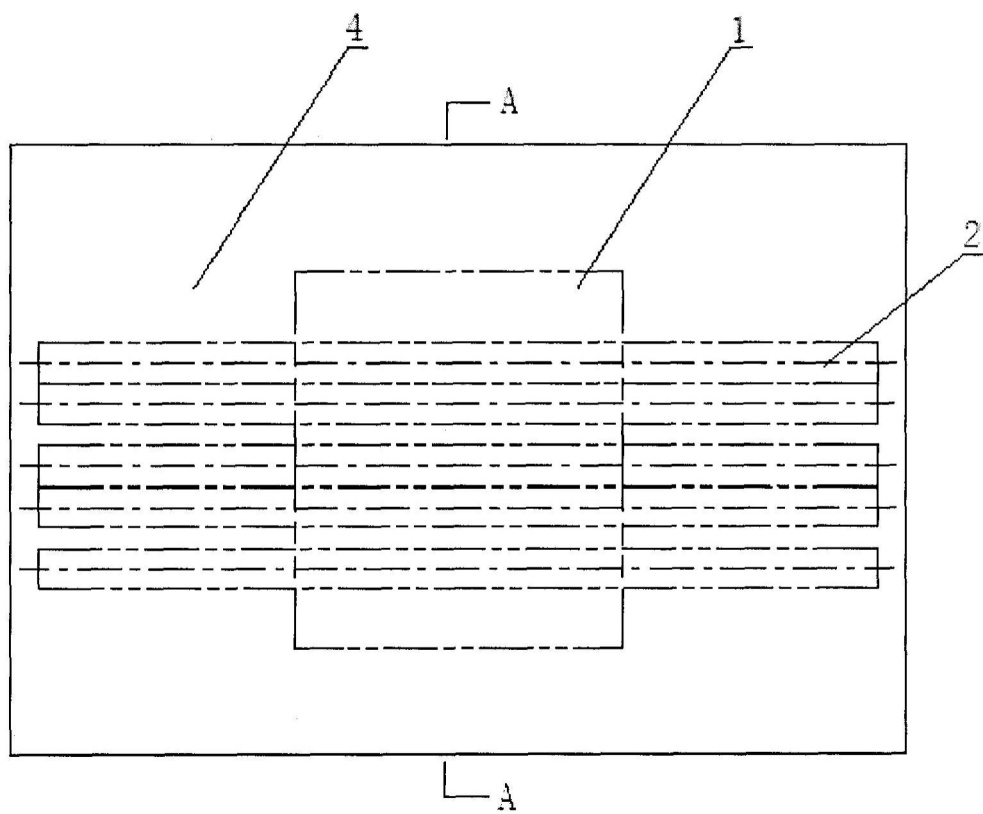


[0001] 本发明公开了一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,属于航天器热控技术领域。所述装置包括扩热板和预埋热管,扩热板下表面开有设定数目的内凹通槽作为预埋热管的安装空间,预埋热管中段嵌入到扩热板的内凹通槽中,两端延伸出扩热板的部分埋入航天器舱板的蜂窝板的蜂窝芯中,预埋热管下表面与扩热板的下表面平齐,形成一个散热面,预埋热管的上表面与内凹通槽底面固连,散热面与蜂窝板的外蒙皮贴合到一起;扩热板上表面提供电子设备的安装平台。所述装置具有较好的散热效果和温度均匀性,用来完成航天器大功率高热流密度电子设备的散热。



1. 一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述装置包括扩热板(1)和预埋热管(2),外围设备包括航天器舱板,其中,所述航天器舱板包括蜂窝板(4)和涂层,蜂窝板(4)包括内蒙皮、蜂窝芯和外蒙皮,蜂窝芯位于蜂窝板(4)中内蒙皮和外蒙皮之间,外蒙皮和涂层构成航天器舱板的辐射散热面(3);扩热板(1)下表面开有设定数目的内凹通槽作为预埋热管(2)的安装空间,内凹通槽深度等于预埋热管(2)的厚度,预埋热管(2)中段嵌入到扩热板(1)的内凹通槽中,两端延伸出扩热板(1)的部分埋入蜂窝板(4)的蜂窝芯中,预埋热管(2)下表面与扩热板(1)的下表面平齐,形成一个散热面,预埋热管(2)的上表面与内凹通槽底面固连,散热面与蜂窝板(4)的外蒙皮贴合到一起;扩热板上表面(5)提供电子设备的安装平台。

2. 根据权利要求1所述的一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述扩热板(1)为矩形结构。

3. 根据权利要求1所述的一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述预埋热管(2)为单孔槽道或双孔槽道管状结构,其横截面为矩形或工字形;其中,横截面为工字型的预埋热管(2)侧面与扩热板(1)之间形成的空隙用蜂窝材料填充。

4. 根据权利要求1所述的一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述预埋热管(2)的上表面与内凹通槽底面之间的固连采用胶粘的方式。

5. 根据权利要求1所述的一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述散热面中预埋热管(2)表面与辐射散热面(3)的贴合采用胶粘的方式。

6. 根据权利要求1所述的一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,其特征在于:所述扩热板(1)中内凹通槽槽道的平面度优于0.2mm/200mm,粗糙度为3.2。

一种高热流密度大热耗电子设备散热装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,属于航天器热控技术领域。

背景技术

[0002] 随着航天技术在世界范围的迅速发展和应用,随着航天器电子设备集成度的提高和元器件的进步,必然导致高热流密度器件的出现,如行波管、微波功率放大器、固态发射机等,其功率越来越大,热流密度越来越高。

[0003] 大部分电子元器件对高温环境要求苛刻,不允许环境温度超过或接近其所能耐受的极限。随着电子设备所使用的器件功率容量和数量的增加,将导致设备器件发热量加大和温度上升,若设备工作时热量不能及时有效地散发出来,会导致设备内外的温度梯度过大,从而在设备内部形成过热区或过热点,继而造成器件工作性能下降,严重时甚至烧毁设备器件功率单片,引起整个合成系统失效。统计表明,元器件及PCB级的热流密度趋势从1992年到2002年,增长了10倍,到2010年还将增长5倍,如何将电子元器件所产生的热量传递到仪器壳体,并最终传递到外部空间将是需要解决的问题。因此设备的热设计和散热技术研究具有重要的意义。

[0004] 微波功率放大器具有集成度高、结构紧凑、可靠性高、噪声低、线性好等优点,在移动通信、雷达系统中得到广泛的应用。在有源相控阵雷达中,微波功率放大器扮演着重要的角色。微波功率放大器中的微波功率晶体管固有的一个特点是温度的敏感性。当环境温度改变时,微波功率放大器的许多指标要有变化。微波功率放大器在大功率下工作,其所消耗的电能中大部分被转成热能向周围扩散,使器件本身和周围其他元器件处于高温状态下工作。而高温会使元器件电性能恶化,引起元器件失效,导致设备可靠性变差。

[0005] 微波功率放大器的热设计目标是在保证射频性能的同时,使功率晶体管结温最低,并具有可能的最好的性价比。理论及实验数据表明,对于微波功率晶体管来说,结温每降低 $10^{\circ}\text{C}\sim 12^{\circ}\text{C}$,器件平均失效时间将延长一倍,每降低 50°C ,则将提高一个数量级。因此热设计的合理性就成为电子设备可靠性成败的关键。

[0006] 热设计与结构设计和电性能设计一样,是电子设备系统设计不可或缺的部分。随着器件的密集化,电子设备的功率密度越来越大,对热设计的需求也日益强烈。在航天界,因为热设计不当导致设备失效或性能下降的事例并不鲜见。1978年5月11日欧洲空间局发射的轨道试验卫星2(OTS-2),到6月底,发现一个行波管放大器失效,另外一个行波管多次出现使它断开的乱真信号。分析的结果认为,这是由温度过高引起的。日本实用广播卫星BS-2A于1984年1月23日发射。两个月后,A系统转发器出现异常,由于卫星入轨后温度升高超过允许界限,由钨制成并渗有钡的行波管电子枪负极在高温的作用下,钡溢到电极支架和电子枪绝缘体上,引起漏电,导致行波管和转发器停止工作。电子枪负极工作时温度设计为 1020°C ,电子波束收束极为 300°C ,经空间试验证明,若温度超过设计指标 8°C 左右,钡将出现异常蒸发。A系统转发器和备用的R系统转发器均因钡渗入行波管内而停止工作。可见

合理的热设计对电子设备系统有重要意义。

[0007] 大多数航天器为非气密性结构,在轨道上运行时,航天器舱内没有空气,辐射传热成为电子设备散热的重要方式。在地面上经常利用的各种空气自然对流或强迫流动散热措施对航天器电子设备都不适用。目前航天器上电子设备安装在舱板内表面的安装面上,在设备底面的蜂窝板内预埋热管,热管与位于星外的散热面相连,设备产生的热耗通过安装面→热管→散热面蒙皮辐射到空间。这种方式对于热耗不大、热流密度不高的设备散热是适用的。但是,由于受到热管传热能力和热管所能承受的热流密度的限制,对热耗很大、热流密度很高、温度均匀性要求很高的设备并不适用。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于提供一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,所述装置具有较好的散热效果和温度均匀性,用来完成航天器大功率高热流密度电子设备的散热。

[0009] 本发明的目的由以下技术方案实现:

[0010] 一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,所述装置包括扩热板和预埋热管,外围设备包括航天器舱板,其中,所述航天器舱板包括蜂窝板和涂层,蜂窝板包括内蒙皮、蜂窝芯和外蒙皮,蜂窝芯位于蜂窝板中内蒙皮和外蒙皮之间,外蒙皮和涂层构成航天器舱板的辐射散热面;扩热板下表面开有设定数目的内凹通槽作为预埋热管的安装空间,内凹通槽深度等于预埋热管的厚度,预埋热管中段嵌入到扩热板的内凹通槽中,两端延伸出扩热板的部分埋入蜂窝板的蜂窝芯中,预埋热管下表面与扩热板的下表面平齐,形成一个散热面,预埋热管的上表面与内凹通槽底面固连,散热面与蜂窝板的外蒙皮贴合到一起;扩热板上表面提供电子设备的安装平台。

[0011] 所述扩热板为矩形结构;预埋热管为单孔槽道或双孔槽道管状结构,其横截面为矩形或工字形;其中,横截面为工字型的预埋热管侧面与扩热板之间形成的空隙用蜂窝材料填充。

[0012] 所述预埋热管的上表面与内凹通槽底面之间的固连采用胶粘的方式;散热面中预埋热管表面与辐射散热面的贴合采用胶粘的方式。

[0013] 所述扩热板中内凹通槽槽道的平面度优于0.2mm/200mm,粗糙度为3.2。

[0014] 工作原理

[0015] 扩热板提供航天器电子设备的安装平台,电子设备安装在扩热板上表面上,扩热板上表面与电子设备要求接触良好,两者之间填充导热填料。在热流密度较大和集中的区域安装预埋热管,通过热传导的传热方式,将电子设备的发热量传递至扩热板,通过扩热板的导热,将热量最终传输至预埋热管,经预埋热管传递到辐射散热面上,向空间排散,达到电子设备的散热的整个热传输过程。

[0016] 有益效果

[0017] (1)本发明的散热装置将扩热板安装在蜂窝板中,扩热板中安装预埋热管,预埋热管通过结构胶与扩热板和辐射散热面相连,将热量辐射到空间环境中,具有较好的散热效果和温度均匀性,且所述装置结构紧凑,对航天器设备的安装和布局影响较小。

[0018] (2)本发明的散热装置中扩热板可以承受很高的热流密度,且传热性能良好。特别对于大发热量高热流密度的电子设备,能有效地控制电子设备温度在要求的范围内,并且

设备温度均匀性较好。

附图说明

- [0019] 图1是本发明所述散热装置的结构示意图。
- [0020] 图2是图1沿AA方向的剖面图。
- [0021] 图3是矩形双孔槽道预埋热管的局部放大图。
- [0022] 图4是工字型单孔槽道预埋热管的局部放大图。
- [0023] 图5是矩形双孔槽道预埋热管的横截面示意图。
- [0024] 其中,1-扩热板,2-预埋热管,3-辐射散热面,4-蜂窝板,5-扩热板上表面。

具体实施方式

[0025] 下面结合附图和具体实施例来详述本发明,但不限于此。

[0026] 实施例1

[0027] 如图1和2所示,一种高热流密度大热耗电子设备散热装置,所述装置包括扩热板1和预埋热管2,外围设备包括航天器舱板,其中,所述航天器舱板包括蜂窝板4和涂层,蜂窝板4包括内蒙皮、蜂窝芯和外蒙皮,蜂窝芯位于蜂窝板4中内蒙皮和外蒙皮之间,外蒙皮和涂层构成航天器舱板的辐射散热面3;扩热板1下表面开有3个深度为15mm的矩形内凹通槽,作为预埋热管2的安装空间,分别为第一内凹通槽、第二内凹通槽和第三内凹通槽,其中第一内凹通槽和第二内凹通槽与两根预埋热管2的宽度相当,第三内凹通槽与一根预埋热管2的宽度相当,5根预埋热管2的中段分别嵌入到扩热板1的3个内凹通槽中,两端延伸出扩热板1的部分埋入蜂窝板4的蜂窝芯中,预埋热管2下表面与扩热板1的下表面平齐,形成一个散热面,预埋热管2的上表面与内凹通槽底面固连,散热面与蜂窝板4的外蒙皮贴合到一起;扩热板上表面5提供电子设备的安装平台。

[0028] 所述扩热板1为矩形结构;预埋热管2为单孔槽道或双孔槽道管状结构,其横截面为矩形或工字形,如图3和4所示;图5为双孔槽道预埋热管2;其中,横截面为工字型的预埋热管2侧面与扩热板1之间形成的空隙用蜂窝材料填充。

[0029] 所述预埋热管2的上表面与内凹通槽底面之间用J78B胶粘在一起;散热面中预埋热管2表面与辐射散热面3也通过J78B胶粘在一起。

[0030] 所述扩热板1中内凹通槽槽道的平面度为0.15mm/200mm,粗糙度为3.2。

[0031] 所述扩热板1和预埋热管2材料为铝合金。

[0032] 电子设备安装在扩热板上表面5上,扩热板上表面5与电子设备要求接触良好,两者之间填充导热填料。电子设备的发热量经扩热板1传给预埋热管2,再传导到高发射率的辐射散热面3上,向空间排散。

[0033] 环境C卫星有效载荷为固态发射机,总热耗820W,由8个模块组成,每个模块的最大热流密度为 $3.2\text{W}/\text{cm}^2$,是目前碰到的热流密度最大的单机设备。工作时要求8个模块之间的温差不超过 10°C 。采用上述散热装置,所述蜂窝板厚度为25.6mm,扩热板的尺寸为 $510\text{mm}\times 800\text{mm}\times 25\text{mm}$,固态发射机安装在扩热板上表面5上,在扩热板内预埋5根矩形双孔槽道预埋热管。热平衡试验数据显示,固态发射机的温度有效地控制在要求的范围内,且最大温差小于 6°C ,满足设计要求。

[0034] 本发明包括但不限于以上实施例,凡是在本发明精神的原则之下进行的任何等同替换或局部改进,都将视为在本发明的保护范围之内。

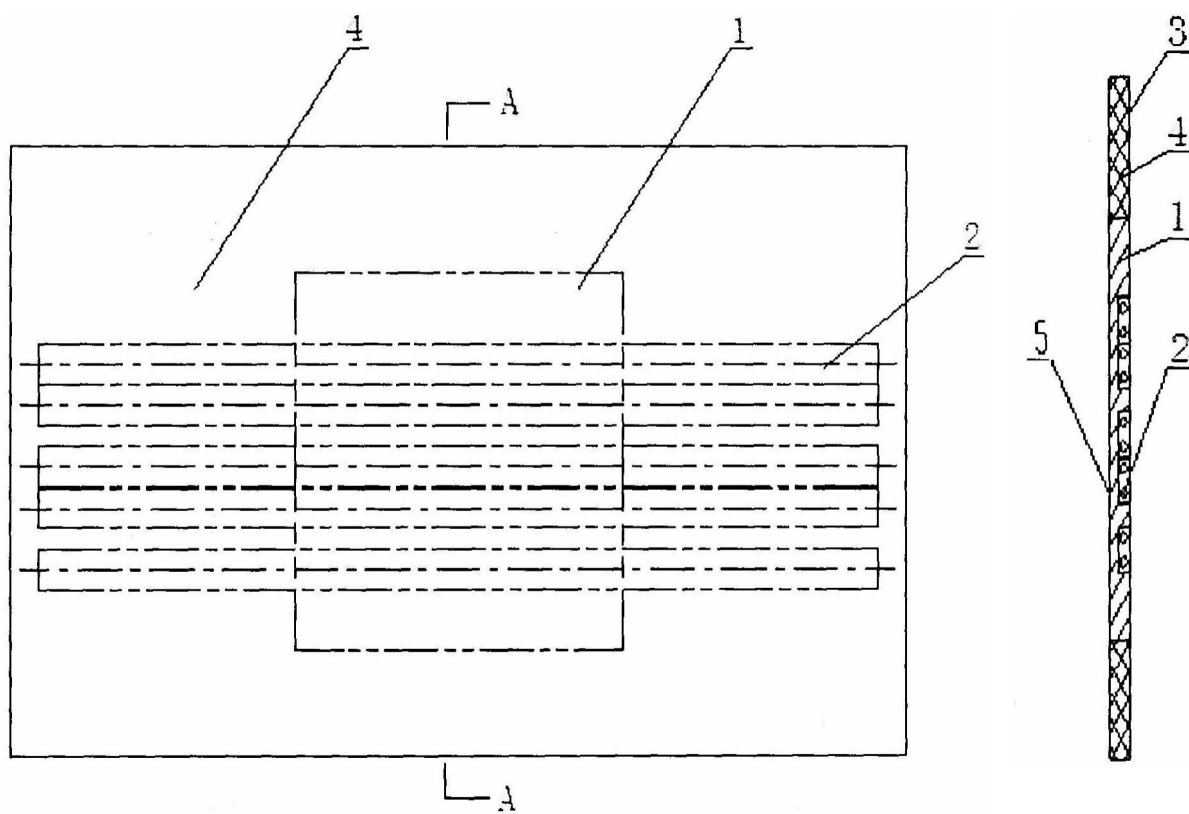


图2

图1

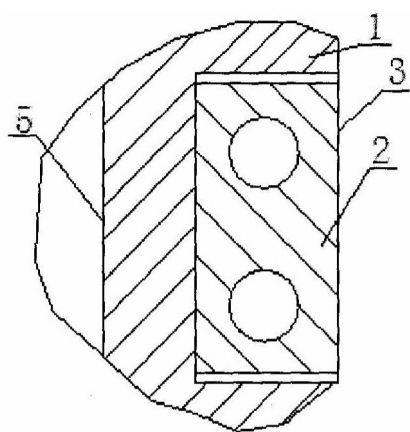


图3

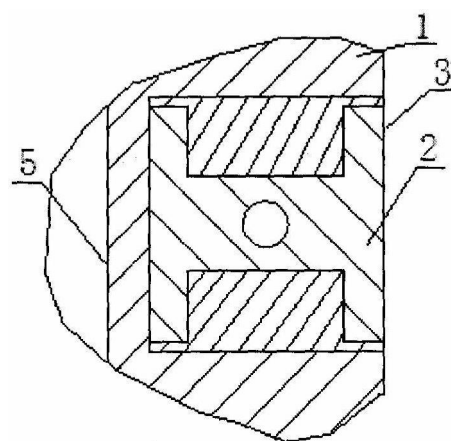


图4

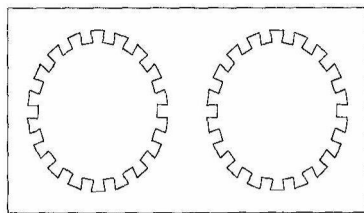


图5