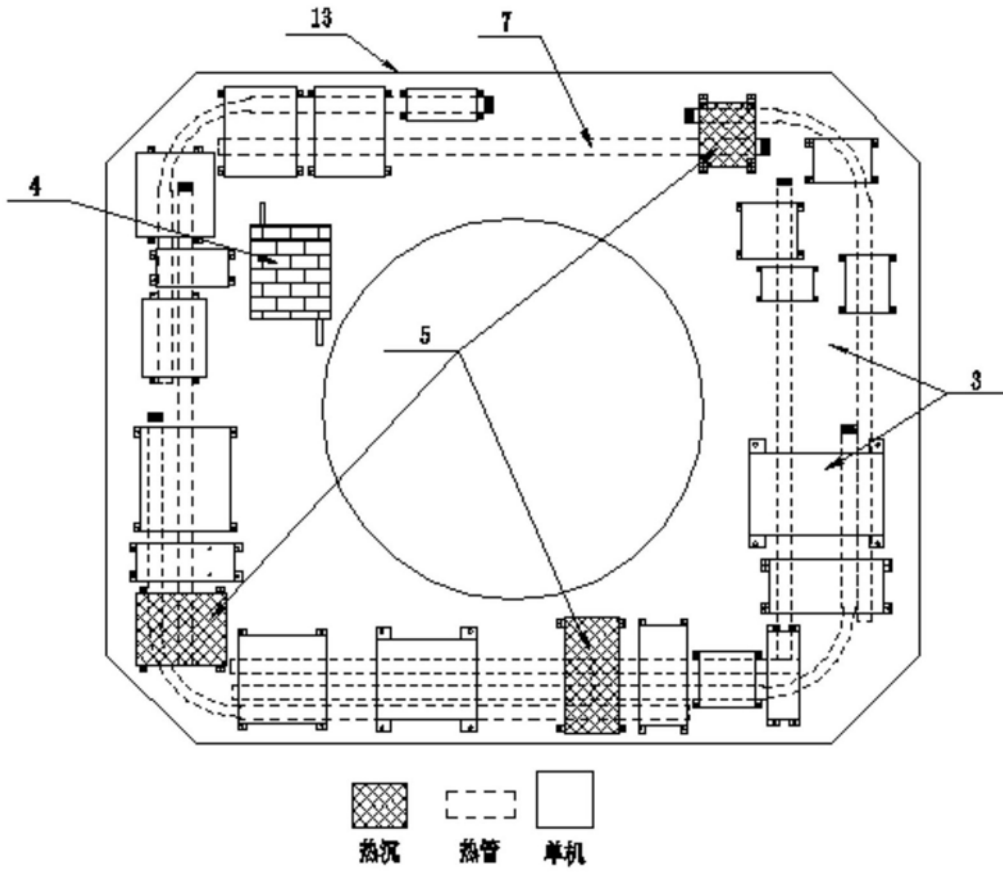


图2

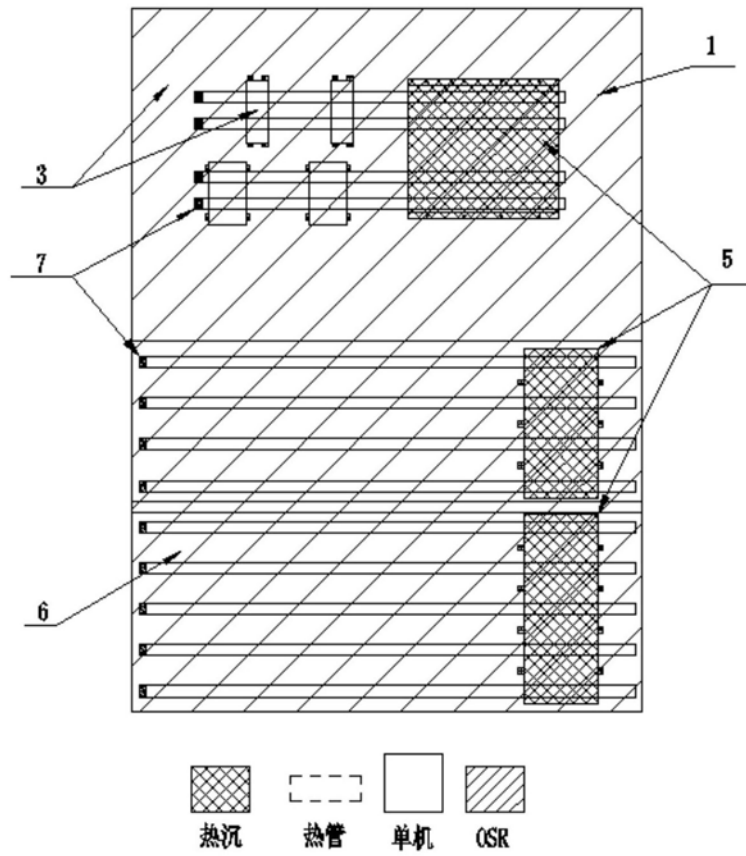


图3

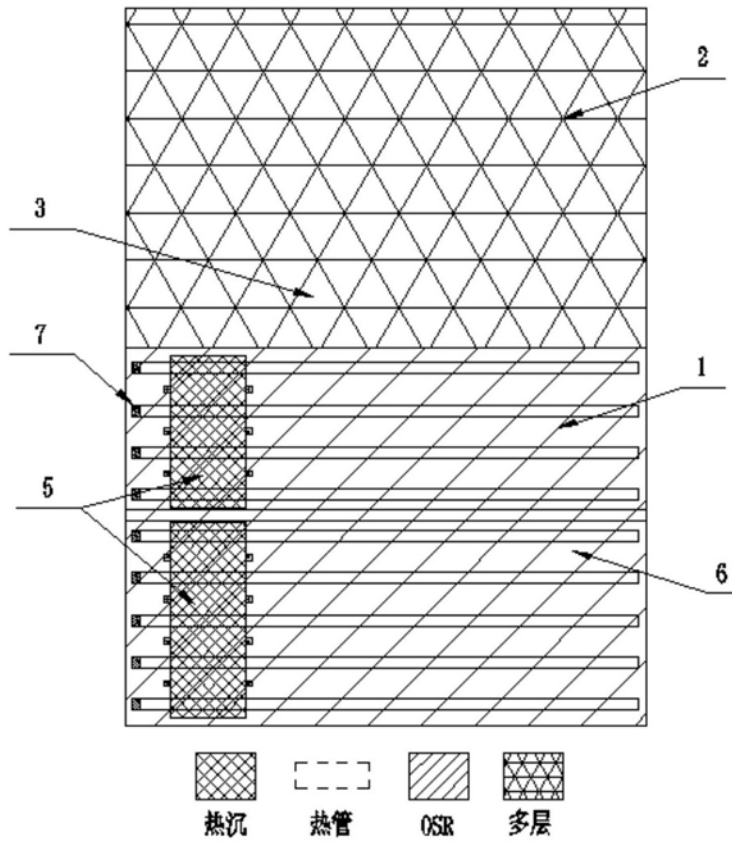


图4