



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104608942 B

(45)授权公告日 2017.05.17

(21)申请号 201510079182.0

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2015.02.13

B64G 1/58(2006.01)

F42B 10/38(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104608942 A

审查员 时斌

(43)申请公布日 2015.05.13

(73)专利权人 中国科学院宁波材料技术与工程研究所

地址 315201 浙江省宁波市镇海区庄市大道519号

专利权人 北京卫星环境工程研究所

(72)发明人 张文武 向树红 郭春海 童靖宇  
张天润 杨旻 宋涛

(74)专利代理机构 北京鸿元知识产权代理有限公司 11327

代理人 单英

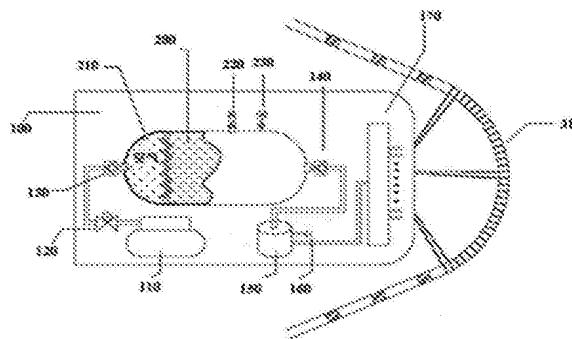
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种超高速飞行器的热防护与减阻系统

(57)摘要

本发明提供了一种超高速飞行器的热防护与减阻方法和系统。该方法在超高速飞行器的腔体内部设置冷源,腔体壁面设置若干微孔,在驱动力作用下冷源呈高压气体状自微孔射出,在腔体外表面形成气膜。该气膜不仅能够对超高速飞行器进行热防护,而且能够有效减少飞行器与外界气体的粘阻,有助于减缓或消除热障现象,从而提高超高速飞行器的安全性,延长使用寿命,具有良好的应用前景。该系统采用冷源驱动装置,包括空气泵、冷源储存器与缓冲器;工作状态时,空气泵向冷源储存器提供压缩空气,在空气压力作用下冷源进入缓冲器并气化,气体在压力作用下自微孔喷出形成气膜。



1. 一种超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:包括设置在超高速飞行器密封腔体内部的冷源,以及用于将冷源转化为高压气体并射出的冷源驱动装置;

所述超高速飞行器的腔体壁中至少部分壁面为夹层结构,所述夹层结构包括冷源气体可通过的过渡层以及位于该过渡层表面的外表面层,所述外表面层设置若干微孔,用于连通过渡层与腔体外部;

所述冷源驱动装置包括冷源储存器、空气泵以及缓冲器;空气泵连通冷源储存器;缓冲器包括缓冲器入口与缓冲器出口,缓冲器入口连通冷源储存器,缓冲器出口连通所述过渡层,并且缓冲器出口与过渡层的连通部位设置密封阀;

工作状态时,空气泵向冷源储存器提供压缩空气,在空气压力作用下冷源进入缓冲器并气化,打开密封阀,气体自缓冲器出口喷入过渡层,然后自外表面层的微孔喷射出腔体形成气膜。

2. 如权利要求1所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述缓冲器出口的数目大于或等于两个。

3. 如权利要求1所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述冷源驱动装置还包括分流器,所述分流器包括至少一个入口与两个以上出口,所述分流器入口与缓冲器出口连通,每个分流器出口连通所述过渡层,并且每个分流器出口与过渡层的连通部位设置密封阀;冷源气化后经分流器入口进入分流器,分流为多路气体后自各分流器出口喷入所述过渡层,然后自微孔喷射出腔体形成气膜。

4. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述空气泵与冷源储存器之间设置电动阀与单向阀,工作状态时,打开电动阀与单向阀,压缩空气进入冷源储存器,调节电动阀可控制空气流量。

5. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述冷源储存器与缓冲器之间设置单向阀,工作状态时,打开该单向阀,冷源进入缓冲器。

6. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述冷源驱动装置还包括温度传感器,用于监测缓冲器中冷源的温度。

7. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述冷源储存器上设置用于检测冷源储存器内气体压力的压力传感器以及用于调节冷源储存器内气体压力的安全阀。

8. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述的超高速飞行器的飞行速率在5马赫以上。

9. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述的超高速飞行器是火箭、导弹、飞船、航天飞机或者空天飞机。

10. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:具有夹层结构的腔体壁面为腔体的鼻锥部位和/或尾翼部位的壁面。

11. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述微孔规则分布在超高速飞行器的腔体壁面。

12. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述微孔是非圆形孔。

13. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述微孔

直径为0.05毫米-2.0毫米。

14. 如权利要求1、2或3所述的超高速飞行器的热防护与减阻系统,其特征是:所述冷源是液氮、干冰,或者压缩空气。

## 一种超高速飞行器的热防护与减阻系统

### 技术领域

[0001] 本发明属于超高速飞行器技术领域,特别涉及一种超高速飞行器的热防护与减阻方法和系统。

### 背景技术

[0002] 超高速飞行器是指飞行速率在5马赫以上的飞行器,包括火箭、导弹、飞船、航天飞机、空天飞机等。超高速飞行器在飞行过程中存在两个主要问题:(1)超高速飞行器进出大气层时面临空气粘阻问题,需要耗费大量能量克服气动阻力;(2)超高速飞行器在飞行过程中还会面临剧烈的气动激波摩擦生热现象,出现热障,严重情况下,可以产生数千度高温的等离子体,导致通讯中断,这个阶段是飞行器的高危期。

[0003] 关于空气粘阻,目前的超高速飞行器一般通过流线型的外形设计降低空气阻力。

[0004] 关于超高速飞行器的热防护,目前国内外研究主要分为六类热防护方式:热沉式防热;辐射防热;烧蚀式防热;发汗冷却防热;表面隔热防热;热管散热。其中,烧蚀式防热与发汗冷却防热的防热效果较好,适用于热现象严重(例如摩擦生热产生等离子体)的飞行器。但是,这两种方式都难以长时间持续地进行热防护,导致昂贵的飞行器需要频繁地进行大修或者面临使用数次就被淘汰的现状。其次,利用这两种方式很难控制飞行器的内部温度,但是飞行器内部温度持续升高将严重危及携带系统的安全性。另外,相关防护系统的结构复杂,容易出现意外故障。

[0005] 因此,能够有效减小空气粘阻的减阻技术以及能够有效减缓、克服热障,避免过度热蚀的热防护技术是目前超高速飞行器急需研究的课题。

### 发明内容

[0006] 针对上述技术现状,本发明提供了一种高速飞行器的热防护与减阻方法,尤其是超高速飞行器的热防护与减阻方法,利用该方法能够避免超高速飞行器过度热蚀,同时能够减少超高速飞行器的空气粘阻。

[0007] 本发明采用的技术方案为:一种超高速飞行器的热防护与减阻方法,在超高速飞行器的腔体内部设置冷源,超高速飞行器的腔体壁面设置若干微孔,在驱动力作用下,该冷源呈高压气体状自微孔射出,在腔体外表面形成气膜。

[0008] 所述的微孔的设置位置不限,优选设置在超高速飞行器腔体的鼻锥(或称头部)和/或尾翼等部位。

[0009] 所述的微孔在超高速飞行器腔体壁面的分布不限,作为优选,所述的微孔规则分布在超高速飞行器的腔体壁面,进一步优选,所述的微孔按照气动力学的特征规则分布在超高速飞行器的腔体壁面。

[0010] 所述的微孔形状不限,可以是直孔或者异型孔,微孔横截面可以是规则形状(例如圆形等)或者不规则形状(例如蝶形、簸箕形等)。数值仿真表明,当微孔为异型孔时有利于喷射出的冷源覆盖在腔体表面形成气膜,可以用较少的微孔实现优越的冷却效果,从而提

高气膜的冷却效果同时更好地保障结构强度。

[0011] 所述的微孔直径不限,作为优选,微孔的直径设计兼顾超高速飞行器腔体的结构强度以及冷源对腔体壁面的覆盖程度。作为一种实现方式,所述的微孔是直径为0.05毫米-2.0毫米的圆形直孔。

[0012] 所述的冷源的来源不限,可以是液氮、干冰、压缩空气等冷却源,还可以是其他通过化学反应产生的冷却物质等。

[0013] 所述的驱动力不限,包括压力、弹力、电力等。

[0014] 所述的超高速飞行器的飞行速率在5马赫以上。所述的超高速飞行器包括火箭、导弹、飞船、航天飞机、空天飞机等。

[0015] 所述的超高速飞行器的腔体材料不限,包括耐高温腐蚀的碳碳复合材料,碳与碳化硅的复合材料等。

[0016] 综上所述,本发明的方法适用于高速飞行器,尤其是超高速飞行器。本发明在超高速飞行器腔体表面形成低温气膜,具有如下有益效果:

[0017] (1) 该低温气膜位于超高速飞行器腔体表面,外界气体与该气膜相互作用,因此有效避免了外界气体与超高速飞行器直接摩擦而产生大量热量;同时,外界气体首先与该气膜层摩擦,有效降低了超高速飞行器与外界气体间的气体粘阻,气体粘阻的降低又有利于降低超高速飞行器的表面温度;

[0018] (2) 该低温气膜是由冷源自超高速飞行器腔体内部喷射出而形成的,在此过程中冷源带走了高速飞行器腔体内部的大量热量,因此该方法能够有效控制超高速飞行器内部温度,有效避免飞行器内部温度持续升高而导致的危害;

[0019] 因此,利用本发明的方法不仅能够对超高速飞行器进行热防护,而且能够有效减少高速飞行器与外界气体的粘阻,从而提高了超高速飞行器的能量效率和极限速度,可以减缓或避免热障现象,降低对热防护层材料的烧蚀,提高超高速飞行器的安全性,延长使用寿命,具有良好的应用前景。

[0020] 本发明还提供了一种高速飞行器的减阻与热动防护系统,尤其是超高速飞行器的减阻与热动防护系统,包括设置在超高速飞行器的密封腔体内部的冷源,以及用于将冷源转化为高压气体并射出的冷源驱动装置;

[0021] 所述超高速飞行器的腔体壁中至少部分壁面为夹层结构,所述夹层结构包括冷源气体可通过的过渡层以及位于该过渡层表面的外表面层,所述外表面层设置若干微孔,用于连通过渡层与腔体外部;

[0022] 所述冷源驱动装置包括冷源储存器、空气泵以及缓冲器;空气泵连通冷源储存器;缓冲器包括缓冲器入口与缓冲器出口,缓冲器入口连通冷源储存器相,缓冲器出口连通腔体壁面的过渡层,并且缓冲器出口与过渡层的连通部位设置密封阀;

[0023] 工作状态时,空气泵向冷源储存器提供压缩空气,在空气压力作用下冷源进入缓冲器并气化,打开密封阀,气体自缓冲器出口喷入腔体壁面的过渡层,然后自外表面层的微孔喷射出腔体形成气膜。

[0024] 所述过渡层用于将冷源气体通向外表面层,该过渡层可以是中空层,也可以是冷源气体可通过的其他介质层等。

[0025] 为了提高冷源的喷射效果,作为一种优选方式,缓冲器的出口数目大于或等于两

个,每个出口连通腔体壁面的过渡层,连通部位设置密封阀门。

[0026] 为了提高冷源的喷射效果,作为另一种优选方式,所述冷源驱动装置还包括分流器,所述分流器包括至少一个入口与两个或者两个以上个出口,所述分流器入口与缓冲器出口连通,每个分流器出口连通腔体壁面的过渡层,并且每个分流器出口与过渡层的连通部位设置密封阀;冷源气化后经分流器入口进入分流器,分流为多路气体后自各分流器出口喷入腔体壁面的过渡层,最后自外表面层的微孔喷射出腔体形成气膜。

[0027] 作为优选,所述的空气泵与冷源储存器之间设置电动阀与单向阀,工作状态时,打开电动阀与单向阀,压缩空气进入冷源储存器,调节电动阀可控制空气流量。

[0028] 作为优选,所述的冷源储存器与缓冲器之间设置单向阀,工作状态时,打开该电动阀,冷源进入缓冲器。

[0029] 作为优选,所述的冷源驱动装置还包括温度传感器,用于监测缓冲器中冷源的温度。

[0030] 为了调节冷源自冷源储存器进入缓冲器的速率,冷源储存器上设置用于检测冷源储存器内压力的压力传感器以及用于调节冷源储存器内气体压力的安全阀。

[0031] 作为优选,具有夹层结构的腔体壁面为腔体的鼻锥部位和/或尾翼等部位的壁面。

[0032] 作为优选,所述微孔规则分布在超高速飞行器的腔体壁面。

[0033] 作为优选,所述微孔是非圆形孔;进一步优选,所述微孔直径为0.05毫米-2.0毫米。

[0034] 所述的冷源的来源不限,可以是液氮、干冰、压缩空气等冷却源,还可以是其他通过化学反应产生的冷却物质等。

[0035] 所述的超高速飞行器的飞行速率在5马赫以上。所述的超高速飞行器包括火箭、导弹、飞船、航天飞机、空天飞机等。

[0036] 所述的超高速飞行器的腔体材料不限,包括耐高温腐蚀的碳碳复合材料,碳与碳化硅的复合材料等。

[0037] 利用本发明的系统能够在超高速飞行器腔体表面形成低温气膜,不仅能够对超高速飞行器进行热防护,而且能够有效减少高速飞行器与外界气体的粘阻,从而可以提高超高速飞行器的能量效率和极限速度,可以减缓或避免热障现象,降低对热防护层材料的烧蚀,提高超高速飞行器的安全性,延长使用寿命,具有良好的应用前景。

## 附图说明

[0038] 图1是本发明实施例1中超高速飞行器的热防护及减阻系统的结构示意图;

[0039] 图2是图1中腔体头部的壁面的立体结构示意图;

[0040] 图3是图2的俯视结构示意图;

[0041] 图4是图3沿A-A切面的结构示意图;

[0042] 图5是图4中的局部B的放大图。

## 具体实施方式

[0043] 以下将结合附图及实施例对本发明做进一步说明,需要指出的是,以下所述实施例旨在便于对本发明的理解,而对其不起任何限定作用。

[0044] 图1-3中的附图标记为:冷源驱动装置100、冷源200、微孔300、冷源储存器210、空气泵110、电动阀120、单向阀130、单向阀140、缓冲器150、温度传感器160、分流器170、安全阀220、压力传感器230、腔体头部的壁面310、过渡层320、外表面层330。

[0045] 实施例1:

[0046] 为了使本发明的技术方案更加清楚,以下结合附图,对本发明超高速飞行器热防护及减阻系统作进一步详细的说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅用以解释本发明并不用于限定本发明。

[0047] 本实施例中,如图1所示,超高速飞行器包括密封腔体,超高速飞行器的减阻与热动防护系统包括设置在超高速飞行器密封腔体内部的冷源200,以及用于将冷源200转化为高压气体并射出的冷源驱动装置100。超高速飞行器密封腔体的头部的壁面310为夹层结构。图2是该腔体头部的壁面的立体结构示意图,图3是图2的俯视结构示意图,图4是图3沿A-A切面的结构示意图,图5是图4中的局部B的放大图。从图2至图5可以看出,自腔体内部至腔体外部方向,该夹层结构包括过渡层320以及位于过渡层320表面的外表面层330,表面层330设置若干微孔300,用于连通过渡层320与腔体外部。该微孔300在超高速飞行器密封腔体头部的壁面310呈发散状分布,每个微孔为簸箕型,各微孔的法线与该腔体头部的壁面310的法线之间的夹角在0-90度范围。

[0048] 冷源驱动装置100包括冷源储存器210、空气泵110、缓冲器150以及分流器170。空气泵110与冷源储存器210相连通。缓冲器150包括缓冲器入口与缓冲器出口。分流器170包括至少一个入口与两个或者两个以上个出口。缓冲器入口连通冷源储存器210,缓冲器出口连通分流器入口,每个分流器出口连通腔体壁面的过渡层320(作为示意,图1中示出三个分流器出口连通腔体壁面的过渡层320),每个分流器出口与腔体壁面的过渡层320的连通部位设置密封阀门(图1中未示出)。

[0049] 空气泵110与冷源储存器210之间设置电动阀120以及用于空气进入冷源储存器210的单向阀130。

[0050] 冷源储存器210与缓冲器150之间设置用于冷源200进入缓冲器150的单向阀140。

[0051] 冷源储存器210上设置压力传感器230与安全阀220。

[0052] 本实施例中,冷源200为液氮。

[0053] 工作状态时,打开电动阀120与单向阀130,启动空气泵110,压缩空气进入冷源储存器210,调节电动阀120可控制空气流量;打开单向阀140,在空气压力作用下液氮进入缓冲器150,在缓冲器150气化为氮气后在压力作用下经分流器170的入口进入分流器,分流为多路氮气,打开密封阀,氮气自分流器170的各出口喷入腔体头部的壁面的过渡层320,通过该过渡层320后气体自外表面层330中的微孔300喷射出腔体形成气膜。

[0054] 压力传感器230检测冷源储存器210内气体压力,通过观察压力传感器230实时地调节安全阀220,以调节冷源储存器210内气体压力,实现液氮自冷源储存器210向缓冲器150排出的速率调控。

[0055] 缓冲器150连接温度传感器160,通过温度传感器160监测缓冲器150中氮气的温度。

[0056] 以上所述的实施例对本发明的技术方案进行了详细说明,应理解的是以上所述仅为本发明的具体实施例,并不用于限制本发明,凡在本发明的原则范围内所做的任何修改、

---

补充或类似方式替代等,均应包含在本发明的保护范围之内。



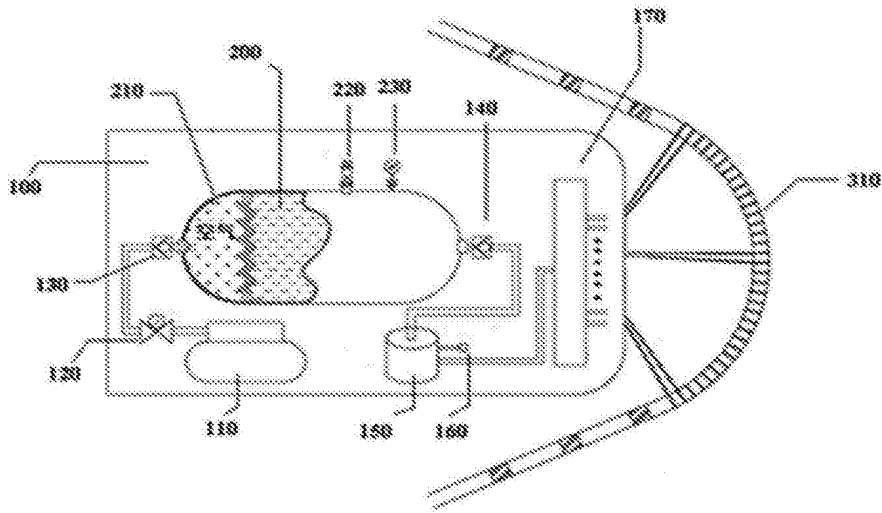


图1

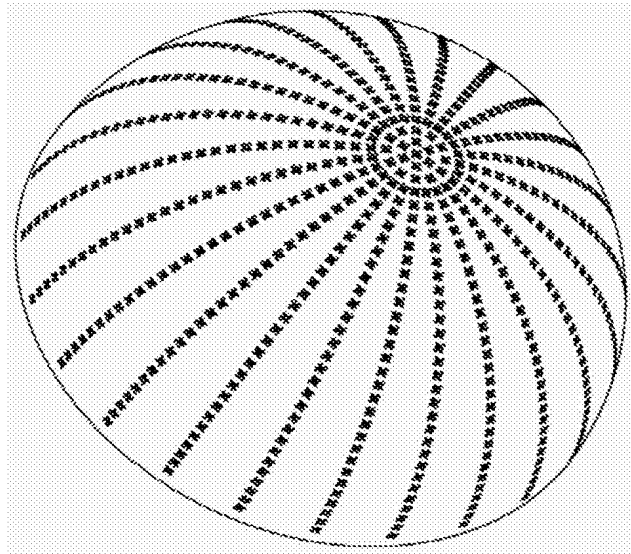


图2

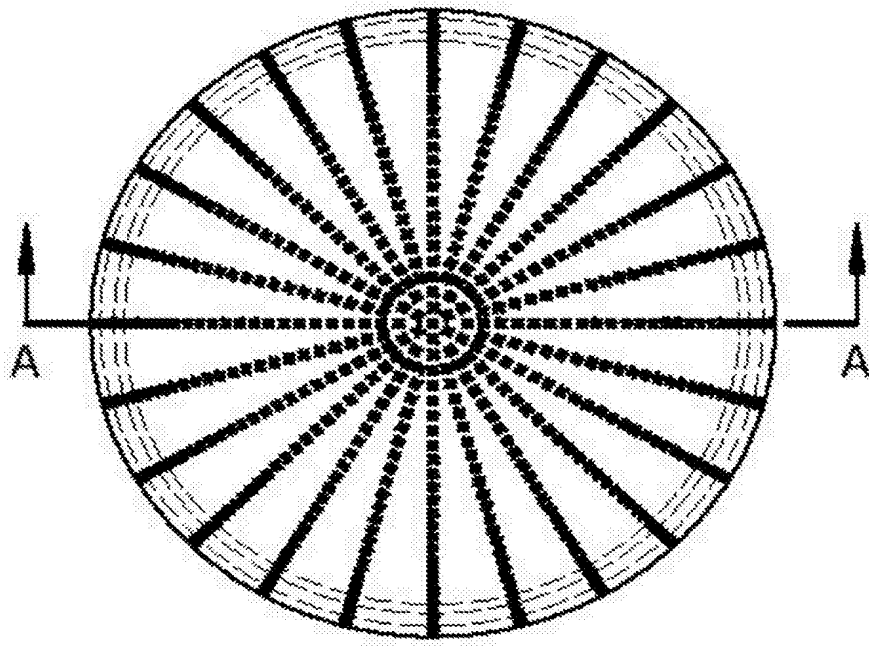


图3

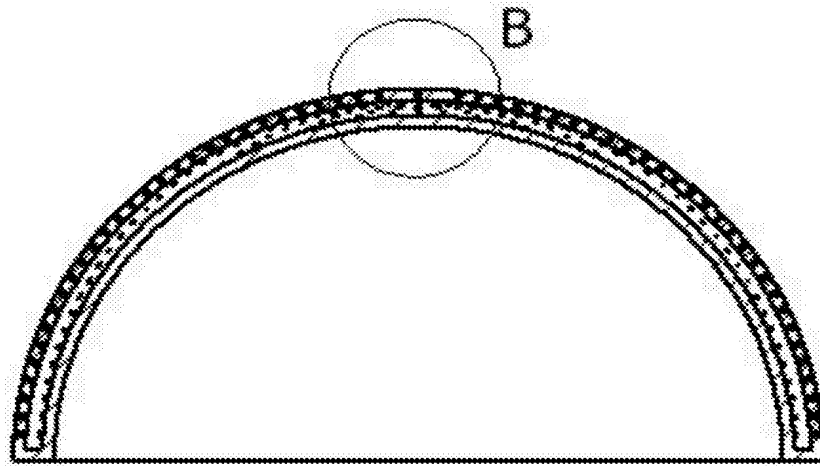


图4

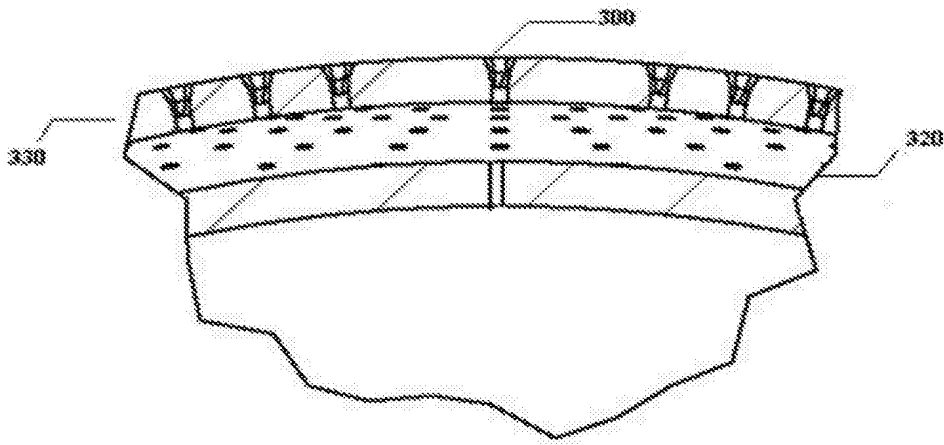


图5