



(12) 发明专利申请

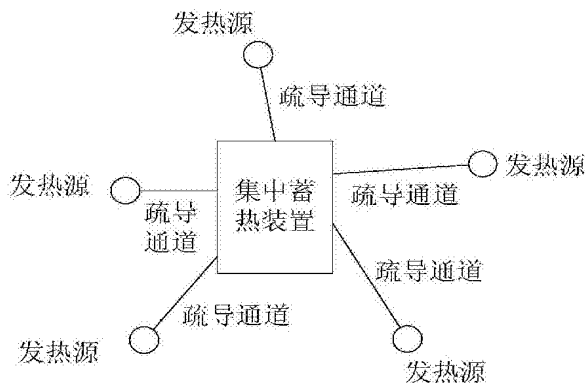
(10) 申请公布号 CN 105043145 A
(43) 申请公布日 2015. 11. 11

(21) 申请号 201510472535. 3
(22) 申请日 2015. 08. 04
(71) 申请人 北京航天长征飞行器研究所
地址 100076 北京市丰台区北京 9200 信箱
76 分箱 6 号
申请人 中国运载火箭技术研究院
(72) 发明人 王菲 刘娜 杨驰 杨凯威
孔维萱 张利嵩 景昭 陈政伟
(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.
F28D 15/02(2006. 01)

权利要求书1页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称
一种长航时飞行器发热仪器设备疏导-集中式热管理装置

(57) 摘要
本发明涉及一种发热仪器设备疏导-集中式热管理装置,包括疏导通道和集中蓄热装置;所述集中蓄热装置包括多个蓄热单元,每个蓄热单元包括基体和分布在基体内部的骨架,所述基体由定形相变材料构成;所述骨架具有多个位于所述基体外表面的外部接口和位于基体内部的传导通路,将接收到的热量通过骨架传递至所述基体;所述疏导通道由定向热导材料或热管构成,连接发热源及所述外部接口。设置多种材料的蓄热单元,每种蓄热单元采用不同蓄热材料,实现热量的分配及优化。定形相变材料吸热潜热大,吸热后温升小,自身重量轻,相变后蓄热单元外形不变,整个集中蓄热装置结构稳定。为飞行器散热提供了一种新途径。



1. 一种发热仪器设备疏导-集中式热管理装置,其特征在于:包括疏导通道和集中蓄热装置;

所述集中蓄热装置包括多个蓄热单元,每个蓄热单元包括基体和分布在基体内部的骨架(4),所述基体由定形相变材料构成;所述骨架(4)包括多个传导通路,每个传导通路的端部穿过所述基体表面,形成外部接口,所述外部接口(3)连接到疏导通道或其他蓄热单元的外部接口(3),所述外部接口(3)将接收到的热量通过骨架传递至所述基体;所述多个蓄热单元通过所述外部接口(3)相互连接;

所述疏导通道连接发热源及所述外部接口(3),用于将发热源的热量传导至蓄热单元。

2. 根据权利要求1所述装置,其特征在于所述基体材料的定形相变材料为固液相变、固气相变或固固相变材料。

3. 根据权利要求1所述装置,其特征在于所述骨架(4)为多层结构,每层为纵横交错的网状结构;或者所述骨架(4)为立体网状结构。

4. 根据权利要求1所述装置,其特征在于所述骨架的外部接口(3)均匀分布在所述基体外表面,所述骨架(4)的传导通路均匀分布在基体内部。

5. 根据权利要求1所述装置,其特征在于所述骨架采用高热导材料,导热率大于 $10\text{W}/\text{m}\cdot\text{k}$ 。

6. 根据权利要求1所述装置,其特征在于所述疏导通道由定向导热材料或热管构成。

7. 根据权利要求6所述装置,其特征在于所述疏导通道的定向导热材料为中间相沥青碳材料,例如为中间相沥青基泡沫碳、碳纤维、碳带、C/C复合材料;或为热解碳材料,例如为高取向热解石墨 HOPG、气相生长碳纤维 VGCF、纳米碳管 CNT;或为聚丙烯腈碳纤维。

8. 根据权利要求1所述装置,其特征在于多个蓄热单元基体的定形相变材料采用不同蓄热能力的材料制成。

9. 根据权利要求1所述装置,其特征在于多个蓄热单元基体的定形相变材料包括石蜡类相变材料和高分子相变材料。

10. 根据权利要求9所述装置,其特征在于所述高分子相变材料为聚四氟乙烯、聚乙烯或聚丙烯。

一种长航时飞行器发热仪器设备疏导 - 集中式热管理装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种长航时飞行器发热仪器设备疏导 - 集中式热管理装置,属于热管理技术领域。

背景技术

[0002] 由于飞行器的飞行时间快速增长,舱体内飞控计算机、电池组等仪器设备自身的发热不断积累,最终均会导致仪器设备温度超过许用值而不能正常工作。另外,导弹武器外表面长时间气动加热会使承力壳体温度不断升高导致内腔空气温度的不断攀升,这给仪器设备的散热增加了不利条件。传统的肋片式被动散热方式需要良好的外部散热环境将集中发热的热量释放到周围环境中,但高温的外部环境已经不能保证良好的散热冷端,因此,需要通过一种新型热控装置应用于飞行器内部发热元器件,将局部高热量快速吸收及存储,防止内部仪器超出使用温度而导致仪器设备失效是热控系统亟需解决的问题。

[0003] 热控技术是通过阻热或强化传热等手段,控制发热部件与空间环境的热交换过程,使其在周围热环境和设备热耗共同作用下,维持正常的工作温度范围。热控系统在航天科技领域被广泛应用。其中轨道段飞行的航天器需要经受剧烈的外部温度变化,尤其是长时间的低温或高温环境的考验,因此为了保证航天器的正常工作以及内部人员、生物、仪器设备等的安全,运用了大量的热控设计技术。美、俄及欧洲在航天器热控技术方面拥有多年的研究经验,发展了如单相流体回路、两相流体回路、热管辐射散热、高能蓄热等大量技术。美国国防部高级项目规划署 (Defense Advanced Research Projects Agency,简称 DARPA) 启动了 HERETIC 项目计划,旨在发展高密度高性能的散热器件。美国海军和空军等也各自在该领域进行了深入研究,各自均制定了深入、系统的研究计划。国内的热控技术随着航天技术的发展而迅速提高,嫦娥一号为了适应月球热环境和星上资源的限制,满足星上设备对热控的需求,热控系统采用了特殊的热管系统,形成 ±Y 舱板热管耦合网络系统,成功解决了卫星的热控难题。嫦娥三号探测器热控系统首次采用我国研制的两相流体回路、可变热导热管 (variable conductance heat pipe, VCHP)、高温隔热屏、同位素热源 (radioisotope heater unit, RHU) 等多项新技术。

[0004] 在热疏导系统中,热管技术、定向热导技术在航天技术领域的应用正不断扩大。热管最早是在 20 世纪 60 年代由美国 Los Alamos 国家实验室 G. M. Grover 发明的一种高效传热元件,其具有超高的导热性 (可达到相同尺寸紫铜的 1500 倍)、优良的等温特性和极强的环境适应能力。经过多年的发展与变革,航天技术领域的热管技术主要用于:航天飞行器密闭舱内部仪器设备之间的热均衡、用热管散热器将飞行器密封舱内部的某些仪器发出的热量导向舱外和保障飞行器壳体材料的散热冷却及均温等。美国格鲁曼公司 (Grumman) 开发了一种新型单槽道热管 (Monogroove HP),管路分蒸汽流道和液体流道,通过单纹毛细槽分开,单纹毛细槽尺寸小,具有较大毛细压力,从而使液体抽吸到蒸汽管道,液体和蒸汽的分离能降低黏度,显著增加了热管的传热能力,并已成功通过了微重力环境试验的考核。我国嫦娥一号卫星大量使用了热管技术,在热控系统中共使用了 32 根热管,其中 23 支为蜂窝板

内预埋热管,其余 9 支为外贴热管,主要用于解决集中热载荷问题和一些高功率设备瞬态工作升温问题。

[0005] 对于长时间高超声速飞行器,无法携带额外的冷源,要求传输通道以及蓄热体质量体具有轻质的特性,采用常规肋片式散热单位体积重量大,并且很难满足发热源以及热敏感元件的温度要求,针对目前飞行时长大幅增加的现状,长时间气动加热导致飞行器舱体内部温度较高,更不利于内部热量的耗散,如何实现内部降温成为本领域亟待解决的技术问题。

[0006] 定向热导技术是利用材料的特定方向高热导的特性,将热量快速的吸收和传递。碳材料是一种很好的高导热材料,不仅具有优异的高温力学性能,还具有优异的抗热震性和高导热特性。通过碳片层沿长度方向有序排列,可以在该方向上获得较高的热导率,在其垂直方向上却保持较低的导热率,因此可根据功能需要设计纤维的排列方向,从而控制热量导出的方向。目前,已获得了多种具有高热导率的碳材料,包括中间相沥青碳材料(中间相沥青基泡沫碳、碳纤维、碳带、C/C 复合材料等)、热解碳材料(高取向热解石墨 HOPG、气相生长碳纤维 VGCF、纳米碳管 CNT 等)及其他碳材料(如聚丙烯腈碳纤维)等。美国奥克里奇国家实验室(ORNL)已经开发出一种独特的石墨泡沫材料,这种材料密度为 0.2-0.6g/cm³,导热率为 40-187W/m·k,可以极大的提高传热系数。泡沫为蜂窝状的网形结构,接触表面积较大,用该型材料做成的换热器,比传统的换热器在整体传热系数上能提高 10 倍以上。利用这种材料设计的换热器体积小、重量轻、费用较低,具有较高的效率。

[0007] 在蓄能系统中,相变材料发生相变时温度几乎恒定,其蓄冷或储热具有温度变化小、储能密度大的优点。相变材料主要有固液相变、固气相变和固固相变三大类。其中,有机材料(包括石蜡类和非石蜡类,均为固液相变材料)、无机盐材料(包括结晶水和盐、熔融盐、碱和混合盐等)、高分子类材料均是相变材料较为常用的材料类型。因此本发明利用相变材料的特性实现长时间气动加热导致飞行器舱体的温度疏导。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于克服现有技术的不足,提供一种长航时飞行器内发热仪器设备疏导-集中式热管理装置,解决飞行器内部发热仪器使用温度超温导致仪器设备失效的问题。

[0009] 本发明目的通过如下技术方案予以实现:

[0010] 提供一种发热仪器设备疏导-集中式热管理装置,包括疏导通道和集中蓄热装置;

[0011] 所述集中蓄热装置包括多个蓄热单元,每个蓄热单元包括基体和分布在基体内部的骨架,所述基体由定形相变材料构成;所述骨架包括多个传导通路,每个传导通路的端部穿过所述基体表面,形成外部接口,所述外部接口连接到疏导通道或其他蓄热单元的外部接口,所述外部接口将接收到的热量通过骨架传递至所述基体;所述多个蓄热单元通过所述外部接口相互连接;

[0012] 所述疏导通道连接发热源及所述外部接口,用于将发热源的热量传导至蓄热单元。

[0013] 其中所述基体材料的相变材料为固液相变、固气相变或固固相变。

[0014] 其中所述骨架为多层结构,每层为纵横交错的网状结构;或者所述骨架为立体网状结构。

[0015] 其中所述骨架的外部接口均匀分布在所述基体外表面,所述骨架的传导通路均匀分布在基体内部。

[0016] 其中所述骨架采用高热导材料,导热率大于 $10\text{W}/\text{m}\cdot\text{k}$ 。

[0017] 其中所述疏导通道由定向导热材料或热管构成。

[0018] 其中所述疏导通道由定向热导材料为中间相沥青碳材料,例如为中间相沥青基泡沫碳、碳纤维、碳带、C/C 复合材料;或为热解碳材料,高取向热解石墨 HOPG、气相生长碳纤维 VGCF、纳米碳管 CNT。

[0019] 其中所述疏导通道由定向热导材料为聚丙烯腈碳纤维。

[0020] 其中多个蓄热单元基体的定形相变材料采用不同蓄热能力的材料制成。

[0021] 其中多个蓄热单元基体的定形相变材料包括石蜡类相变材料和高分子相变材料。

[0022] 其中所述高分子相变材料为聚四氟乙烯、聚乙烯或聚丙烯。

[0023] 本发明与现有技术相比具有如下优点:

[0024] (1) 相比于传统的自然对流或冷源式散热,本发明采用疏导-集中式热管理装置,通过对结构和材料的创新性设计,更能够适应长时间高超声速飞行器的内部热源发热积蓄的特点,能够实现高效散热效果,减少蓄热元器件,实现统一热管理。采用多种材料和设计方案优化疏导方式和疏导途径,能使该结构发挥最大效用。为飞行器散热提供了一种新途径。

[0025] (2) 针对不同热源的不同散热要求,设置多种材料的蓄热单元,每种蓄热单元采用不同蓄热材料,实现热量的分配及优化。

[0026] (3) 利用定形相变材料制造蓄热单元的基体,持续吸收热量并储存;定形相变材料吸热潜热大,吸热后温升小,自身重量轻,相变后蓄热单元外形不变,整个集中蓄热装置结构稳定。

[0027] (4) 当一个吸热单元超出蓄热极限,可以通过每个单元之间接触的外部接口,实现热量的传递;根据需要,单元可以增加,扩展,任意组合,结构多层,立体,灵活满足各种热源的要求;

[0028] (5) 在大气层内长时间超高音速机动飞行是未来飞行器发展的主要趋势之一,利用仪器设备疏导-集中式热管理技术能有效缓解仪器设备因超温导致的损坏或失效,保证飞行器的热源及热敏感部件安全可靠。

[0029] (6) 利用定向热导材料作为热量传输通道,能避免肋片式散热器在散热过程中不可避免的导致周边仪器设备升温的问题,能将近似绝缘地将热量传输到蓄热单元,能避免周边仪器的升温。

附图说明

[0030] 图 1 为本发明长航时飞行器内发热仪器设备疏导-集中式热管理装置示意图;

[0031] 图 2 为本发明集中式蓄热组的结构示意图;

[0032] 图 3 为本发明集中式蓄热单元内部骨结构示意图。

具体实施方式

[0033] 为解决长航时飞行器内部发热仪器受热致损的问题,本发明设计一种轻质高效的热控装置,通过疏导式热传递方式,将发热源的热量传输到相变材料组成的蓄热装置,通过相变吸热将自发热设备的热量吸收并存储。制定定向热传导方案的材料选择、结构方式,蓄热方案的材料选择、结构方式以及热传输与蓄热部件之间的结构形式,利用理论分析和数值模拟的方法,建立热控模型,优化疏导效率,最终设计一套完整的轻质高效热控装置。

[0034] 1) 高热导率定形相变装置的设计

[0035] 为了更好的实现自发热设备热控,且适应飞行器振动冲击的使用环境条件,采用定形相变材料作为蓄热体应用于长航时飞行器热控系统。通过在自发热设备表面或热短路局部部位直接贴附相变蓄热装置,将仪器设备高温区的热流迅速吸收并转移到相变材料冷端,通过相变材料的相变蓄热保证仪器设备表面温度控制在许用温度以下。相变材料可以与高分子基体共混,形成定形相变材料,以避免吸热之后变成液态泄漏损失或腐蚀等。

[0036] 2) 热疏导与蓄热装置的集中式设计

[0037] 通过地面选型、理论分析,研制筛选出具备高效定向传热功能的传热材料(如热管、定向高导热材料等),将仪器设备高温区的热流迅速吸收并转移到相变蓄热冷端,提高定形相变装置的热导率。同时,将多处不同热源的热量均衡的散布在蓄热装置,形成一套集中式蓄热结构,高效利用蓄热装置,增加舱内空间的利用率。

[0038] 3) 热量分配及优化方法

[0039] 根据发热元器件发热功率以及发热时间进行分配,可以采用单一蓄热材料或多种蓄热材料的组合,针对不同热量和温度的发热量进行收集,实现热量分配及优化。

[0040] 不同功率的发热元件共有 N 个,其中按照发热量大小进行分类:低功率发热器的功率 q_1 ,中功率发热器的功率 $q_{i+1}-q_j$,高功率发热器的功率 $q_{j+1}-q_N$ 。针对不同功率的发热器,连接到吸热量不同的蓄热器上。每个蓄热器的蓄热能力取决于蓄热器的单位质量材料相变吸热的能力和材料的体积,两者的乘积为每个蓄热器的蓄热量 Q_i 。同时,针对高、中、低发热元器件对应吸热能力不同的蓄热器,高能力蓄热器对应高发热元器件,反之同理。每个发热元器件对应的发热时间为 t_i , M 个蓄热器的总吸热能力为 $Q = Q_1+Q_2+\dots+Q_M$,则要求 $Q > q_1 t_1 + q_2 t_2 + \dots + q_N t_N$ 。

[0041] 如图 1 所示为发热仪器设备疏导-集中式热管理装置示意图。发热仪器设备疏导-集中式热管理装置,包括疏导通道和集中蓄热装置;图 1 中示例了集中蓄热装置以及发热源和疏导通道之间的关系。疏导通道的两端分别连接发热源和蓄热装置,疏导通道具有定向高能传导和作用,减少传输过程中能量损失;集中蓄热装置将各疏导通道传输来的热量吸收并存储。

[0042] 图 2 中示例了集中蓄热组的结构形式。通过两种不同蓄热能力的蓄热单元组合为一体。参见图 3 每个蓄热单元均由吸热基体和导热骨架 4 组成。骨架包括多个传导通路,每个传导通路的端部穿过所述基体表面,形成外部接口,外部接口 3 连接到疏导通道或其他蓄热单元的外部接口 3,将接收到的热量通过骨架均匀地传递至基体;不同蓄热单元可采用不同的吸热基体,保证最佳的吸热效率。当一个吸热单元超出蓄热极限,可以通过每个单元之间接触的导热骨架接口,实现热量的传递。图 3 为导热骨架示意图,以三层骨架为例。每层导热骨架由横纵两列导热管相交而成,相交部位有连接节点 5。导热骨架 4 的导热管的

两端为导热骨架接口 3, 可以实现蓄热单元与外界连接并传递热量的作用; 或者所述骨架 4 采用立体网状结构。骨架采用高热导材料, 导热率大于 $10\text{W}/\text{m}\cdot\text{k}$ 。

[0043] 所述疏导通道由定向热导材料为中间相沥青碳材料、热解碳材料或聚丙烯腈碳纤维, 中间相沥青碳材料可以为中间相沥青基泡沫碳、碳纤维、碳带、C/C 复合材料; 热解碳材料, 可以为高取向热解石墨 HOPG、气相生长碳纤维 VGCF、纳米碳管 CNT。

[0044] 多个蓄热单元基体的定形相变材料采用不同蓄热能力的材料制成。定形相变材料包括石蜡类相变材料和高分子相变材料。高分子相变材料为聚四氟乙烯、聚乙烯或聚丙烯。

[0045] 4) 实施例

[0046] 集中蓄热装置, 基体由具有高相变潜热的相变材料组成, 疏导通道与蓄热装置进行连接, 合理分配疏导通道与蓄热装置的空间布局, 保证不同疏导通道传递的热能均有足够的蓄热量;

[0047] 首先将导热骨架 4 固定在容器中 (立方体或根据需求可以改变形状), 将液态的相变材料注入容器中, 并根据基体的特征不同, 采用相应的成型方法在导热骨架 4 的外部形成蓄热基体;

[0048] 集中蓄热装置可采用组合方式, 利用导热骨架 4 之间的连接, 将低、高蓄热量单元连接成为组合件;

[0049] 蓄热装置, 由导热骨架和蓄热基体组成。蓄热单元包括低温存储单元 1 和高温存储单元 2, 两个单元的基体分别采用低温相变材料基体和高温相变材料基体, 低温相变材料可采用石蜡类相变材料, 高温相变材料采用高分子类材料, 聚四氟乙烯。导热骨架由纵横交错的导热管组成, 同时导热管的两端实现热量导入的接口。

[0050] 根据舱内的空间限制, 布局疏导通道的传输结构形式, 减少在热疏导过程中的热损失, 同时将集中蓄热装置安排在最优空间点, 保证在各热源发热量及传输路径的加权平均值最小。

[0051] 发热仪器设备疏导 - 集中式热管理装置采用定性相变材料以及集中收集管理方式能有效减少蓄热装置的重量, 相比与传统肋片式散热装置, 整体装置重量减轻可达 40% 以上, 散热效率可提高至 120%。

[0052] 以上所述, 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。

[0053] 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。

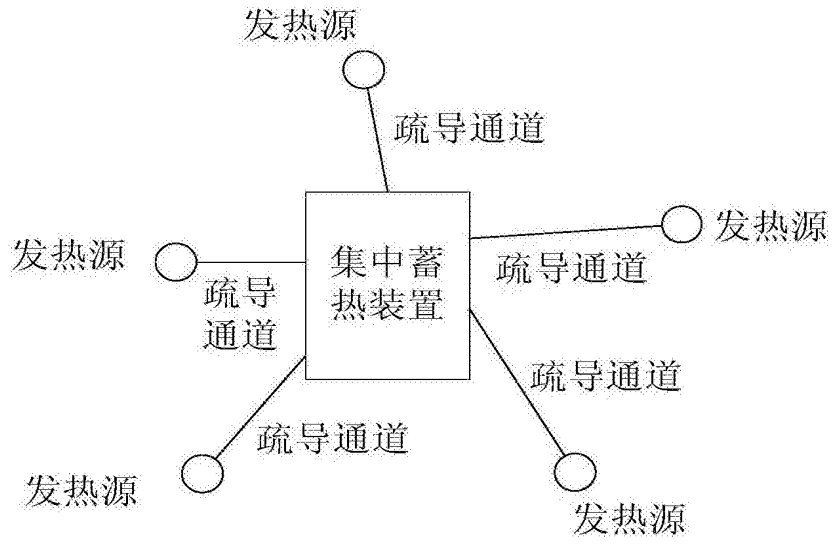


图 1

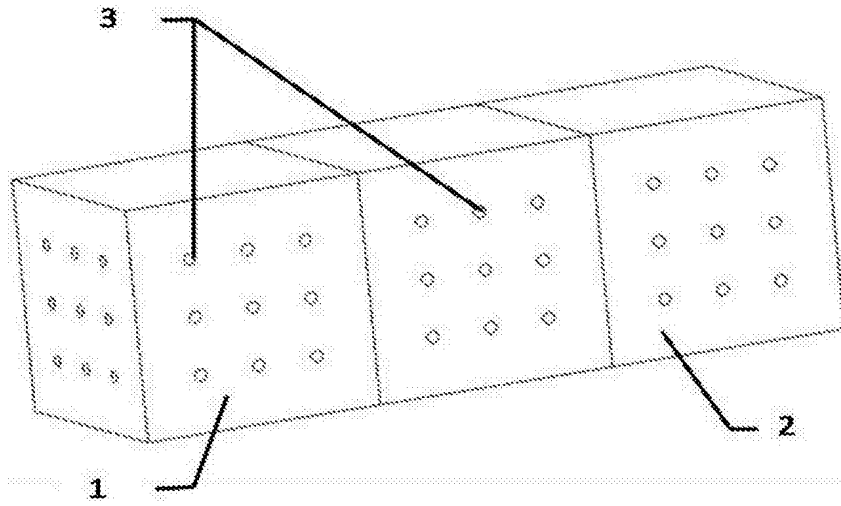


图 2

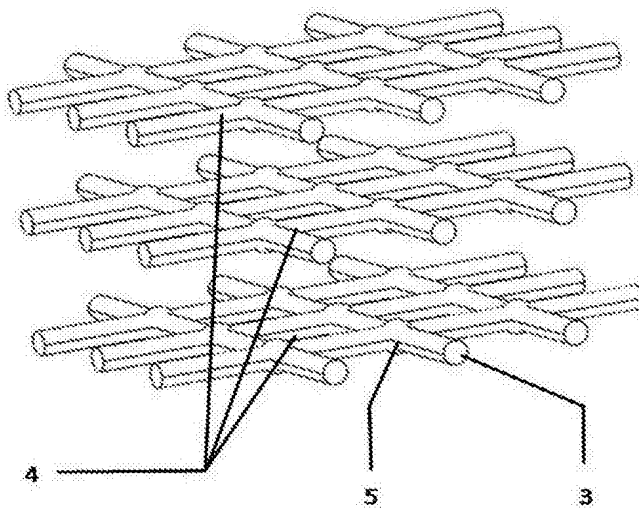


图 3