(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107497932 A
(43)申请公布日 2017.12.22

(21)申请号 201710486197.8

(22)申请日 2017.06.23

(71)申请人 成都飞机工业(集团)有限责任公司
地址 610092 四川省成都市青羊区黄田坝纬一路88号

(72)发明人 张勇兵 钟国文

(51)Int.Cl.
*B21D 37/01*(2006.01)
*B21D 37/10*(2006.01)
*B21D 53/92*(2006.01)
*B22C 7/02*(2006.01)
*B22C 9/04*(2006.01)

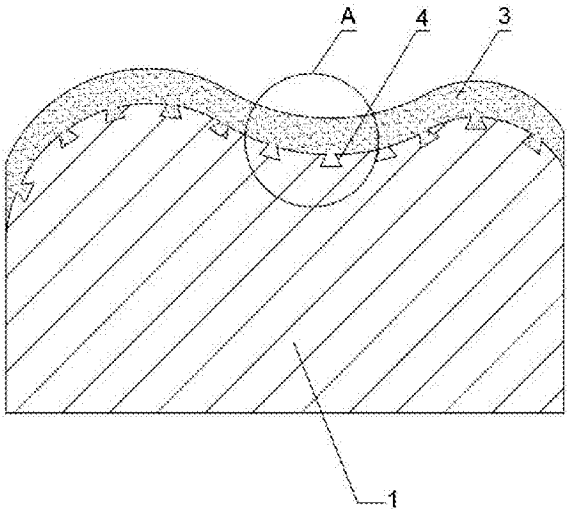
权利要求书2页 说明书7页 附图5页

(54)发明名称

一种可切削塑料拉型模及其制造方法

(57)摘要

本发明公开了一种可切削塑料拉型模，包括由铸钢或者铸铝构成的基体和设置在所述基体表面的可切削塑料层，所述基体表面设置有多条相互平行且与所述塑料层卡接的燕尾槽或燕尾筋，所述塑料层上具有与所述基体相适应的燕尾筋或燕尾槽。本发明通过在塑料层与基体之间设置相互扣接的燕尾槽，能够解决现有技术中采用胶粘容易开裂的问题，能够通过燕尾槽和燕尾筋之间的相互配合抵消因热膨胀产生的内应力，避免开裂的发生，同时提高塑料层与基体之间的结合强度和稳定性。




CN 107497932 A

1.一种可切削塑料拉型模，包括由铸钢或者铸铝构成的基体(1)和设置在所述基体(1)表面的可切削塑料层(3)，其特征在于：所述基体(1)表面设置有多条相互平行且与所述塑料层(3)卡接的燕尾槽(4)或燕尾筋(5)，所述塑料层(3)上具有与所述基体(1)相适应的燕尾筋(5)或燕尾槽(4)。

2.根据权利要求1所述的一种可切削塑料拉型模，其特征在于：相邻两根所述燕尾槽(4)或相邻两根燕尾筋(5)的中轴线之间的间距J＝80mm-160mm。

3.根据权利要求2所述的一种可切削塑料拉型模，其特征在于：所述燕尾槽(4)的深度或燕尾筋(5)高度h＝10mm～20mm。

4.根据权利要求3所述的一种可切削塑料拉型模，其特征在于：所述燕尾槽(4)的底部夹角角度或燕尾筋(5)顶部夹角角度a＝60°～85°。

5.根据权利要求4所述的一种可切削塑料拉型模，其特征在于：所述燕尾槽(4)的底部或燕尾筋(5)顶部宽度m＝15mm～30mm。

6.根据权利要求1中任意一项所述的一种可切削塑料拉型模，其特征在于：将所述燕尾槽(4)替换为T型槽或矩形槽，将所述燕尾筋(5)替换为T型筋或者矩形筋。

7.一种用于制造权利要求1-6中任意一项所述的可切削塑料拉型模的方法，其特征在于，采用消失模铸造制造，具体包括以下步骤：

S100：将EPS聚苯乙烯珠粒加热进行预发泡；

S200：将步骤S100中进行预发泡的珠粒送入成型机中加热成型并降温脱模，获得与所述基体(1)形状尺寸一致的EPS模型；

S300：将步骤S200中所述的EPS模型浸入耐火涂料中，并在40-60℃的循环空气中进行干燥，干燥时间保持在120分钟-200分钟；

S400：取出经过步骤S300干燥的EPS模型，对模型尺寸进行测量，获得EPS模型上相邻两根所述燕尾槽(4)或相邻两根燕尾筋(5)的中轴线之间的间距$J_1$、燕尾槽(4)的深度或燕尾筋(5)高度$h_1$和燕尾槽(4)的底部或燕尾筋(5)顶部宽度$m_1$的值，获得EPS模型尺寸相对于基体(1)的理论误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$；其中，$J_0＝J-J_1$、$h_0＝h-h_1$和$m_0＝m-m_1$；

S500，当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值大于1.5毫米则报废EPS模型，重新制作；当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值小于或等于1.5毫米，则进行浇注。

8.根据权利要求7所述的一种可切削塑料拉型模的制造方法，其特征在于：在进行步骤S100预发泡之前，还包括对EPS聚苯乙烯珠粒预发倍率进行计算的步骤，以控制步骤S200中所述EPS模型的密度处于0.018-0.025g/$cm^3$之间；

所述预发倍率计算公式如下：

$$K = \left[\frac{\Phi_K}{\Phi_0}\right]^3$$

其中，K-预发泡倍率；

$\Phi_K$-预发泡后珠粒的平均粒径；

$\Phi_0$-原始珠粒的平均粒径；

通过EPS模型理论的密度范围和理论EPS模型体积获得所需珠粒质量，根据原始珠粒的密度获得所述珠粒数量；从而结合珠粒数量与EPS模型体积获得理论预发泡后珠粒的平均粒径，从而获得理论预发泡倍率K。

9.根据权利要求8所述的一种可切削塑料拉型模的制造方法，其特征在于：所述步骤S500中所述浇注包括内浇道尺寸计算步骤，具体计算公式如下：

$$\sum F_{内} = \frac{G}{\mu t 0.31\sqrt{Hp}}(cm^2)$$

其中，G-浇注总质量，单位为kg；

μ-流量系数；

Hp-压头高度；

t-浇注时间；浇注时间t的计算公式为：

$$t = K_t^3\sqrt{G} + \sqrt{G}$$

其中，$K_t$＜1。

# 一种可切削塑料拉型模及其制造方法

## 技术领域

[0001] 本发明涉及航空制造领域，尤其涉及用于飞机蒙皮形状和尺寸精准控制的拉型模及其制造方法领域，具体的说，是一种可切削塑料拉型模及其制造方法。

## 背景技术

[0002] 现有航空领域中使用的飞机机身表面都是通过几十到几百张，大小、形状、曲率不同的蒙皮铆接而成。而飞机蒙皮的几何精度和表面质量直接影响着飞机的气动外形，以及蒙皮与飞机内部隔框、筋条、缘条、行梁等的装配质量和连接强度；因此，飞机蒙皮的表面质量和几何形状、尺寸在飞机制造过程中受到严格的把控和检验。飞机蒙皮的制造定型通常会用到拉型模，其原理是利用拉型模的精准尺寸用于制造和校验蒙皮的形状和尺寸，用于飞机蒙皮的拉型模表面曲率通常是无规则的，其设计依据主要根据飞机气动性需求设计决定，拉型模表面质量直接影响到蒙皮的表面质量，拉型模尺寸的偏差直接导致飞机在该蒙皮区域的结构强度、气动性能的下降。

[0003] 现有的拉型模大致分为两种：一种是一体式铸造拉型模，如附图1所示，另一种是组合式塑料拉型模，如图2所示。一体式铸造拉型模是通过铸造的方式通过铸钢、铸铁或者铸铝材料进行铸造成型，再对模型的表面进行油光处理，使表面粗糙度达到Ra 1.6以上。无论铸钢还是铸铝，内部都存在大量铸造缺陷，机械加工后表面存在大量缩孔、针孔、夹渣等，即使修补后也无法达到硬度均匀、粗糙度一致，还因为铸钢表面硬度远远超过铝板，而铸铝表面与铝板在拉型过程中产生粘合，所以拉型过程中经常拉伤蒙皮零件，尤其是进口镜面蒙皮零件合格率极低。

[0004] 为了解决铸钢、铸铝拉型模存在的问题，2009年开始研究可切削塑料在拉型模上的应用，拉型模以铸钢、铸铝为基体，表面浇注可切削塑料，数控加工后用细砂纸砂光表面。由于可切削塑料硬度适中，不再拉伤蒙皮，即使是进口镜面蒙皮也能很好保持原有的光亮度，显著提高了拉型零件表面质量，成为拉型模制造技术的重大突破。新型拉型模结构及材料虽然解决了拉伤零件的问题，提高了拉型零件表面质量，但表面可切削塑料层经常产生裂纹甚至脱落。分析原因，是由于可切削塑料与铸钢、铸铝粘接力不够强大，尤其是热膨胀系数不一致，在强大的拉型力作用下或者在长期存放中产生变形甚至裂纹。可切削塑料为进口材料，价值昂贵，每年因拉型模变形、开裂造成的损失达数十万元以上。为了进一步提高蒙皮加工的效率和合格率，减少因加工损坏导致报废的问题，现在需要一种能够防止可切削塑料层和基体之间容易开裂脱落的拉型模。

## 发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种可切削塑料拉型模，用于解决现有的可切削塑料拉型模通过胶粘的方式与基体之间连接，在使用过程中，由于受力过大或者热膨胀因素导致塑料层与基体之间容易开裂脱落，导致无法正常加工蒙皮，同时，反复的粘接校验会明显延长蒙皮制造周期的技术问题；同时，本发明还提供一种制造所述可切削塑料拉型模的方法，用

于实现对上述可切削塑料拉型模的制造。

[0006] 本发明通过下述技术方案实现：

[0007] 首先，介绍可切削塑料拉型模的形状结构，以及其结构特征的独特有益技术效果：

[0008] 一种可切削塑料拉型模，包括由铸钢或者铸铝构成的基体和设置在所述基体表面的可切削塑料层，所述基体表面设置有多条相互平行且与所述塑料层卡接的燕尾槽或燕尾筋，所述塑料层上具有与所述基体相适应的燕尾筋或燕尾槽。

[0009] 为了规避现有的可切削塑料层与基体之间容易脱落的问题，本发明提供的技术方案放弃了采用胶粘的技术方案，通过在结构上进行改进，实现塑料层与基体之间的有效固定。由于基体主要是采用铸钢或者铸铝等采用直接铸造，其硬度、强度高，热膨胀系数小；而塑料层的硬度小，热膨胀系数相对于基体来说较大；因而，在温度或者温差越大的环境下，基体与塑料层之间发生开裂或者脱层的现象发生的概率越大。其开裂的根本原因是由于胶粘凝固后，没有形变能力，当出现热膨胀不一致后，无法抵消发生的内应力，导致开裂。

[0010] 本发明方案中将塑料层与基体之间设置相互扣接的燕尾槽和燕尾筋进行固定，当塑料层与基体之间存在热膨胀不一致，体积发生微小变化后产生内应力会首先通过燕尾筋的微小形变将内应力予以抵消，由于燕尾筋与燕尾槽的数量为多条，虽然每条燕尾筋都会承受一个方向不同的内应力，但对于塑料层整体而言，其受力的合力为零，不会产生任何的移位和错动。从而避免了通过胶粘出现的开裂脱落的问题发生。值得说明的是，由于可切削塑料层采用的塑料塑性通常是基体的10倍以上，因此，在实际应用中，无论拉型模的使用环境温度或者温差有多大，都不会影响到塑料层的强度，基体的热膨胀体积对于塑料层而言是非常微小的，故而采用上述方案能够同时兼顾塑料层的与基体的稳定性、牢固性，又能防止塑料层与基体的开裂。

[0011] 为了更进一步的实现本发明，优选地，相邻两根所述燕尾槽或相邻两根燕尾筋的中轴线之间的间距J＝80mm-160mm。

[0012] 现有飞机使用的蒙皮大小不一，其蒙皮的分类，尺寸边界的划分通常会，考虑到该区域的强度、气动性、内部受力构件形状、厚度等因素决定。例如，若飞机某个区域蒙皮块按照安装、维护便捷性考虑，其该蒙皮块尺寸为320mm*480mm，产生的升力为500-800N，但由于该区域飞机受力骨架极限承受铆钉直径为2mm，每颗铆钉承受的载荷为50N，但在该区域按照受力骨架的铆钉排布最多安装6颗，则铆钉能够将蒙皮与受力骨架铆接产生最大2*50*6＝600N的力，由于600N＜800N的极限升力，即在这种情况下，当飞机达到极限升力，对于该区域的铆钉拉力是无法承受的，会出现蒙皮拉裂或者脱落的情况，这在飞机制造领域是绝对不允许的。解决方式是扩大该区域蒙皮覆盖面积，指导蒙皮覆盖区域能够铆接的受力骨架能够提供满足飞机在各种状态下的极限受力为止。基于这一点，现有飞机具有严格气动要求的蒙皮的最小边通常大于200mm，为了满足最小零件的加工，且同时满足拉型模塑料层与基体之间的燕尾槽或燕尾筋之间的数量不能低于2根，因此，根据现有飞机蒙皮尺寸和受力情况，确定J的最大间距为160mm。

[0013] 值得说明的是：由于随着科技的进步，飞行器的设计与研发完全有可能会颠覆现有飞机设计理念和技术，因此，若根据航空业的不断发展，致使飞机蒙皮可以实现更加灵活和零碎化，导致制造拉型模的尺寸有所变化，从而会改变燕尾槽或者燕尾筋的数量、排布顺序方式和间距数值，对于本领域技术人员而言均应当理解为属于本发明的构思，本发明已

经对其他可能的，适应实际需要的排列做出了技术启示。

[0014] 同理，为了满足现有的蒙皮设计和受力需求，为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽的深度或燕尾筋高度h＝10mm～20mm。

[0015] 为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽的底部夹角角度或燕尾筋顶部夹角角度a＝60°～85°。

[0016] 为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽的底部或燕尾筋顶部宽度m＝15mm～30mm。

[0017] 为了更进一步的实现本发明，优选地，将所述燕尾槽替换为T型槽或矩形槽，将所述燕尾筋替换为T型筋或者矩形筋。值得说明的是：所述T型筋的卡接原理和燕尾筋的卡接原理相同，在此不做详述；所述矩形筋能够同样实现卡接的原理是基于蒙皮是属于具有一定不规律的自然曲面，不可能是平面的，因此，利用至少两根不同该角度安装的矩形槽和矩形筋同样可以实现所述塑料层与基体的卡接固定。飞机上可能存在纯平面或者近似平面的蒙皮，但是该类型蒙皮是不需要在拉型模上进行定型的，因此，在需要使用拉型模的蒙皮都是有曲面的，因此，可是用矩形筋实现卡接固定。

[0018] 一种可切削塑料拉型模的制造方法，是采用消失模铸造制造，具体包括以下步骤：

[0019] S100：将EPS聚苯乙烯珠粒加热进行预发泡；

[0020] S200：将步骤S100中进行预发泡的珠粒送入成型机中加热成型并降温脱模，获得与所述基体形状尺寸一致的EPS模型；

[0021] S300：将步骤S200中所述的EPS模型浸入耐火涂料中，并在40-60℃的循环空气中进行干燥，干燥时间保持在120分钟-200分钟；

[0022] S400：取出经过步骤S300干燥的EPS模型，对模型尺寸进行测量，获得EPS模型上相邻两根所述燕尾槽或相邻两根燕尾筋的中轴线之间的间距$J_1$、燕尾槽的深度或燕尾筋高度$h_1$和燕尾槽的底部或燕尾筋顶部宽度$m_1$的值，获得EPS模型尺寸相对于基体的理论误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$；其中，$J_0＝J-J_1$、$h_0＝h-h_1$和$m_0＝m-m_1$；

[0023] S500，当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值大于1.5毫米则报废EPS模型，重新制作；当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值小于或等于1.5毫米，则进行浇注。

[0024] 为了更好的实现本发明，优选地，在进行步骤S100预发泡之前，还包括对EPS聚苯乙烯珠粒预发倍率进行计算的步骤，以控制步骤S200中所述EPS模型的密度处于0.018-0.025g/cm$^3$之间；

[0025] 所述预发倍率计算公式如下：

[0026] $$K=\left[\frac{\Phi_K}{\Phi_0}\right]^3$$

[0027] 其中，K-预发泡倍率；

[0028] $\Phi_K$-预发泡后珠粒的平均粒径；

[0029] $\Phi_0$-原始珠粒的平均粒径；

[0030] 通过EPS模型理论的密度范围和理论EPS模型体积获得所需珠粒质量，根据原始珠粒的密度获得所述珠粒数量；从而结合珠粒数量与EPS模型体积获得理论预发泡后珠粒的

平均粒径，从而获得理论预发泡倍率K。

[0031] 为了更好的实现本发明，优选地，所述步骤S500中所述浇注包括内浇道尺寸计算步骤，具体计算公式如下：

[0032] $$\sum F_{内} = \frac{G}{\mu 0.31\sqrt{Hp}}(cm^2)$$

[0033] 其中，G-浇注总质量，单位为kg；

[0034] μ-流量系数；

[0035] Hp-压头高度；

[0036] t-浇注时间；浇注时间t的计算公式为：

[0037] $$t = K_t^3\sqrt{G} + \sqrt{G}$$

[0038] 其中，$K_t$＜1。

[0039] 本发明与现有技术相比，具有以下优点及有益效果：

[0040] (1)本发明通过在塑料层与基体之间设置相互扣接的燕尾槽，能够解决现有技术中采用胶粘容易开裂的问题，能够通过燕尾槽和燕尾筋之间的相互配合抵消因热膨胀产生的内应力，避免开裂的发生，同时提高塑料层与基体之间的结合强度和稳定性。

## 附图说明

[0041] 图1为现有技术1的拉型模剖视结构示意图；

[0042] 图2为现有技术2的拉型模剖视结构示意图；

[0043] 图3为本发明的拉型模第一种实现方式剖视结构示意图；

[0044] 图4为本发明的拉型模第二种实现方式剖视结构示意图；

[0045] 图5为图3中A区结构放大图；

[0046] 1-基体；2-拉模表面；3-塑料层；4-燕尾槽；5-燕尾筋；m-燕尾槽宽度；h-燕尾槽深度或燕尾筋高度；a-燕尾槽夹角；J-相邻两个燕尾槽的中轴线之间的间距。

## 具体实施方式

[0047] 下面结合本发明的优选实施例对本发明作进一步地详细说明，但本发明的实施方式不限于此。

[0048] 实施例1：

[0049] 结合附图3-5所示，一种可切削塑料拉型模，包括由铸钢或者铸铝构成的基体1和设置在所述基体1表面的可切削塑料层3，所述基体1表面设置有多条相互平行且与所述塑料层3卡接的燕尾槽4或燕尾筋5，所述塑料层3上具有与所述基体1相适应的燕尾筋5或燕尾槽4。

[0050] 为了规避现有的可切削塑料层3与基体1之间容易脱落的问题，本发明提供的技术方案放弃了采用胶粘的技术方案，通过在结构上进行改进，实现塑料层3与基体1之间的有效固定。由于基体主要是采用铸钢或者铸铝等采用直接铸造，其硬度、强度高，热膨胀系数小；而塑料层3的硬度小，热膨胀系数相对于基体1来说较大；因而，在温度或者温差越大的

环境下，基体1与塑料层3之间发生开裂或者脱层的现象发生的概率越大。其开裂的根本原因是由于胶粘凝固后，没有形变能力，当出现热膨胀不一致后，无法抵消发生的内应力，导致开裂。

[0051] 本发明方案中将塑料层3与基体1之间设置相互扣接的燕尾槽4和燕尾筋5进行固定，当塑料层3与基体1之间存在热膨胀不一致，体积发生微小变化后产生内应力会首先通过燕尾筋5的微小形变将内应力予以抵消，由于燕尾筋5与燕尾槽4的数量为多条，虽然每条燕尾筋5都会承受一个方向不同的内应力，但对于塑料层3整体而言，其受力的合力为零，不会产生任何的移位和错动。从而避免了通过胶粘出现的开裂脱落的问题发生。值得说明的是，由于可切削塑料层3采用的塑料塑性通常是基体1的10倍以上，因此，在实际应用中，无论拉型模的使用环境温度或者温差有多大，都不会影响到塑料层3的强度，基体1的热膨胀体积对于塑料层3而言是非常微小的，故而采用上述方案能够同时兼顾塑料层3的与基体1的稳定性、牢固性，又能防止塑料层3与基体1的开裂。

[0052] 实施例2：

[0053] 为了更进一步的实现本发明，优选地，相邻两根所述燕尾槽4或相邻两根燕尾筋5的中轴线之间的间距J＝80mm-160mm。

[0054] 现有飞机使用的蒙皮大小不一，其蒙皮的分类，尺寸边界的划分通常会，考虑到该区域的强度、气动性、内部受力构件形状、厚度等因素决定。例如，若飞机某个区域蒙皮块按照安装、维护便捷性考虑，其该蒙皮块尺寸为320mm*480mm，产生的升力为500-800N，但由于该区域飞机受力骨架极限承受铆钉直径为2mm，每颗铆钉承受的载荷为50N，但在该区域按照受力骨架的铆钉排布最多安装6颗，则铆钉能够将蒙皮与受力骨架铆接产生最大2*50*6＝600N的力，由于600N＜800N的极限升力，即在这种情况下，当飞机达到极限升力，对于该区域的铆钉拉力是无法承受的，会出现蒙皮拉裂或者脱落的情况，这在飞机制造领域是绝对不允许的。解决方式是扩大该区域蒙皮覆盖面积，指导蒙皮覆盖区域能够铆接的受力骨架能够提供满足飞机在各种状态下的极限受力为止。基于这一点，现有飞机具有严格气动要求的蒙皮的最小边通常大于200mm，为了满足最小零件的加工，且同时满足拉型模塑料层3与基体1之间的燕尾槽4或燕尾筋5之间的数量不能低于2根，因此，根据现有飞机蒙皮尺寸和受力情况，确定J的最大间距为160mm。

[0055] 值得说明的是：由于随着科技的进步，飞行器的设计与研发完全有可能会颠覆现有飞机设计理念和技术，因此，若根据航空业的不断发展，致使飞机蒙皮可以实现更加灵活和零碎化，导致制造拉型模的尺寸有所变化，从而会改变燕尾槽4或者燕尾筋5的数量、排布顺序方式和间距数值，对于本领域技术人员而言均应当理解为属于本发明的构思，本发明已经对其他可能的，适应实际需要的排列做出了技术启示。

[0056] 同理，为了满足现有的蒙皮设计和受力需求，为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽4的深度或燕尾筋5高度h＝10mm～20mm。

[0057] 为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽4的底部夹角角度或燕尾筋5顶部夹角角度a＝60°～85°。

[0058] 为了更进一步的实现本发明，优选地，所述燕尾槽4的底部或燕尾筋5顶部宽度m＝15mm～30mm。

[0059] 为了更进一步的实现本发明，优选地，将所述燕尾槽4替换为T型槽或矩形槽，将所

述燕尾筋5替换为T型筋或者矩形筋。值得说明的是：所述T型筋的卡接原理和燕尾筋的卡接原理相同，在此不做详述；所述矩形筋能够同样实现卡接的原理是基于蒙皮是属于具有一定不规律的自然曲面，不可能是平面的，因此，利用至少两根不同该角度安装的矩形槽和矩形筋同样可以实现所述塑料层3与基体1的卡接固定。飞机上可能存在纯平面或者近似平面的蒙皮，但是该类型蒙皮是不需要在拉型模上进行定型的，因此，在需要使用拉型模的蒙皮都是有曲面的，因此，可是用矩形筋实现卡接固定。

[0060] 实施例3：

[0061] 一种可切削塑料拉型模的制造方法，是采用消失模铸造制造，具体包括以下步骤：

[0062] S100：将EPS聚苯乙烯珠粒加热进行预发泡；

[0063] S200：将步骤S100中进行预发泡的珠粒送入成型机中加热成型并降温脱模，获得与所述基体1形状尺寸一致的EPS模型；

[0064] S300：将步骤S200中所述的EPS模型浸入耐火涂料中，并在40-60℃的循环空气中进行干燥，干燥时间保持在120分钟-200分钟；

[0065] S400：取出经过步骤S300干燥的EPS模型，对模型尺寸进行测量，获得EPS模型上相邻两根所述燕尾槽4或相邻两根燕尾筋5的中轴线之间的间距$J_1$、燕尾槽4的深度或燕尾筋5高度$h_1$和燕尾槽4的底部或燕尾筋5顶部宽度$m_1$的值，获得EPS模型尺寸相对于基体1的理论误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$；其中，$J_0=J-J_1$、$h_0=h-h_1$和$m_0=m-m_1$；

[0066] S500，当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值大于1.5毫米则报废EPS模型，重新制作；当步骤S400中所述误差值$J_0$、$h_0$和$m_0$的任意一个绝对值小于或等于1.5毫米，则进行浇注。

[0067] 为了更好的实现本发明，优选地，在进行步骤S100预发泡之前，还包括对EPS聚苯乙烯珠粒预发倍率进行计算的步骤，以控制步骤S200中所述EPS模型的密度处于0.018-0.025g/cm$^3$之间；

[0068] 所述预发倍率计算公式如下：

[0069] $$K=\left[\frac{\Phi_K}{\Phi_0}\right]^3$$

[0070] 其中，K-预发泡倍率；

[0071] $\Phi_K$-预发泡后珠粒的平均粒径；

[0072] $\Phi_0$-原始珠粒的平均粒径；

[0073] 通过EPS模型理论的密度范围和理论EPS模型体积获得所需珠粒质量，根据原始珠粒的密度获得所述珠粒数量；从而结合珠粒数量与EPS模型体积获得理论预发泡后珠粒的平均粒径，从而获得理论预发泡倍率K。

[0074] 为了更好的实现本发明，优选地，所述步骤S500中所述浇注包括内浇道尺寸计算步骤，具体计算公式如下：

[0075] $$\sum F_{内}=\frac{G}{\mu 0.31\sqrt{Hp}}(cm^2)$$

[0076] 其中，G-浇注总质量，单位为kg；

[0077] μ-流量系数；

[0078] Hp-压头高度；

[0079] t-浇注时间；浇注时间t的计算公式为：

[0080] $$t = K_t^3\sqrt{G} + \sqrt{G}$$

[0081] 其中，$K_t$＜1。

[0082] 以上所述，仅是本发明的较佳实施例，并非对本发明做任何形式上的限制，凡是依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化，均落入本发明的保护范围之内。

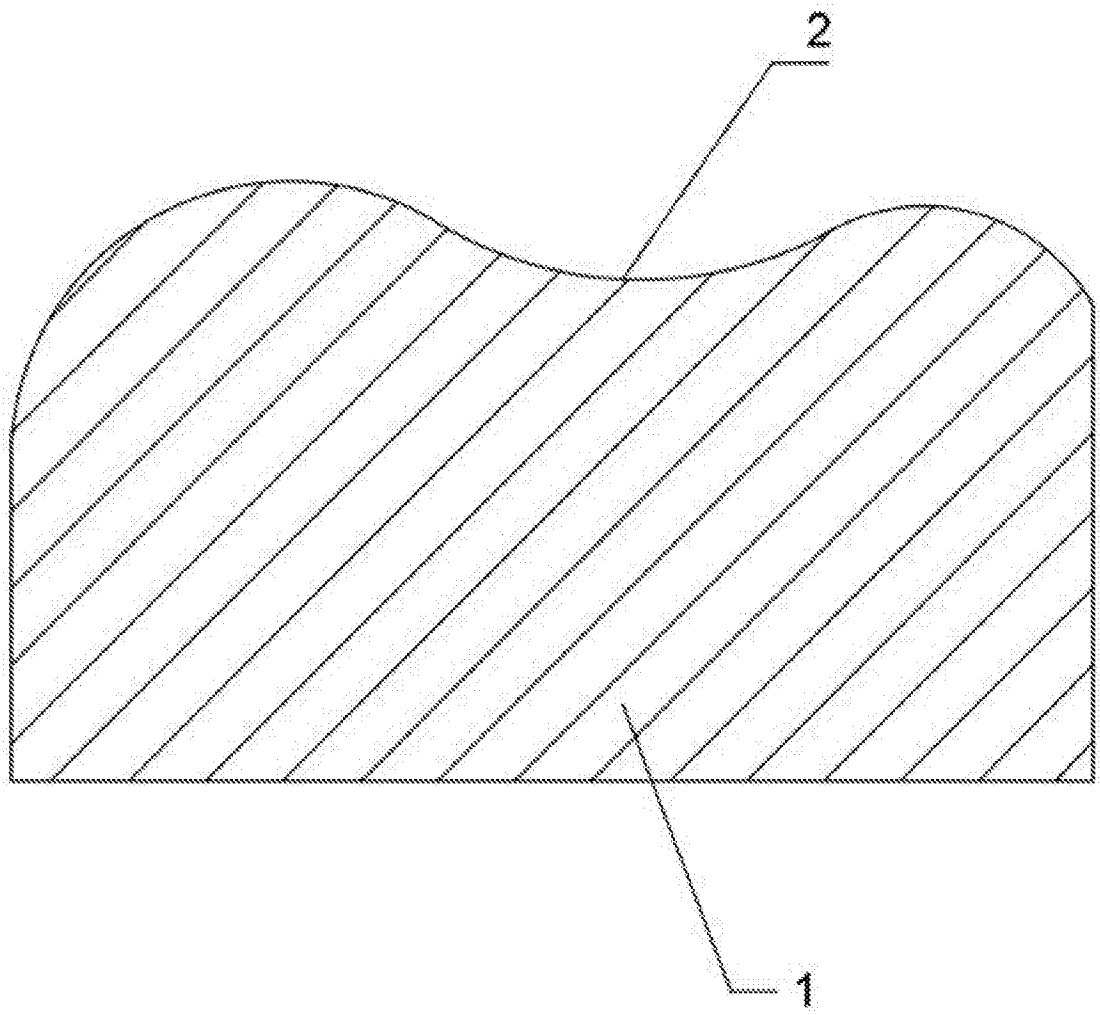



图1

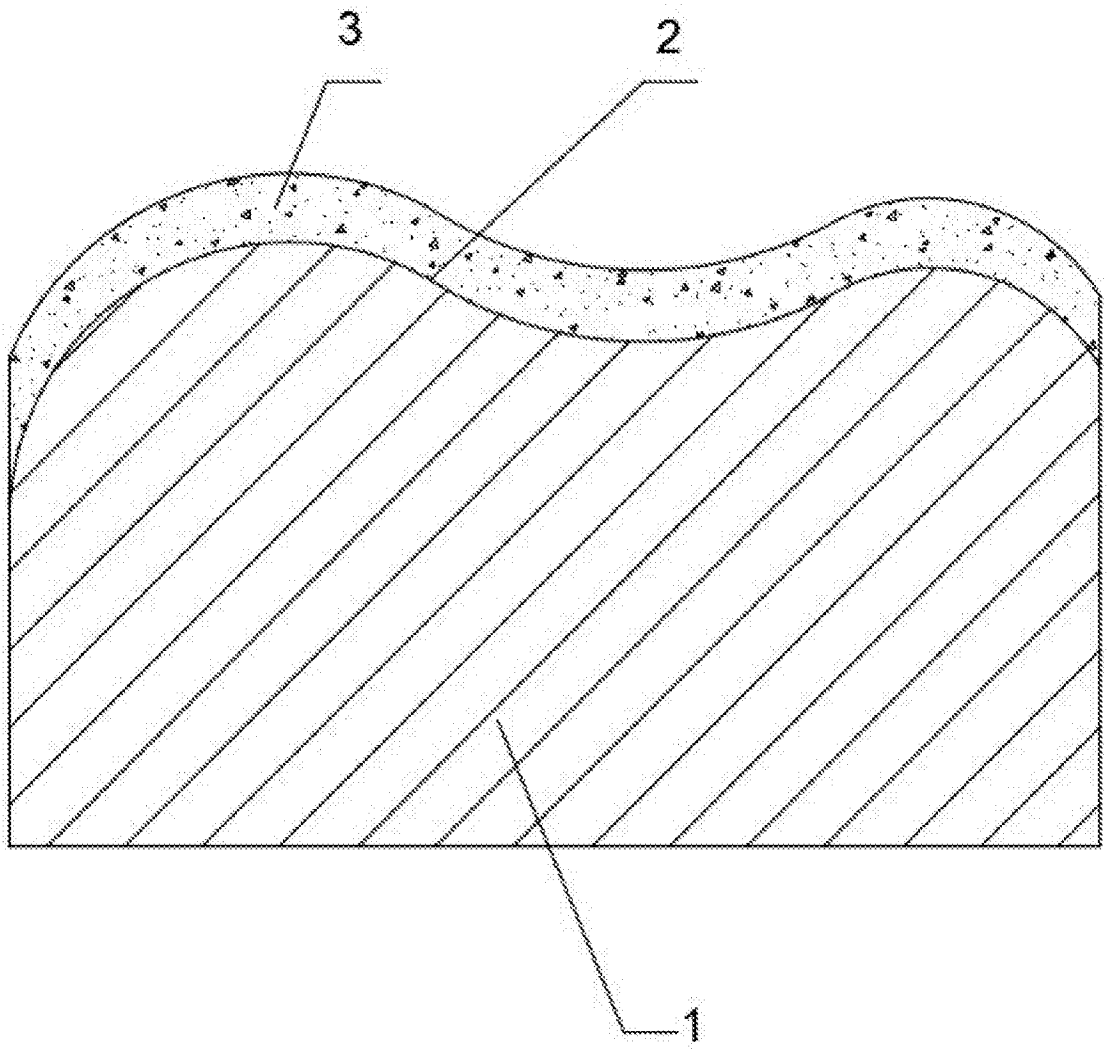



图2

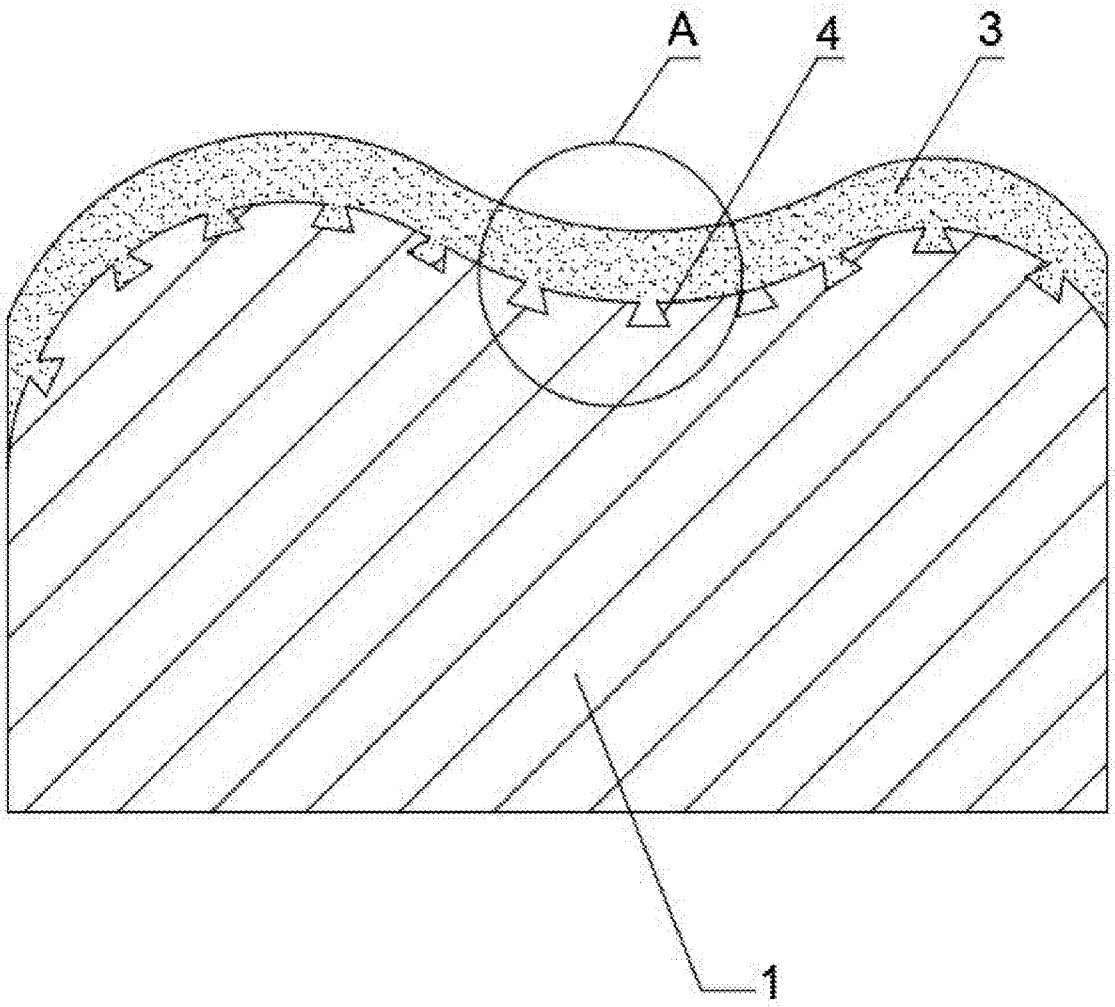



图3

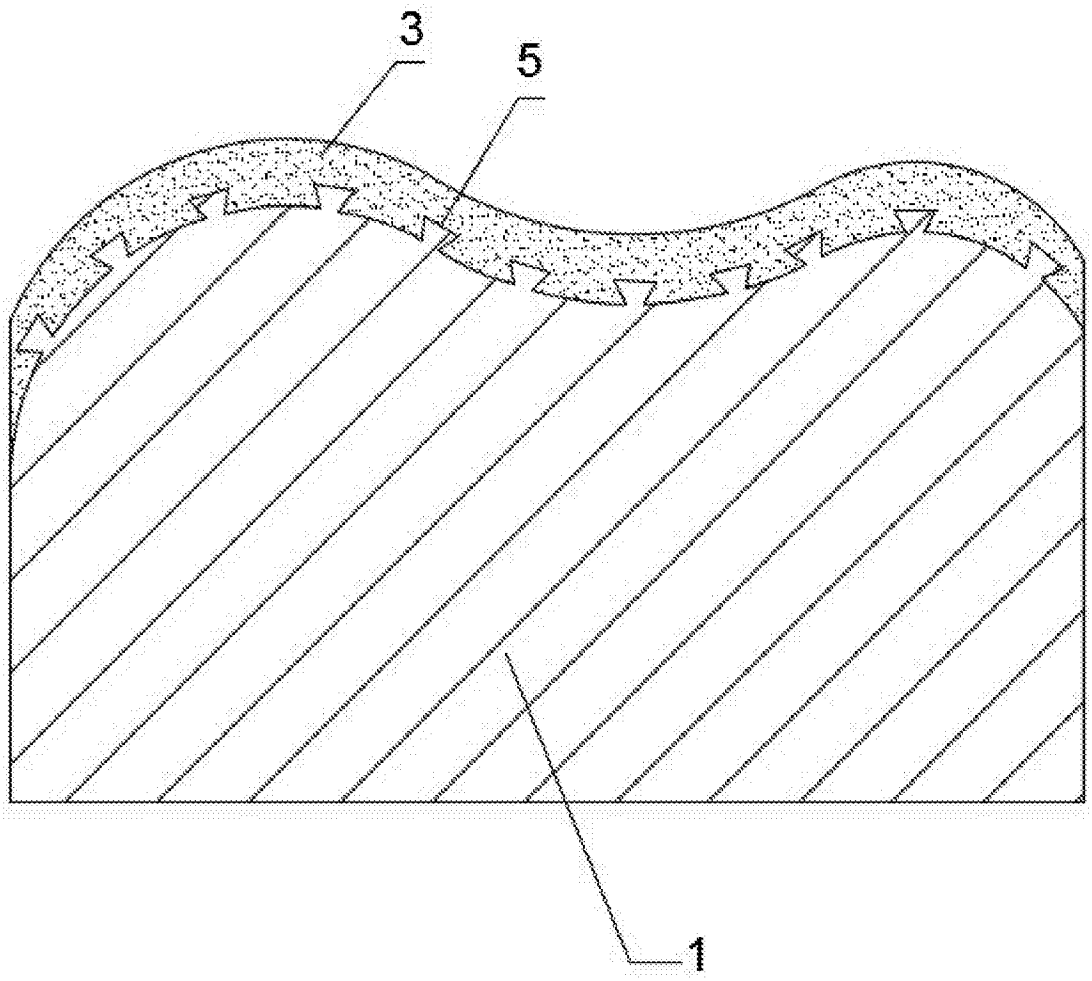



图4

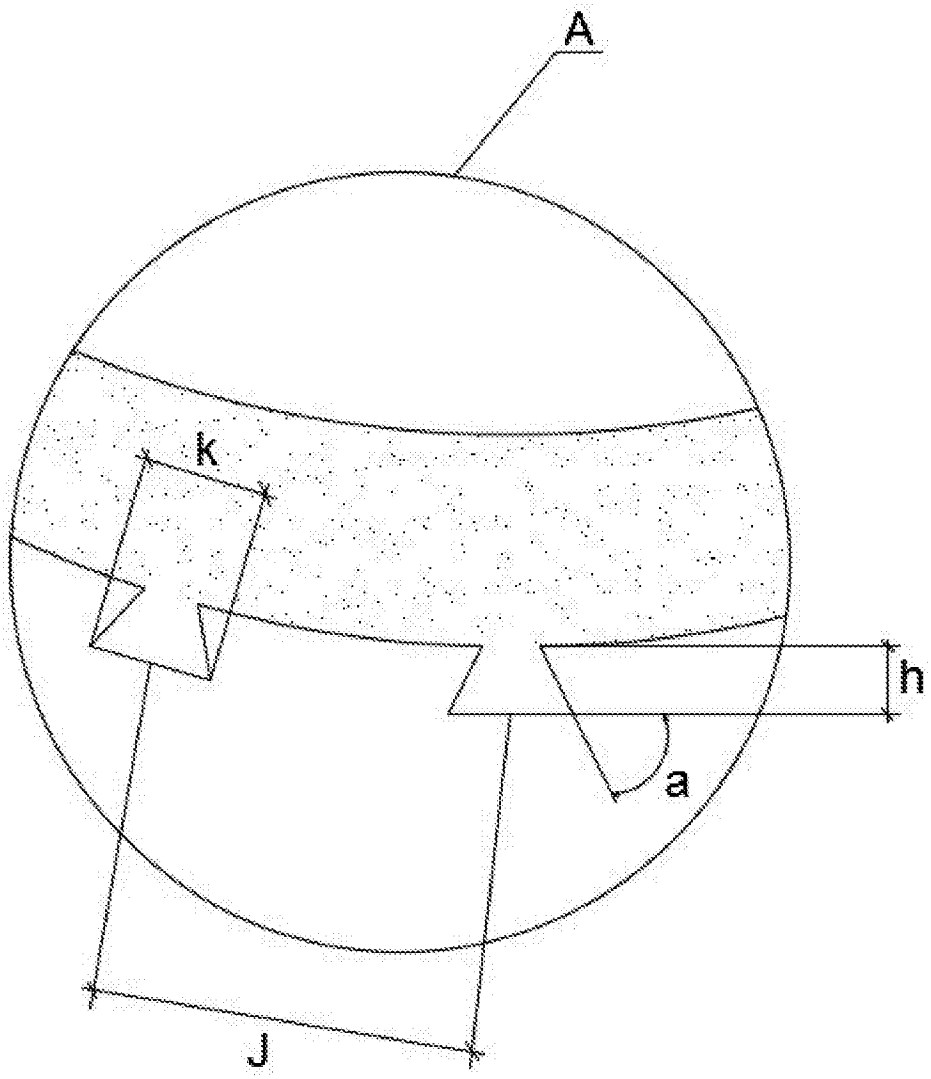



图5