



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104925269 A

(43) 申请公布日 2015. 09. 23

(21) 申请号 201510232948. 4

(22) 申请日 2015. 05. 08

(71) 申请人 湖北航天技术研究院总体设计所
地址 430040 湖北省武汉市金山大道 9 号

(72) 发明人 单华伟 郭志颖 毛靖 林雪峰
何乾坤 舒孟炯 段祥军 徐泽超
范开春

(74) 专利代理机构 武汉东喻专利代理事务所
(普通合伙) 42224

代理人 李佑宏

(51) Int. Cl.

B64F 5/00(2006. 01)

G01M 99/00(2011. 01)

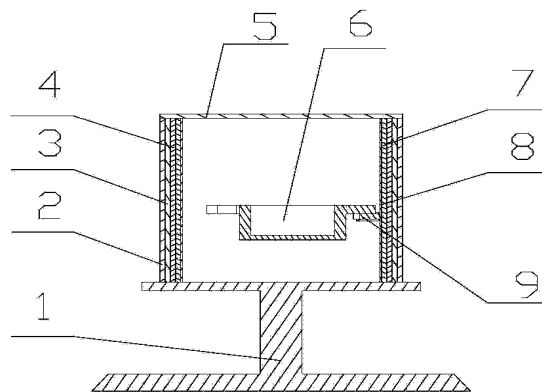
权利要求书1页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置及方法

(57) 摘要

本发明公开了一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置及方法,其中,系统包括试验工装组件、舱段组件以及舱内组件,所述试验工装组件包括加热膜片、所述加热膜片贴合在舱段组件外,所述加热膜片具有多个并根据舱段组件的外壁面制作,多个所述加热膜片将所述隔热层完整贴合的包覆。检测方法包括准备检测平台步骤、涂覆内隔热层步、包覆加热膜片步骤、测量步骤。本发明系统和方法中,采用加热膜片加热,较好的模拟高超速飞行器的复杂舱段内的热环境,进而能检测其舱内热设计。



1. 一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置,其特征在于,包括试验工装组件、舱段组件以及舱内组件,其中

所述舱段组件包括防热层(3)、外隔热层(4)、舱段承力层(7)以及内隔热层(8),所述外隔热层(4)和所述内隔热层(8)分别位于舱段承力层(7)外壁面和内壁面,所述防热层位于外隔热层(4)上;

所述试验工装组件包括加热膜片(2)、上端盖(5)以及工装(1),所述工装(1)用于支撑所述舱段组件并使该舱段组件的一个端面封闭,所述上端盖用于封闭所述舱段组件另一个端面,所述加热膜片(2)贴合在所述防热层外,所述加热膜片具有多个并根据舱段承力层(7)外壁面制作,多个所述加热膜片将所述防热层完整贴合的包覆;

所述舱内组件包括舱内单机(6)和单机支架(9),所述单机支架固定在所述舱段承力层上,用于支撑舱内单机。

2. 如权利要求1所述的一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置,其特征在于,所述加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为加热电阻丝。

3. 一种高超速飞行器舱段热环境的试验方法,其特征在于,包括如下步骤:

准备检测平台步骤,将外壁具有防热层(3)和外隔热层(4)的舱段承力层(7)固定在工装上;

涂覆内隔热层步骤,在舱段承力层(7)内壁涂覆热控涂层和隔热材料以获得内隔热层(8),所述热控涂层用于改变表面的辐射系数和吸收系数,以减小辐射传递的热量;所述隔热材料用于降低表面导热系数和表面对流换热系数,以减少换热;

包覆加热膜片步骤,在舱段组件的防热层外贴合固定多个加热膜片(2),所述加热膜片根据舱段组件的外壁面形状制作,以能将所述防热层完整贴合的包覆;

测量步骤,封闭舱段两端,开启加热膜片,测量获得舱段内温度、压力以及速度。

4. 如权利要求3所述的一种高超速飞行器舱段热环境的试验方法,其特征在于,在所述防热层和所述加热膜片间填充导热硅脂,用于减小接触的热阻,进而提高加热膜片的加热效率。

5. 如权利要求3或4所述的一种高超速飞行器舱段热环境的试验方法,其特征在于,所述加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为加热电阻丝。

一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置及方法

技术领域

[0001] 本发明属于高超速飞行器热防护技术领域,涉及一种舱内热环境的试验装置及方法,用于对复杂外形舱段长航时舱内热环境的准确模拟以进行热性能的检测。

背景技术

[0002] 高超声速跳跃滑翔类飞行器一般指飞行速度超过 Ma5,飞行时间超过 1200s 以上的飞行器。该类飞行器飞行速度高,且跳跃滑翔机动飞行,具有较强的机动性和突防能力,有着巨大的军事价值和潜在的经济价值,目前已成为国内外武器与航天器发展的主要方向。

[0003] 高超声速飞行器在大气层内长时间机动飞行,气流对飞行器进行持续气动加热,驻点热流峰值达到 $5\text{MW}/\text{m}^2$,总加热量为 $2 \times 10^3\text{MJ}/\text{m}^2$,飞行时间长达 1200s,飞行器局部和舱段大面积面临严重的气动加热,总加热量较大,舱内热环境较严酷。

[0004] 为保证高超声速飞行器舱内单机设备的安全工作,需要对舱内进行热设计。但不同型号高超速飞行器外形各异,热防护结构千差万别,舱段外形复杂,舱段内零件成百上千,舱内单机设备形态各异,布局千变万化,材料混杂,并且舱内能量来源途径较多,能量传递方式多种多样,使得热设计是个系统和复杂的工程,检验热设计的合理性也是热设计环节的重要工作。理论方法对舱内很难进行准确预测,舱内热环境的研究主要依靠地面试验开展。舱段内热环境模拟是检验热设计合理性的重要手段。只有准确模拟了舱段内热环境,才可能准备检测热设计是否合理。

[0005] 舱内热环境模拟是指:在舱段外采用加热装置对其加热,并测量舱内的温度,压力等参数,以判断温度,压力的测量值是否满足设计要求。舱内热环境模拟中,常用的加热装置为石英灯管辐射加热。采用石英管加热存在较多问题:石英管只能加工成直线型,导致石英管加热装置只能是具有规则形状的,比如圆柱型的加热装置,或者平板型的加热装置,这样的加热装置只能适用于规则形状舱段的内部热环境模拟,对于具有复杂外形的舱段,其具有局部突起或者凹陷,采用常规的石英管型的加热装置进行舱内热环境模拟时,与真实舱内热环境相差较大。因此,存在开发能模拟检测复杂舱段热环境的技术需求。

发明内容

[0006] 针对现有技术的以上缺陷或改进需求,本发明提供了一种高超速飞行器舱段热环境的试验装置及方法,其目的在于通过设置加热膜片,所述加热膜片具有多个,多个加热膜片完整贴合包覆在舱段外壁上,使得舱段内的热环境和真实环境接近,相应能进行舱段内热设计的检测,克服了现有技术中由于石英管加热导致的无法检测复杂舱段内热设计的技术问题。

[0007] 为实现上述目的,按照本发明的一个方面,提供了一种检测高超速飞行器舱段内热设计的试验装置,其特征不在于,包括

[0008] 试验工装组件、舱段组件以及舱内组件,其中

[0009] 所述舱段组件包括防热层、外隔热层、舱段承力层以及内隔热层,所述外隔热层和所述内隔热层分别位于舱段承力层外壁面和内壁面,所述防热层位于外隔热层上;

[0010] 所述试验工装组件包括加热膜片、上端盖以及工装,所述工装用于支撑所述舱段组件并使该舱段组件的一个端面封闭,所述上端盖用于封闭所述舱段组件另一个端面,所述加热膜片贴合在所述防热层外,所述加热膜片具有多个并根据舱段承力层外壁面形状制作,多个所述加热膜片将所述防热层完整贴合的包覆;

[0011] 所述舱内组件包括舱内单机和单机支架,所述单机支架固定在所述舱段承力层上,用于支撑舱内单机。

[0012] 通过以上发明构思,(1) 设置加热膜片,加热膜片具有多个,多个加热膜片根据舱段承力层外壁面形状制作,加热膜片可以是曲面或者是平面,可以是任意的形状,相应能使所述加热膜片将所述防热层完整贴合的包覆,加热时候,才能实现较好的模拟飞行器飞行时候舱段内的热环境,进而能检测舱内热设计,获得合理的数据,以判断舱段内热设计的合理性,并能进一步指导完善热设计。(2) 进一步的,在舱段内设置内隔热层,内隔热层可为导热系数和热扩散系数较小的气凝胶材料或者为多层结构的蜂窝结构材料,或者是热控涂层和多层的隔热材料,用于降低辐射系数和换热系数,实现了本发明系统较好模仿高超速飞行器舱段内结构,保证了系统较好模拟实际情况。

[0013] 进一步的,所述加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为加热电阻丝。作为优选的,电阻丝可弯曲,可变形,便于根据舱段承力层外壁面的形状制备成各种形状的加热膜片,以便紧密贴合。

[0014] 按照本发明的第二个方面,还提供一种检测高超速飞行器舱段内热设计的方法,其特征在于,包括如下步骤:

[0015] 准备检测平台步骤,将外壁具有防热层和外隔热层的舱段承力层固定在工装上;

[0016] 涂覆内隔热层步骤,在舱段承力层内壁涂覆热控涂层和隔热材料,所述热控涂层用于改变表面的辐射系数和吸收系数,以减小辐射传递的热量;所述隔热材料用于降低表面导热系数和表面对流换热系数,以减少换热;

[0017] 包覆加热膜片步骤,在舱段组件的防热层外贴合包覆多个加热膜片,所述加热膜片根据舱段组件的外壁面形状制作,以能将所述防热层完整贴合的包覆;

[0018] 测量步骤,封闭舱段两端,开启加热膜片,测量获得舱段内温度、压力以及速度。

[0019] 通过以上发明构思,(1) 在舱段承力层内壁涂覆热控涂层和隔热材料,所述热控涂层用于改变表面的辐射系数和吸收系数,以减小辐射传递的热量;所述隔热材料用于降低表面导热系数和表面对流换热系数,以减少换热。降低辐射系数和换热系数,实现了本发明系统较好模仿高超速飞行器舱段内实际情况,保证了系统较好模拟实际情况。(2) 包覆加热膜片,加热膜片具有多个,多个加热膜片根据舱段承力层外壁面制作,加热膜片可以是曲面或者是平面,可以是任意的形状,相应能使所述加热膜片将所述防热层完整贴合的包覆,加热时候,才能实现较好的模拟飞行器飞行时候舱段内的热环境,进而能准确检测舱内热设计的合理性。

[0020] 进一步的,在所述防热层和所述加热膜片间填充导热硅脂,用于减小接触的热阻,进而提高加热膜片的加热效率。

[0021] 进一步的,所述加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为加热电阻丝。

[0022] 总体而言,通过本发明所构思的以上技术方案与现有技术相比,能够取得下列有益效果:

[0023] (1) 设置加热膜片,多个加热膜片根据舱段承力层外壁面制作,具体的,加热膜片可以是曲面或者是平面,可以是任意的形状,相应能使所述加热膜片将所述隔热层完整贴合的包覆,实现较好的模拟飞行器飞行时候舱段内的热环境,进而能检测舱内热设计的合理性,保证检测的准确性。进一步的,在舱段内设置内隔热层,在飞行器舱段壳体的领域内,内隔热层用于降低辐射系数和换热系数,实现了本发明系统较好模仿高超速飞行器舱段内结构,保证了系统较好模拟实际情况。

[0024] (2) 本发明系统和方法采用加热膜片加热,尤其能有效解决长时间跳跃滑翔类面对称复杂外形飞行器舱内热环境试验难题,准确摸底舱内热环境,验证热防护和舱内热设计的可靠性以及合理性。

附图说明

[0025] 图1为本发明实施例的舱内热环境试验装置纵切面剖视图;

[0026] 图2为本发明实施例的舱内热环境试验装置横截面剖视图;

[0027] 图3为本发明实施例的舱内单机设备和单机支架结构示意图。

[0028] 在所有附图中,相同的附图标记表示同样的特征,具体地,1—工装,2—加热膜片,3—隔热层,4—外隔热层,5—上端盖,6—舱内单机,7—舱段承力层,8—内隔热层,9—单机支架。

具体实施方式

[0029] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本发明进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。此外,下面所描述的本发明各个实施方式中所涉及到的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互组合。

[0030] 图1为本发明优选实施例的舱内热环境试验装置纵切面剖视图;图2为本发明优选实施例的舱内热环境试验装置纵横截面剖视图;图3为本发明优选实施例的舱内单机设备和单机支架结构示意图。

[0031] 由以上图可知,本发明中检测高超速飞行器舱段内热设计的系统包括试验工装组件、舱段组件以及舱内组件。其中,所述舱段组件包括隔热层3、外隔热层4、舱段承力层7以及内隔热层8,所述外隔热层4和所述内隔热层8分别位于舱段承力层7外壁面和内壁面,所述隔热层位于外隔热层4上;所述试验工装组件包括加热膜片2、上端盖5以及工装1,所述工装1用于支撑所述舱段组件并使该舱段组件的一个端面封闭,所述上端盖用于封闭所述舱段组件另一个端面,所述加热膜片2贴合在所述隔热层外,所述加热膜片具有多个并根据舱段承力层7外壁面制作,多个所述加热膜片将所述隔热层完整贴合的包覆;所述舱内组件包括舱内单机6和单机支架9,所述单机支架固定在所述舱段承力层上,用于支撑舱内单机。

[0032] 具体的,对于整个系统,工装和加热膜片的大小尺寸可根据舱段的实际外形和大小计算确定。尤其是对于加热膜片,多个加热膜片根据舱段承力层外壁面制作,加热膜片可

以是曲面或者是平面,可以是任意的形状,相应能使所述加热膜片将所述隔热层完整贴合的包覆。加热膜片较薄,一般厚度为2mm~5mm。本领域技术人员在大量的工程实践中发现,该厚度范围的加热膜片,较能贴合舱段的外壁面,并且制造成本最为经济,性价比和可用性最佳。

[0033] 舱内热试验加热系统为膜片加热系统,膜片加热系统具有较强的可设计性,尤其适用于复杂面对称外形舱段,膜片加热系统可设计成与舱段外形一致,内表面和隔热层的外表面保持一致,安装时与舱段隔热层紧密贴合,以减小接触的热阻,提高膜片式加热系统加热效率。通常,隔热层可以是玻璃钢或者碳纤维复合材料。

[0034] 本发明中加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为优选为加热电阻丝。电阻丝可弯曲,可变形,便于根据舱段承力层外壁面的模样制备成各种形状的加热膜片,以便紧密贴合。

[0035] 本发明中一种高超速飞行器舱段内热环境的试验方法,包括如下步骤:

[0036] 准备检测平台步骤,将外壁具有隔热层和外隔热层的舱段承力层固定在工装上;

[0037] 涂覆内隔热层步骤,在舱段承力层内壁涂覆热控涂层和隔热材料,所述热控涂层用于改变表面的辐射系数和吸收系数,以减小辐射传递的热量;所述隔热材料用于降低表面导热系数和表面对流换热系数,以减少换热;

[0038] 包覆加热膜片步骤,在舱段组件的隔热层外贴合固定多个加热膜片,所述加热膜片根据舱段组件的外壁面形状定制,以能将所述隔热层完整贴合的包覆。作为优选,可在所述隔热层和所述加热膜片内壁面间填充导热硅脂,用于减小接触的热阻,进而提高加热膜片的加热效率。进一步的优选,所述加热膜片包括外层、里层和中间层,所述中间层为加热电阻丝。电阻丝可弯曲,可变形,便于根据舱段承力层外壁面的模样制备成各种形状的加热膜片,以便紧密贴合。

[0039] 测量步骤,封闭舱段两端,开启加热膜片,测量获得舱段内温度、压力以及速度。

[0040] 其中,涂覆内隔热层步骤和包覆加热膜片步骤可以同时进行,或者不分先后顺序进行。

[0041] 具体的,加热膜片能达到的最高温度约为400℃,为了准确模拟舱段内的热环境,需要对隔热层的厚度进行减薄,即本发明系统中的隔热层的厚度小于实际高超速飞行器隔热层的厚度。通过计算获得与实际隔热层等效的隔热层厚度,常用的等效处理方法为:开展舱内热设计检测前,进行气动热理论计算分析,得出加热膜片需要控制的热边界条件。对于超高速长时间飞行器舱段隔热层外壁峰值温度一般均在2000℃左右,计算隔热层和外隔热层不同厚度处的温度,选取满足加热膜片的加热能力的隔热层和隔热层的厚度。准备检测平台步骤时,隔热层和隔热层的厚度按照该厚度进行加工。

[0042] 舱段热环境试验基于舱段两端动态热平衡原理,即试验舱段与两端的舱段热量传递达到动态平衡,净热流近似为零。试验时需要舱段两端进行绝热处理,这就要求两端密封端盖选用隔热和密封效果较好材料,以减小舱段的边界效应对舱内热环境的影响。

[0043] 舱内热环境试验模拟高超声速飞行器飞行时舱内温度、压力、速度(温度的变化引起空气密度的变化,密度变化引起压力变化,进而导致空气流动,产生了速度矢量)的分布规律,舱内的温度、压力和速度分布与飞行器的飞行姿态和过载大小息息相关,因此,需

要对飞行器的飞行姿态和过载进行综合分析,但地面模拟时过载为一个定值 G。因此,需要选取可以覆盖飞行时的安装姿态进行试验。

[0044] 高超声速飞行器舱段气动加热较严酷的高度为 70km 以下,舱内单机设备全程工作自发热,舱内空气和单机设备的对流换热与空气密度息息相关,因此,地面模拟舱内的温度、压力和速度分布规律时,需要考虑高空的舱内空气密度,必要时需要对舱段进行抽真空处理。模拟低空时候,就不需要抽真空处理模拟飞行高度相对应的气压的大小。

[0045] 舱内热环境试验是为模拟舱内的温度、压力和速度分布规律,因此,在进行试验时需要在重要部位安装温度、速度和压力传感器进行数据采集。

[0046] 下面通过借助更具体的实施例详细地说明本发明,本实施例中,试验舱段为外径 $\phi 194\text{mm}$,高度 170mm 环形舱段,舱段外壁面上具有凹陷和突起,壁厚 3mm,材质为钛合金;舱内单机采用铝质壳体作为模拟件,试验采用加热膜片。试验采用温升曲线控制,保持固定温升速率,温度控制曲线从 308s 常温 25℃起控,1067s 温升至 250℃。试验结果中,单机外壁温度 88℃~102℃之间,距离舱壁中段约 10mm 处空气温度在 158℃~164℃之间;单机外壁或舱段内壁采用热控涂层及多层隔热材料的热控方式,可将单机温度从 93℃降低至 60℃。在舱段及单机壳体内外壁还可采用增加隔热层或类似有效的热控手段,降低舱内热环境。

[0047] 本领域的技术人员容易理解,以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

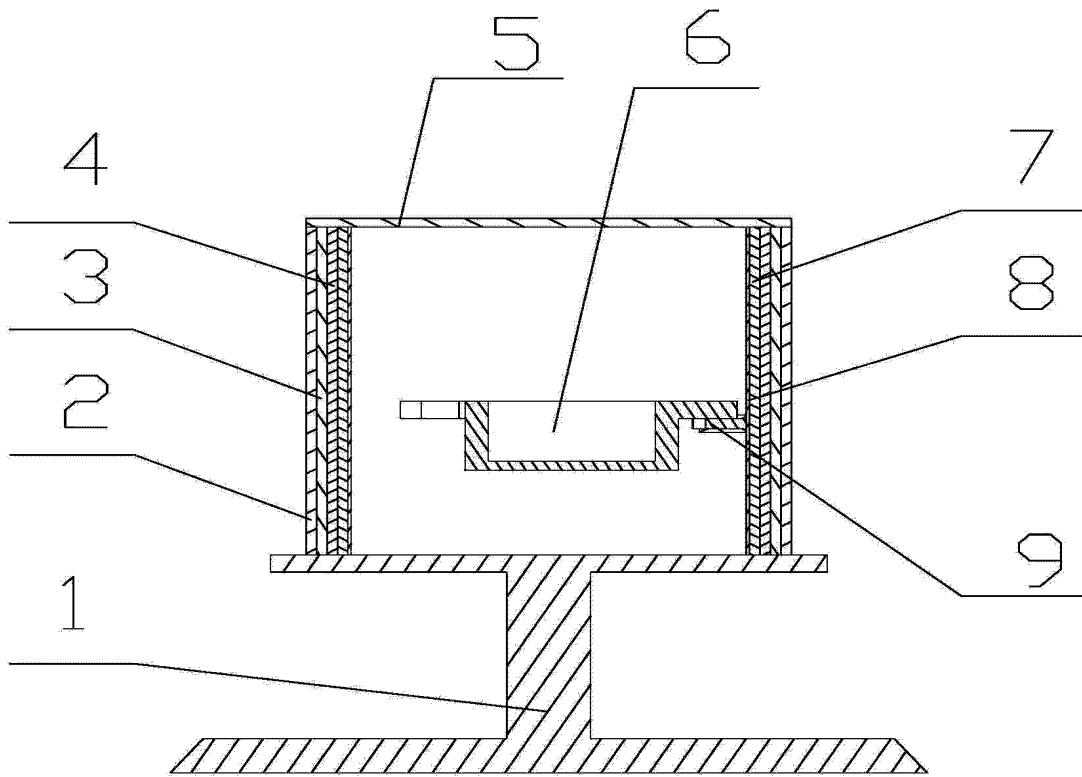


图 1

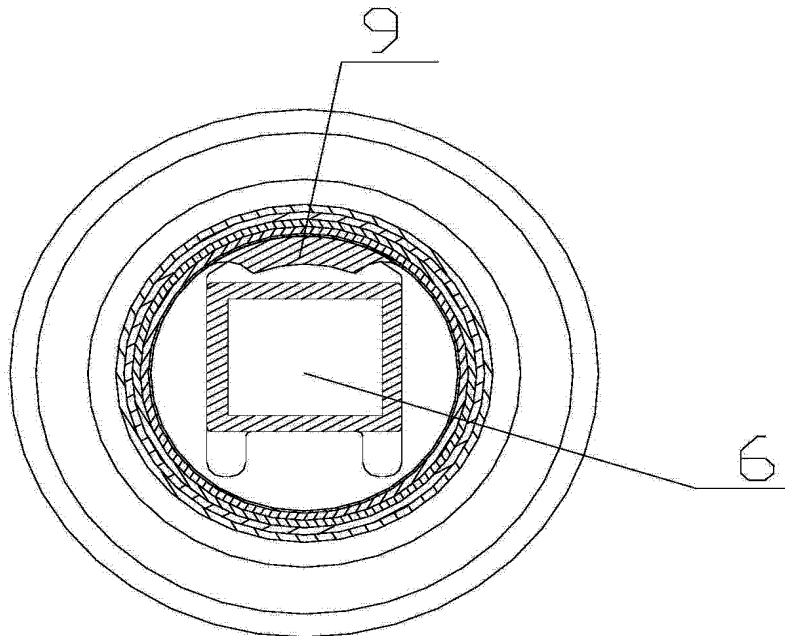


图 2

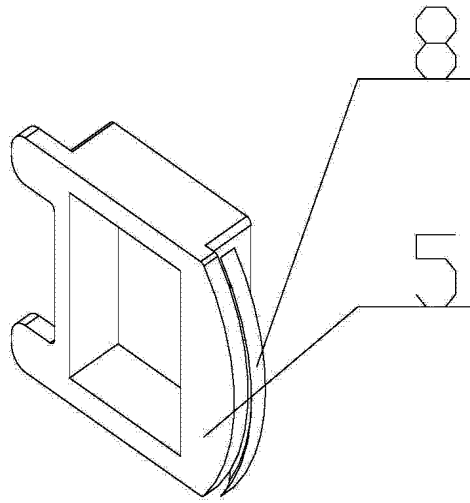


图 3