

# (12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织  
国际局

(43) 国际公布日  
2020年2月13日 (13.02.2020)



(10) 国际公布号  
**WO 2020/029531 A1**

- (51) 国际专利分类号:  
*F01D 5/18* (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2018/125109
- (22) 国际申请日: 2018年12月28日 (28.12.2018)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:  
201810911051.8 2018年8月10日 (10.08.2018) CN
- (71) 申请人: 中国科学院宁波材料技术与工程研究所 (NINGBO INSTITUTE OF MATERIAL TECHNOLOGY&ENGINEERING, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES) [CN/CN]; 中国浙江省宁波市镇海区庄市大道519号, Zhejiang 315201 (CN)。宁波大艾激光科技有限公司 (NINGBO III LASERS TECHNOLOGY CO., LTD) [CN/CN]; 中国浙江省宁波市北仑区小港街道纬一路56号3幢1号, Zhejiang 315803 (CN)。
- (72) 发明人: 张文武 (ZHANG, Wenwu); 中国浙江省宁波市镇海区庄市大道519号, Zhejiang 315201 (CN)。郭春海 (GUO, Chunhai); 中国浙江省宁波市镇海区庄市大道519号, Zhejiang 315201 (CN)。

- 张天润 (ZHANG, Tianrun); 中国浙江省宁波市镇海区庄市大道519号, Zhejiang 315201 (CN)。王玉峰 (WANG, Yufeng); 中国浙江省宁波市镇海区庄市大道519号, Zhejiang 315201 (CN)。
- (74) 代理人: 宁波元为知识产权代理事务所 (特殊普通合伙) (NINGBO YUANWEI INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY (SPECIAL GENERAL PARTNERSHIP)); 中国浙江省宁波市镇海区中官西路777号扬帆楼206室, Zhejiang 315201 (CN)。
- (81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。
- (84) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ,

(54) Title: TURBINE BLADE HAVING COMPOSITE SPECIALLY-SHAPED SLOTTED GAS FILM COOLING STRUCTURE AND MANUFACTURING METHOD THEREOF

(54) 发明名称: 一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片及其制备方法

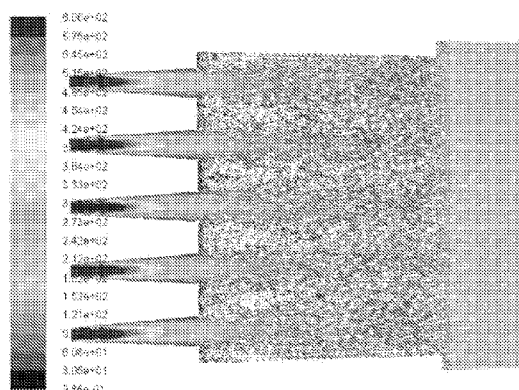


图1

(57) Abstract: A turbine blade (100) having a composite specially-shaped slotted gas film cooling structure. The turbine blade (100) has a hollow structure, and an outer wall (101) thereof has multiple recessed first slots (105). A bottom portion (500) of each first slot is provided with multiple discrete holes A (400) extending to an inner wall (102) of the turbine blade. The first slot (105) is a specially-shaped slot, and comprises at least two portions in a depth direction. The portion having a depth of  $H_1$  and starting from the bottom portion (500) of the first slot is a first portion (302), and the remainder is a second portion (301). At least one side wall of the second portion (301) is formed by lateral extension of the same side wall of the first portion (302). Gas ejected from the discrete holes A (400) fully expands in the first portion (302) of the first slot, forms a continuous and uniform positive pressure gas, and is conveyed, via the second portion (301), to a side of an open end close to the outer wall (101) of the turbine blade and flows out, so as to form a continuous and uniformly adhering gas film on the outer wall (101) of the turbine blade. Also disclosed is a manufacturing method for the turbine blade.



WO 2020/029531 A1

NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

- 包括国际检索报告(条约第21条(3))。
- 包括经修改的权利要求(条约第19条(1))。

---

**(57) 摘要:** 一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片(100), 所述涡轮叶片(100)呈中空结构, 其外壁(101)具有若干内凹的第一槽体(105), 每个第一槽体底部(500)设置若干贯穿至涡轮叶片内壁(102)的离散孔A(400)。第一槽体(105)为复合异型槽, 沿深度方向至少由两部分组成, 自第一槽体底部(500)深度为 $H_1$ 的部分为第一部分(302), 剩余部分为第二部分(301), 并且第二部分(301)的至少一侧壁是由第一部分(302)的同侧壁横向扩张形成。气体自离散孔A(400)喷出后在第一槽体的第一部分(302)充分发展, 形成连续、均匀的正压气体, 然后经第二部分(301)传输至开口端偏向涡轮叶片外壁(101)一侧流出, 在涡轮叶片外壁(101)形成连续的均匀贴附的气膜。还公开了一种该涡轮叶片的制备方法。

一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片及其制备方法

## **技术领域**

本发明涉及用于航空发动机、燃气轮机等技术领域的涡轮叶片，具体涉及一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片及其制备方法。

## **背景技术**

航空发动机、燃气轮机工作效率提升的关键之一在于使用高的工作温度。叶片是航空发动机、燃气轮机等动力装置的核心部件，其中涡轮叶片作为热能转换的关键部件，需要工作于高温高压交变载荷下，既要能够承受高出自身熔点的工作温度，又要有足够强度来平衡离心力等机械载荷。为此，现代航空发动机、燃气轮机涡轮叶片需要采用耐高温基体材料，使用耐高温热障涂层，还要使用气膜冷却技术产生温度梯度。涡轮叶片材料一般为高温合金、单晶金属和陶瓷基复合材料等等。未来发动机涡轮前工作温度越来越高，与叶片材料耐受温度之间的温差需要先进的气膜冷却技术来承担。

涡轮叶片一般采用中空结构，使用气膜冷却结构进行叶片的主动温度控制，喷出冷气，隔离高温气体。气膜冷却孔的主要目的是建立贴附于叶片表面的气膜，希望均匀覆盖，紧密贴附。历史上所使用的气膜冷却结构早期为直圆孔，相对实心叶片取得显著的工作温度提升。但直圆孔的单孔降温保护面积偏小，吹风比大时气膜剥离严重，所以，先进的涡轮叶片目前已经广泛使用各种三维异型孔，以便相对简单孔大幅度增加单孔降温保护面积和在各种吹风比下的气膜贴附度。气膜冷却孔是离散分布的，孔的分布和形状决定了叶片表面气膜的均匀性，气膜覆盖的均匀性成为制约涡轮最大降温梯度的一大关键因素。

涡轮叶片必须在保证强度的前提下优化气膜孔设计。由于气动学的需要，涡轮叶片形状扭曲，使用气膜冷却孔只能形成叶片表面的部分区域强力气膜覆盖，部分区域气膜隔离效果薄弱甚至存在气膜覆盖空白区。使用多排密集的气膜孔可以提高冷却效果，但打孔太多会导致加工成本过高和可靠性下降，更严重的是，过多的气膜孔会降低叶片的结构强度。因此，使用离散气膜孔的叶片，其可靠温度保护梯度一般低于 300 度（Yahya, S M (2011). Turbines Compressors and Fans. New delhi: Tata McGraw-Hill Education, 2010. pp. 430–433.）。

如何革新气膜冷却结构，获得更高工作温度的涡轮叶片是动力系统长期研究的热点。为了改进离散气膜孔冷却效果均匀性差的问题，专利文献 US20110097188A1 等中将气膜冷却孔嵌入浅层盲槽中，盲槽与表面垂直，调节气膜孔喷射气流的表面效应，一定尺寸的盲槽结构会产生有益结果。上述研究均以冷却孔为主体形成初始气膜，表面浅槽或一定深度槽的作用是辅助性地调节气流，槽的长度方向与冷却孔的中心线方向一致。此类技术适当排布虽然可以改进

气膜的均匀性,但并不能彻底解决叶片表面形成连续气膜的难题。此外,上述方案中,冷却气体先沿槽长方向喷射,然后依赖涡轮的旋转效应形成垂直于槽的气膜,对叶片气膜覆盖均匀性的改善有限。

## **发明内容**

针对上述技术现状,本发明旨在提供一种涡轮叶片,呈中空结构,具有气膜冷却结构,冷却气体自其内壁经气膜冷却结构能够在其外壁形成连续、均匀的冷却气膜,可以实现高效冷却,对提高涡轮叶片的耐高温能力具有重要意义。

为了实现上述技术目的,本发明人经过长期的研究探索,在涡轮叶片的壁设置包括离散孔与槽体的气膜冷却结构,并且将槽体设计为由两部分形成的复合复合异型槽,即,沿着槽体深度方向,第一部分为中间扩展槽,用于将来自离散孔进入的冷却气体充分发展,形成连续、均匀的正压气体;第二部分为横向扩张槽,用于使该正压气体偏向涡轮叶片外壁一侧流出,在涡轮叶片的外壁形成连续的均匀贴附的冷却气膜。

即,本发明的技术方案为:一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片,呈中空结构;所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体,所述第一槽体包括槽体底部,以及沿着第一槽体长度方向的两侧壁;每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述涡轮叶片内壁的离散孔A,所述离散孔A大体沿着该槽体的长度方向排列;

所述第一槽体的深度为H,所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成,自第一槽体底部深度为 $H_1$ 的部分为第一部分,剩余的部分为第二部分,即,第二部分深度为 $H_2=H-H_1$ ;第二部分的至少一侧壁是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。

在上述结构的涡轮叶片中,冷却气体自离散孔A进入第一槽体,在第一部分充分扩散、混合,形成均匀的正压气体后经第二部分传输至开口端部偏向所述涡轮叶片的外壁流出,在涡轮叶片的外壁形成均匀、连续的冷却气膜。

上述结构的涡轮叶片的制备方法不限,例如,利用3D打印技术制得,利用整体加工技术制得等。本发明还提供了一种制备上述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的方法,首先,将所述涡轮叶片分为至少两部分;然后,在每部分的外壁制备所述第一槽体,在每部分的内壁制备所述离散孔A;最后,将各部分组合,形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。或者,在所述涡轮叶片的外壁依次加工形成第一槽体的第二部分、第一部分,以及离散孔A,得到所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

所述加工工艺不限,包括机械加工、激光加工、电化学加工等。

为了进一步提高冷却气体的连续、均匀以及贴附性,本发明还提出一种优化的涡轮叶片结构。

即，一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，呈中空结构；所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述涡轮叶片的内壁具有若干内凹的第二槽体；所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；所述第二槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至第二槽体底部的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该第一槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成。

在该优化的结构中，所述涡轮叶片的内壁设置第二槽体，第二槽体的引入有利于冷却气流高效传输至离散孔 A，并形成正压，降低气体喷射孔的加工深度。

所述第二槽体的高度的选择以高效溅射冷却气体，形成正压为优化目标。

上述结构的涡轮叶片的制备方法不限，例如，利用 3D 打印技术制得，利用整体加工技术制得等。本发明还提供了一种制备上述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的方法，首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体，在每部分的内壁制备所述第二槽体与离散孔 A；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

所述加工工艺不限，包括机械加工、激光加工、电化学加工等。

为了进一步提高冷却气体的连续、均匀以及贴附性，本发明还提出另一种优化的涡轮叶片结构。

一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，呈中空结构；在所述涡轮叶片的内壁与外壁之间设置空心腔体；所述涡轮叶片的内壁设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 B；

所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述槽体沿深度方向至少由两部分组成，自槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成。

在该优化的结构中，所述涡轮叶片的内壁与外壁之间设置中空腔体，冷却气体首先经离散孔 B 进入空心腔体进行对流冷却，形成正压，然后经离散孔 A 进入所述第一槽体。

所述空心腔体的高度的选择以高效溅射冷却气体，形成正压为优化目标。

作为优选，所述离散孔 B 与离散孔 A 错位分布。

所述的离散孔 B 可以是直圆孔，也可以是扩散孔，也可以是复杂的三维异型孔。

作为优选，所述的离散孔 B 的开口端设置倒角过渡结构或者圆弧过渡结构，以避免尖锐结构造成应力集中现象，以及气体流通不畅等问题。

上述结构的涡轮叶片的制备方法不限，例如，利用 3D 打印技术制得，利用整体加工技术制得等。本发明还提供了一种制备上述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的方法，首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体与离散孔 A，在每部分的内壁制备所述离散孔 B；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

所述加工工艺不限，包括机械加工、激光加工、电化学加工等。

作为优选，所述第一槽体沿深度方向的开口端部 102 的轴线与所述涡轮叶片外壁的法线夹角为  $\alpha$ ， $10^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ ，优选为  $30^\circ \leq \alpha \leq 80^\circ$ ，进一步优选为  $45^\circ \leq \alpha \leq 70^\circ$ 。

作为优选，所述第一槽体的沿着槽体宽度方向的垂直截面中，第一部分的两侧壁为存间隔的两条直线段。每条直线段与槽底夹角优选为  $10^\circ$ - $170^\circ$ ，进一步优选为  $30^\circ$ - $150^\circ$ ，更优选为  $60^\circ$ - $120^\circ$ 。两条直线段可以互相平行，也可以形成一定夹角。第二部分的侧壁可以是平直线段，也可以是弧线段，作为优选，第二部分的至少一侧壁为的弧线段。另外，作为优选，第一部分的至少一侧壁与第二部分的同侧壁的连接处为倒角过渡连接，或者为圆弧过渡连接，以实现平滑连接。

所述离散孔 A 的最大直径为  $d$ ，所述第一槽体的最小宽度为  $D$ 。作为优选， $D \geq d$ 。作为优选， $H \geq 2d$ ，进一步优选为  $H \geq 3d$ ，更优选为  $H \geq 4d$ 。

作为优选， $H_1 > H_2$ ；进一步优选为  $H_1 : H_2 \geq 2 : 1$ ；更优选为  $H_1 : H_2 \geq 3 : 1$ ，最优选为  $H_1 : H_2 \geq 4 : 1$ 。

所述涡轮叶片的内壁与外壁可以互相平行，与可以呈一定夹角。

所述的离散孔 A 可以是直圆孔，也可以是扩散孔，也可以是复杂的三维异型孔。作为优选，所述的离散孔 A 的中心轴线与所述火焰筒外壁的夹角为  $\theta$ 。夹角  $\alpha$  与夹角  $\theta$  可以不同。作为优选，夹角  $\theta$  以减少孔加工厚度为主，一般优选为  $0^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$ ，更优选为  $10^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ ；夹角  $\alpha$  以保障良好气膜贴附为主。

作为优选，所述的离散孔 A 的开口端设置倒角过渡结构或者圆弧过渡结构，以避免尖锐结构造成应力集中现象，以及气体流通不畅等问题。

各第一槽体、第二槽体在所述涡轮叶片外壁的设置不限，根据涡轮叶片外壁的实际形状可以是存间距平行排列，也可以是交错排列等，以使各第一槽体形成的连续气膜对涡轮叶片外壁形成全覆盖为主。

与现有技术相比，本发明在涡轮叶片的壁设置离散孔 A 与第一槽体，形成

气膜冷却结构，并且第一槽体是由两部分形成的复合复合异型槽，沿着槽体深度方向，第一部分深度为  $H_1$ ，形成中间扩展槽，第二部分深度为  $H_2$ ，形成横向扩张槽，这样的结构具有如下有益效果：

(1) 冷却气体自离散孔进入第一槽体后，由于第一槽体为两段形成的复合异型槽，具有较大深度，沿着第一槽体宽度方向的垂直截面呈狭长结构，如图 1 所示，来自各离散孔的扩散气体不仅会沿第一槽体长度方向扩展、混合，而且能够沿着第一槽体深度方向扩散、混合、相互叠加，即，能够在第一槽体的第一部分充分发展，从而形成连续、均匀的正压气体，然后经由第一槽体的第二部分传输至开口端，按照气膜贴附的气动需要对开口端的形状进行优化设计，使气体偏向涡轮叶片外壁一侧流出，在涡轮叶片外壁形成连续的均匀贴附的冷却气膜，并且由于第一槽体深度较大，由第一槽体开口端流出的冷却气体具有强大的气压，因此在涡轮叶片外壁形成的连续均匀的冷却气膜强力贴附在涡轮叶片的外壁。即，本发明中，复合异型槽结构的设置为连续、均匀、强力贴附的冷却气膜提供了必要条件。冷却气体自离散孔 A 进入第一槽体，在第一部分充分扩散、混合，形成均匀的正压气体后经第二部分传输至开口端部偏向涡轮叶片外壁流出，在涡轮叶片外壁形成均匀连续气膜。

(2) 冷却气体经过本发明的涡轮叶片壁的气动仿真图如 1 所示，证实了本发明中冷却气体可以经离散孔 A 喷射至第一槽体，在第一槽体内扩展、混合，形成连续、均匀的正压气体，然后在涡轮叶片外壁形成全气膜覆盖。

(3) 实验证实，当本发明的燃烧室中涡轮叶片处于高温热气环境中时，冷却气体能够在涡轮叶片外壁形成的全气膜覆盖，具有良好的冷却效果，等效冷却效率 = (燃气温度 - 火焰筒内距离火焰筒内壁一定距离处测得的温度) / (燃气温度 - 冷却气体温度) 时，在冷却气体的吹风比  $M=1.5$  情况下，本发明的涡轮叶片中，距离涡轮叶片外壁十毫米以上的距离处等效冷却效率为 0.5 以上，当冷却气体吹风比增大，等效冷却效率可提高至 0.7 以上。

(4) 本发明的涡轮叶片应用广泛，包括用于航空发动机和燃气轮机飞机、飞行汽车和发电系统等。

## **附图说明**

图 1 是冷却气体经过本发明的涡轮叶片的气动仿真图；

图 2 是本发明实施例 1 中涡轮叶片结构示意图；

图 3 是图 2 的水平截面的结构示意图；

图 4 是图 3 中的一个第一槽体的结构示意图；

图 5 是冷却气体在图 3 的一个第一槽体中的传输示意图；

图 6 是本发明实施例 2 中涡轮叶片结构示意图；

图 7 是本发明实施例 3 中涡轮叶片的水平截面结构示意图；

图 8 是图 7 中的一个第一槽体的结构示意图。

### **具体实施方式**

下面结合实施例对本发明作进一步详细描述，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。

图 2-8 中的附图标记为：14-离散孔 B；15-中空腔体；100-涡轮叶片；101-涡轮叶片的外壁；102-涡轮叶片的内壁；105-第一槽体；106-分割线；107-第二槽体；301-槽体的第二部分；302-槽体的第一部分；400-离散孔 A；500-第一槽体底部；501-第二槽体底部；600、700-第一槽体两侧壁；601、701-第二槽体两侧壁。

#### **实施例 1：**

本实施例中，涡轮叶片 100 呈中空结构，其结构示意图如图 2 所示，图 3 是图 2 的水平截面的结构示意图。

涡轮叶片 100 的外壁 101 设置多个彼此存间隔互相平行的第一槽体 105，第一槽体的长度可部分或整体贯穿涡轮叶片 100 的外壁 101。

图 4 是图 3 中一个第一槽体 105 的放大结构示意图。

从图 4 中可以看出，每个第一槽体包括槽体底部 500 与槽体两侧壁 600，700。每个第一槽体底部设置多个贯穿至涡轮叶片的内壁 102 的离散孔 A 400，本实施例中，涡轮叶片的外壁 101 与涡轮叶片的内壁 102 大体平行。如图 1 所示，这些离散孔 A 400 大体沿着该第一槽体 105 的长度方向排列。

这些离散孔 A 的最大直径为  $d$ ，第一槽体的深度为  $H$ ，第一槽体的最小宽度为  $D$ ， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ 。

本实施例中，第一槽体沿深度方向由两部分组成，如图 4 所示，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为槽体的第一部分 302，剩余部分为槽体的第二部分 301，即，第二部分深度为  $H_2 = H - H_1$ 。

本实施例中，槽体的第一部分 302 呈倾斜的柱体结构，在如图 4 所示的垂直截面中，槽体的第一部分 302 的两侧壁呈存间隔的两条直线段，两条直线段互相平行，每条直线段与槽底夹角为  $70^\circ$ ；第二部分的一个侧壁也为直线段，是由第一部分的同侧壁延伸形成，另一个侧壁呈弧线段，是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。本实施例中，第二部分沿深度方向的开口端部的轴线与涡轮叶片的外壁 101 的法线之间的夹角  $\alpha$  为  $30^\circ$ 。

本实施例中， $H_1$  略大于  $H_2$ 。

本实施例中，离散孔的中心轴线与涡轮叶片内壁 102 的法向之间的夹角  $\theta$  为  $15^\circ$ ，并且孔的开口端设置圆弧过渡结构，以避免尖锐结构应力集中现象。

图 5 是冷却气体在图 3 的一个第一槽体中的传输示意图。涡轮叶片的内壁 102 侧的冷却气体自离散孔 A 进入第一槽体后，来自各离散孔 A 的不仅会沿第

一槽体长度方向扩展、混合，而且能够沿着第一槽体深度方向扩散、混合、相互叠加，即，能够在第一槽体的第一部分内充分发展，从而形成连续、均匀的正压气体，然后经由第一槽体的第二部分传输至开口端偏向涡轮叶片外壁一侧流出，在涡轮叶片的外壁 101 形成连续的均匀贴附的气膜，并且由于第一槽体深度较大，由第一槽体开口端流出的气体具有强大的气压，因此在涡轮叶片外壁形成的连续均匀的气膜强力贴附在涡轮叶片外壁。

本实施例中，制备上述涡轮叶片的方法为：首先，将该涡轮叶片 100 分为两部分，如图 2 所示，由分体 I 和分体 II 组合而成，其中分体 I 和分体 II 在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100；然后，在分体 I 的外壁制备第一槽体 105，在内壁制备离散孔 A，在分体 II 的外壁制备第一槽体 105，在内壁制备离散孔 A；最后，将分体 I 和分体 II 组合在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100。

### 实施例 2：

本实施例中，涡轮叶片 100 呈中空结构，其结构示意图如图 2 所示，图 3 是图 2 的水平截面的结构示意图。

涡轮叶片 100 的外壁 101 设置多个彼此存间隔互相平行的第一槽体 105，槽体的长度可部分或整体贯穿涡轮叶片 100 的外壁 101。涡轮叶片的内壁 102 设置多个彼此存间隔互相平行的第二槽体 107。

图 6 是图 3 中一个第一槽体 105 与第二槽体 107 的放大结构示意图。

从图 6 中可以看出，每个第一槽体包括第一槽体底部 500 与第一槽体两侧壁 600，700。每个第二槽体 107 包括第二槽体底部 501，以及沿着第二槽体长度方向的两侧壁 601、701。每个第一槽体底部设置若干贯穿至第二槽体底部的离散孔 A400，所述离散孔 A400 大体沿着该第一槽体 105 的长度方向排列。

这些离散孔 A 的最大直径为  $d$ ，第一槽体的深度为  $H$ ，第一槽体的最小宽度为  $D$ ， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ 。

本实施例中，第一槽体 105 沿深度方向由两部分组成，如图 6 所示，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为槽体的第一部分 302，剩余部分为槽体的第二部分 301，即，第二部分深度为  $H_2 = H - H_1$ 。

本实施例中，槽体的第一部分 302 呈倾斜的柱体结构，在如图 6 所示的垂直截面中，槽体的第一部分 302 的两侧壁呈存间隔的两条直线段，两条直线段互相平行，每条直线段与槽底夹角为  $70^\circ$ ；第二部分的一个侧壁也为直线段，是由第一部分的同侧壁延伸形成，另一个侧壁呈弧线段，是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。本实施例中，第二部分沿深度方向的开口端部的轴线与基体表面 101 的法线之间的夹角  $\alpha$  为  $30^\circ$ 。

本实施例中， $H_1$  略大于  $H_2$ 。

本实施例中，离散孔 A 的中心轴线与涡轮叶片内壁 102 的法向之间的夹角  $\theta$  为  $15^\circ$ ，并且孔的开口端设置圆弧过渡结构，以避免尖锐结构应力集中现象。

冷却气体在本实施例中的涡轮叶片壁传输为：涡轮叶片内壁 102 侧的冷却气体首先传输至第二槽体，在第二槽体高效传输并形成正压后经离散孔 A 进入第一槽体，来自各离散孔 A 的冷却气体不仅会沿第一槽体长度方向扩展、混合，而且能够沿着第一槽体深度方向扩散、混合、相互叠加，即，能够在第一槽体的第一部分内充分发展，从而形成连续、均匀的正压气体，然后经由第一槽体的第二部分传输至开口端偏向涡轮叶片外壁一侧流出，在涡轮叶片外壁形成连续的均匀贴附的气膜，并且由于槽体深度较大，由槽体开口端流出的气体具有强大的气压，因此在涡轮叶片外壁形成的连续均匀的气膜强力贴附在涡轮叶片外壁。

本实施例中，制备上述涡轮叶片的方法为：首先，将该涡轮叶片 100 分为两部分，如图 2 所示，由分体 I 和分体 II 组合而成，其中分体 I 和分体 II 在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100；然后，在分体 I 的外壁制备第一槽体 105，在内壁制备第二槽体 107 与离散孔 A，在分体 II 的外壁制备第一槽体 105，在内壁制备第二槽体 107 与离散孔 A；最后，将分体 I 和分体 II 组合在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100。

### 实施例 3：

本实施例中，涡轮叶片 100 呈中空结构，其结构示意图如图 2 所示，图 7 是图 2 的水平截面的结构示意图。

如图 7 所示，涡轮叶片 100 的内壁 102 与外壁 101 之间设置空心腔体 15。涡轮叶片的内壁 102 设置若干贯穿至空心腔体 15 的离散孔 B 14。

涡轮叶片 100 的外壁 101 设置多个彼此存间隔互相平行的第一槽体 105，槽体的长度可部分或整体贯穿涡轮叶片 100 的外壁 101。

图 8 是图 7 中一个第一槽体 105 的放大结构示意图。

从图 8 中可以看出，每个第一槽体 105 包括第一槽体底部 500 与第一槽体两侧壁 600，700；每个第一槽体底部设置若干贯穿至空心腔体 15 的离散孔 A 400。

本实施例中，涡轮叶片外壁 101 与涡轮叶片内壁 102 大体平行。如图 1 所示，这些离散孔 A 400 大体沿着该第一槽体的长度方向排列。

这些离散孔 A 的最大直径为  $d$ ，第一槽体的深度为  $H$ ，第一槽体的最小宽度为  $D$ ， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ 。

本实施例中，第一槽体沿深度方向由两部分组成，如图 4 所示，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为槽体的第一部分 302，剩余部分为槽体的第二部分 301，即，第二部分深度为  $H_2 = H - H_1$ 。

本实施例中，槽体的第一部分 302 呈倾斜的柱体结构，在如图 4 所示的垂直截面中，槽体的第一部分 302 的两侧壁呈存间隔的两条直线段，两条直线段互相平行，每条直线段与槽底夹角为  $70^\circ$ ；第二部分的一个侧壁也为直线段，是由第一部分的同侧壁延伸形成，另一个侧壁呈弧线段，是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。本实施例中，第二部分沿深度方向的开口端部的轴线与基体表面 101 的

法线之间的夹角  $\alpha$  为  $30^\circ$ 。

本实施例中， $H_1$  略大于  $H_2$ 。

本实施例中，离散孔 A 的中心轴线与涡轮叶片内壁 102 的法向之间的夹角  $\theta$  为  $15^\circ$ ，并且孔的开口端设置圆弧过渡结构，以避免尖锐结构应力集中现象。

冷却气体在本实施例中的涡轮叶片壁传输为：涡轮叶片内壁 102 侧的冷却气体首先经离散孔 B 进入中空腔体 15，在中空腔体 15 高效传输并形成正压后经离散孔 A 进入第一槽体，来自各离散孔 A 的冷却气体不仅会沿第一槽体长度方向扩展、混合，而且能够沿着第一槽体深度方向扩散、混合、相互叠加，即，能够在第一槽体的第一部分内充分发展，从而形成连续、均匀的正压气体，然后经由第一槽体的第二部分传输至开口端偏向涡轮叶片外壁一侧流出，在涡轮叶片外壁形成连续的均匀贴附的气膜，并且由于槽体深度较大，由槽体开口端流出的气体具有强大的气压，因此在涡轮叶片外壁形成的连续均匀的气膜强力贴附在涡轮叶片内壁。

本实施例中，制备上述涡轮叶片的方法为：首先，将该涡轮叶片 100 分为两部分，如图 2 所示，由分体 I 和分体 II 组合而成，其中分体 I 和分体 II 在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100；然后，在分体 I 的外壁制备第一槽体 105 与离散孔 A，在内壁制备离散孔 B，在分体 II 的外壁制备第一槽体 105 与离散孔 A，在内壁制备离散孔 B；最后，将分体 I 和分体 II 组合在分割线 106 处连结为一个完整涡轮叶片 100。

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。

## 权利要求书

1、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着第一槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述涡轮叶片内壁的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成。

2、如权利要求 1 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法，其特征是：首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体，在每部分的内壁制备所述离散孔 A；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片；

或者，在所述涡轮叶片的外壁依次加工形成第一槽体的第一部分、第二部分，以及离散孔 A，得到所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

3、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第二槽体；所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；所述第二槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至第二槽体底部的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该第一槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成。

4、如权利要求 3 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法，其特征是：首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体，在每部分的内壁制备所述第二槽体与离散孔 A；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

5、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；在所述涡轮叶片的外壁与内壁之间设置空心腔体；所述涡轮叶片的外壁设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 B；

所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为  $H$ ，所述槽体沿深度方向至少由两部分组成，自槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。

6、如权利要求 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法，其特征是：首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体与离散孔 A，在每部分的内壁制备所述离散孔 B；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

7、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述第一槽体沿深度方向的开口端部的轴线与涡轮叶片外壁的法线夹角为  $\alpha$ ， $10^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ ，优选为  $30^\circ \leq \alpha \leq 80^\circ$ ，进一步优选为  $45^\circ \leq \alpha \leq 70^\circ$ 。

8、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述第一槽体的沿着槽体宽度方向的垂直截面中，第一部分的两侧壁为存间隔的两条直线段。

9、如权利要求 8 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：第一部分的每条直线段与槽底夹角为  $10^\circ$ - $170^\circ$ ，优选为  $30^\circ$ - $150^\circ$ ，进一步优选为  $60^\circ$ - $120^\circ$ 。

10、如权利要求 8 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：第二部分的至少一侧壁为弧线段。

11、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：第一部分的至少一侧壁与第二部分的同侧壁的连接处为倒角过渡连接，或者为圆弧过渡连接。

12、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述离散孔 A 的最大直径为  $d$ ，所述第一槽体的深度为  $H$ ，所述第一槽体的最小宽度为  $D$ ， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ ，优选为  $H \geq 3d$ ，进一步优选为  $H \geq 4d$ 。

13、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述的离散孔 A 是直圆孔、或者是扩散孔，或者是复杂复合异型孔；

作为优选，所述的离散孔 A 的中心轴线与基体表面 A 的夹角为  $\theta$ ， $0^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$ ，优选为  $10^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ ；

作为优选，所述的离散孔 A 的开口端设置倒角过渡结构或者圆弧过渡结构。

14、如权利要求 1、3 或 5 所述的所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：各个第一槽体形成的连续气膜对基体表面形成全覆盖。

15、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是： $H_1 > H_2$ ；

作为优选， $H_1 : H_2 \geq 2 : 1$ ，进一步优选为  $H_1 : H_2 \geq 3 : 1$ ，最优选为  $H_1 : H_2 \geq 4 : 1$ 。

## 经修改的权利要求

国际局收到日：2019年6月20日（20.06.2019）

1、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着第一槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述涡轮叶片内壁的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成；

所述离散孔 A 的最大直径为 d，所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体的最小宽度为 D， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ ， $H_1 > H_2$ 。

2、如权利要求 1 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法，其特征是：首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体，在每部分的内壁制备所述离散孔 A；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片；

或者，在所述涡轮叶片的外壁依次加工形成第一槽体的第一部分、第二部分，以及离散孔 A，得到所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

3、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体，所述涡轮叶片的内壁具有若干内凹的第二槽体；所述第一槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；所述第二槽体包括槽体底部，以及沿着槽体长度方向的两侧壁；每个第一槽体底部设置若干贯穿至第二槽体底部的离散孔 A，所述离散孔 A 大体沿着该第一槽体的长度方向排列；

所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体沿深度方向至少由两部分组成，自第一槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分，剩余的部分为第二部分，即，第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ；第二部分的至少一侧壁是由第一部分的内侧壁横向扩张形成；

所述离散孔 A 的最大直径为 d，所述第一槽体的深度为 H，所述第一槽体的最小宽度为 D， $D \geq d$ ，并且  $H \geq 2d$ ， $H_1 > H_2$ 。

4、如权利要求 3 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法，其特征是：首先，将所述涡轮叶片分为至少两部分；然后，在每部分的外壁制备所述第一槽体，在每部分的内壁制备所述第二槽体与离散孔 A；最后，将各部分组合，形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

5、一种具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：所述涡轮叶片呈中空结构；在所述涡轮叶片的内壁与外壁之间设置空心腔体；所述涡轮叶片

的内壁设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 B;

所述涡轮叶片的外壁具有若干内凹的第一槽体, 所述第一槽体包括槽体底部, 以及沿着槽体长度方向的两侧壁; 每个第一槽体底部设置若干贯穿至所述空心腔体的离散孔 A, 所述离散孔 A 大体沿着该槽体的长度方向排列;

所述第一槽体的深度为 H, 所述槽体沿深度方向至少由两部分组成, 自槽体底部深度为  $H_1$  的部分为第一部分, 剩余的部分为第二部分, 即, 第二部分深度为  $H_2=H-H_1$ ; 第二部分的至少一侧壁是由第一部分的同侧壁横向扩张形成。

6、如权利要求 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片的制备方法, 其特征是: 首先, 将所述涡轮叶片分为至少两部分; 然后, 在每部分的外壁制备所述第一槽体与离散孔 A, 在每部分的内壁制备所述离散孔 B; 最后, 将各部分组合, 形成所述具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片。

7、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 所述第一槽体沿深度方向的开口端部的轴线与涡轮叶片外壁的法线夹角为  $\alpha$ ,  $10^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ , 优选为  $30^\circ \leq \alpha \leq 80^\circ$ , 进一步优选为  $45^\circ \leq \alpha \leq 70^\circ$ 。

8、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 所述第一槽体的沿着槽体宽度方向的垂直截面中, 第一部分的两侧壁为存间隔的两条直线段。

9、如权利要求 8 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 第一部分的每条直线段与槽底夹角为  $10^\circ-170^\circ$ , 优选为  $30^\circ-150^\circ$ , 进一步优选为  $60^\circ-120^\circ$ 。

10、如权利要求 8 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 第二部分的至少一侧壁为弧线段。

11、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 第一部分的至少一侧壁与第二部分的同侧壁的连接处为倒角过渡连接, 或者为圆弧过渡连接。

12、如权利要求 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 所述离散孔 A 的最大直径为 d, 所述第一槽体的深度为 H, 所述第一槽体的最小宽度为 D,  $D \geq d$ , 并且  $H \geq 2d$ 。

13、如权利要求 1、3、5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是:  $H \geq 3d$ 。

14、如权利要求 13 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是:  $H \geq 4d$ 。

15、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片, 其特征是: 所述的离散孔 A 是直圆孔、或者是扩散孔, 或者是复杂复合异型孔;

作为优选, 所述的离散孔 A 的中心轴线与基体表面 A 的夹角为  $\theta$ ,  $0^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$ , 优选为  $10^\circ \leq \theta \leq 45^\circ$ ;

作为优选，所述的离散孔 A 的开口端设置倒角过渡结构或者圆弧过渡结构。

16、如权利要求 1、3 或 5 所述的所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是：各个第一槽体形成的连续气膜对基体表面形成全覆盖。

17、如权利要求 1、3 或 5 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是： $H_1: H_2 \geq 2: 1$ 。

18、如权利要求 17 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是： $H_1: H_2 \geq 3: 1$ 。

19、如权利要求 18 所述的具有复合异型槽气膜冷却结构的涡轮叶片，其特征是： $H_1: H_2 \geq 4: 1$ 。

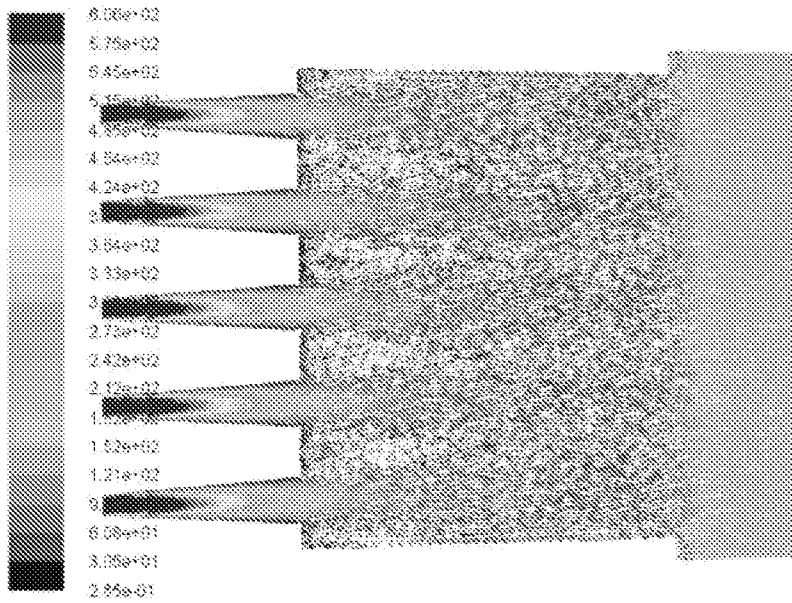


图 1

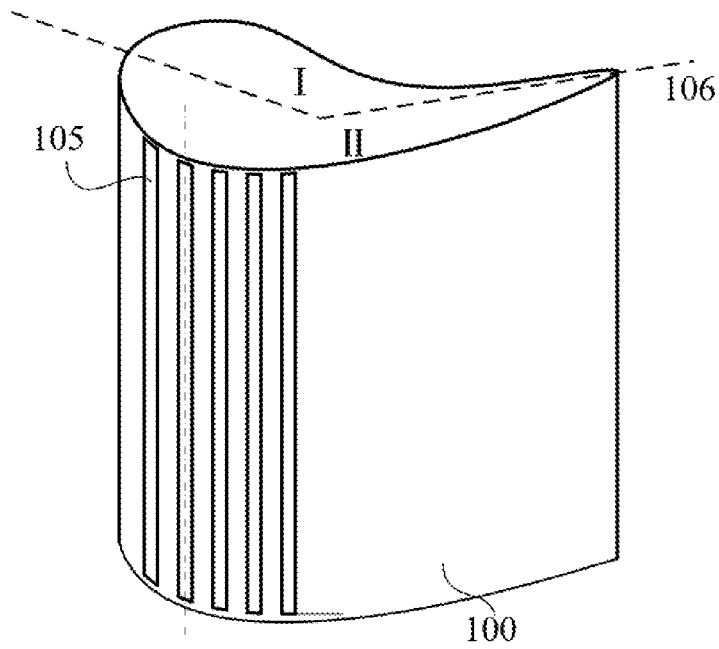


图 2

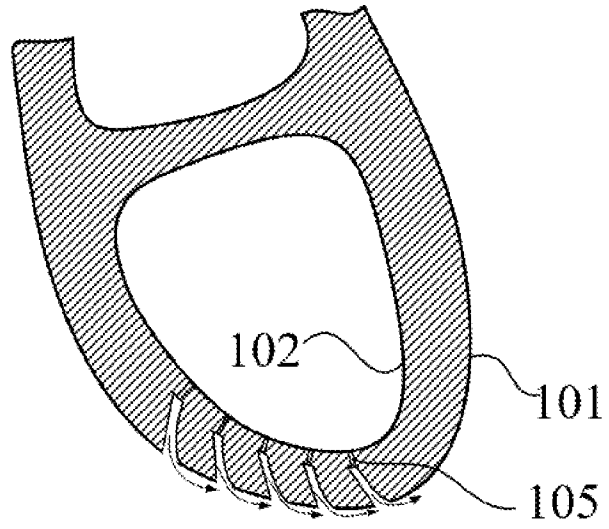


图 3

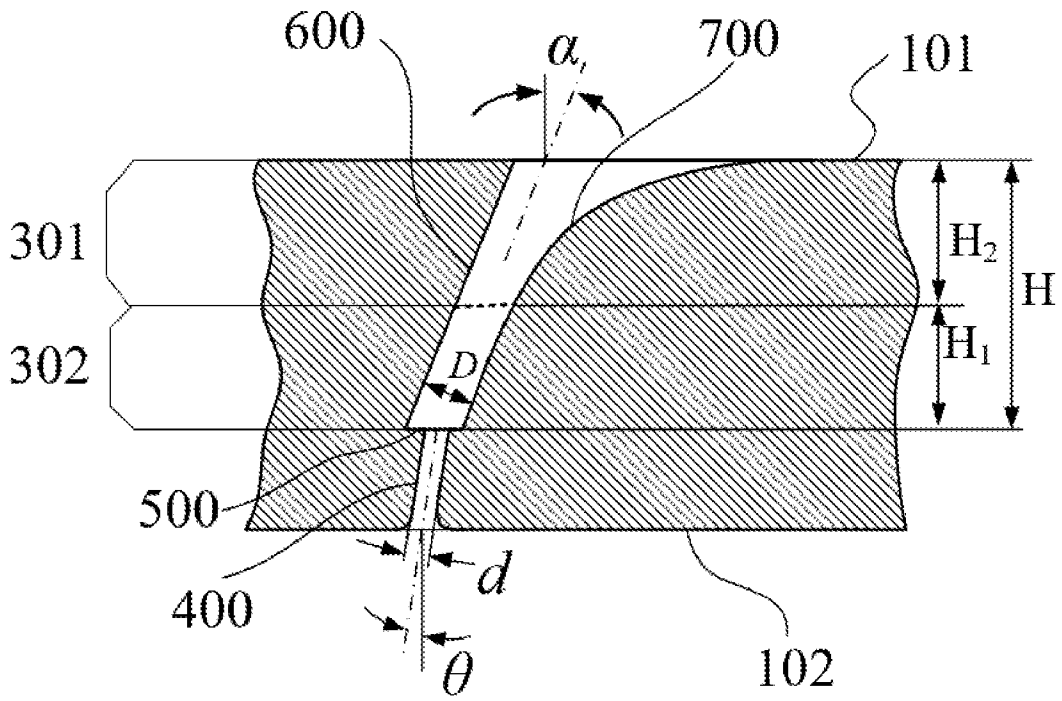


图 4

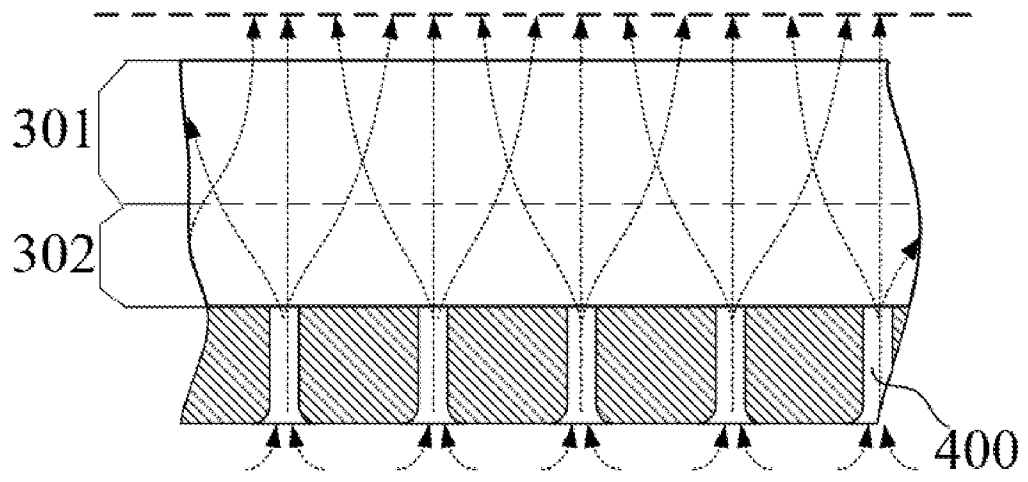


图 5

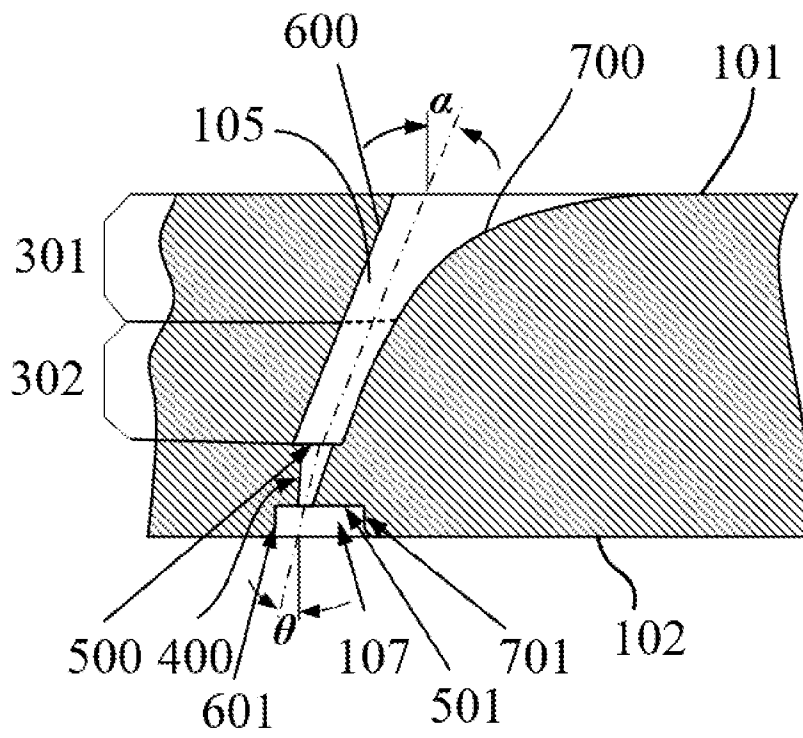


图 6

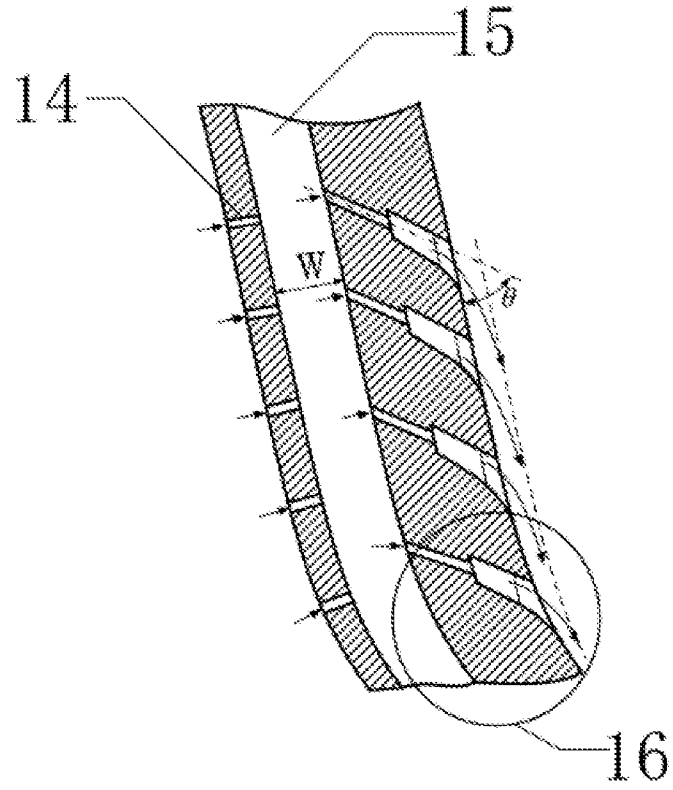


图 7

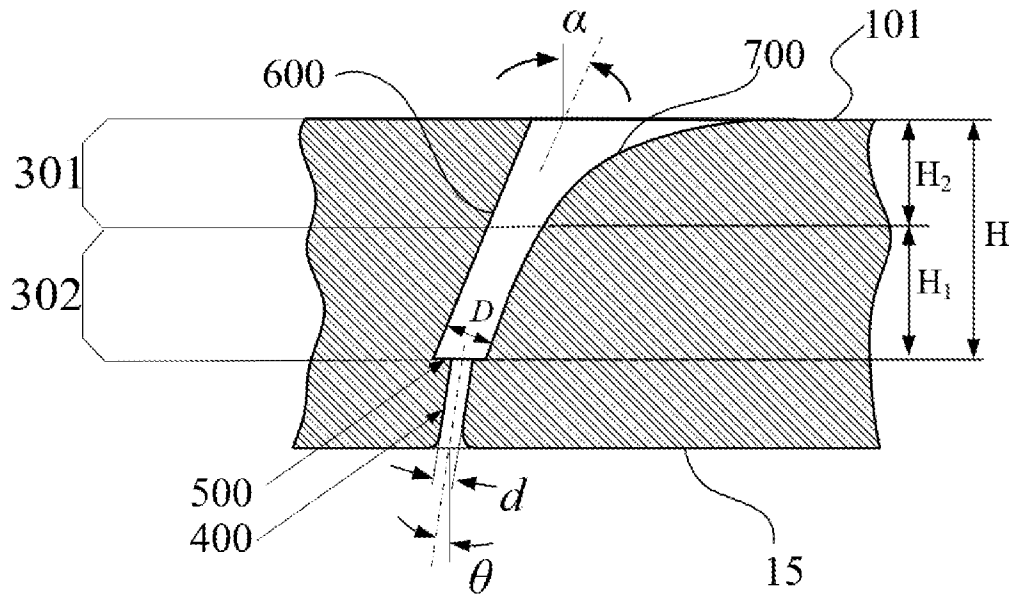


图 8

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2018/125109

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**

F01D 5/18(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

**B. FIELDS SEARCHED**

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F01D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS, SIPOABS, DWPI, CNKI: 叶片, 冷却, 槽, 缝, 孔, 气膜, 扩散, 中空, blade, cool, slot, groove, hole, opening, orifice, film, diffuser, hollow

**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 108843404 A (NINGBO INSTITUTE OF MATERIALS TECHNOLOGY AND ENGINEERING, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES ET AL.) 20 November 2018 (2018-11-20) claims 1-15	1-15
X	CN 203867627 U (AECC COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINE CO., LTD.) 08 October 2014 (2014-10-08) description, paragraphs [0032]-[0057], and figures 1-10	1, 7-15
Y	CN 203867627 U (AECC COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINE CO., LTD.) 08 October 2014 (2014-10-08) description, paragraphs [0032]-[0057], and figures 1-10	2-6
Y	CN 108223019 A (NINGBO INSTITUTE OF MATERIALS TECHNOLOGY AND ENGINEERING, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES ET AL.) 29 June 2018 (2018-06-29) description, paragraphs [0084]-[0104]	2, 4, 6
Y	CN 101042056 A (XI'AN JIAOTONG UNIVERSITY) 26 September 2007 (2007-09-26) description, pages 4 and 5, and figures 1-4	3-6

 Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

\* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&amp;" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

02 April 2019

Date of mailing of the international search report

26 April 2019

Name and mailing address of the ISA/CN

**China National Intellectual Property Administration (ISA/  
CN)**  
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District, Beijing  
100088  
China

Authorized officer

Facsimile No. (86-10)62019451

Telephone No.

## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2018/125109

**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CN 106593543 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY) 26 April 2017 (2017-04-26) description, paragraphs [0026]-[0037], and figures 1-4	1, 7-15
Y	CN 106593543 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY) 26 April 2017 (2017-04-26) description, paragraphs [0026]-[0037], and figures 1-4	2-6
A	CN 103696811 A (INSTITUTE OF ENGINEERING THERMOPHYSICS, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES) 02 April 2014 (2014-04-02) entire document	1-15
A	US 8851848 B1 (LIANG GEORGE ET AL.) 07 October 2014 (2014-10-07) entire document	1-15

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**  
**Information on patent family members**

International application No.

**PCT/CN2018/125109**

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	108843404	A	20 November 2018	None			
CN	203867627	U	08 October 2014	None			
CN	108223019	A	29 June 2018	None			
CN	101042056	A	26 September 2007	CN	100485166	C	06 May 2009
CN	106593543	A	26 April 2017	CN	106593543	B	17 April 2018
CN	103696811	A	02 April 2014	None			
US	8851848	B1	07 October 2014	None			

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2018/125109

<p><b>A. 主题的分类</b> F01D 5/18(2006.01) i</p> <p>按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类</p>																							
<p><b>B. 检索领域</b> 检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号) F01D</p> <p>包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献</p> <p>在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用)) CNABS, SIPOABS, DWPI, CNKI:叶片, 冷却, 槽, 缝, 孔, 气膜, 扩散, 中空, blade, cool, slot, groove, hole, opening, orifice, film, diffuser, hollow</p>																							
<p><b>C. 相关文件</b></p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>类型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PX</td> <td>CN 108843404 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 11月 20日 (2018 - 11 - 20) 权利要求1-15</td> <td>1-15</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10</td> <td>1, 7-15</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10</td> <td>2-6</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 108223019 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 6月 29日 (2018 - 06 - 29) 说明书第84-104段</td> <td>2, 4, 6</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 101042056 A (西安交通大学) 2007年 9月 26日 (2007 - 09 - 26) 说明书第4-5页, 图1-4</td> <td>3-6</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>CN 106593543 A (西北工业大学) 2017年 4月 26日 (2017 - 04 - 26) 说明书第0026-0037段, 图1-4</td> <td>1, 7-15</td> </tr> </tbody> </table>			类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	PX	CN 108843404 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 11月 20日 (2018 - 11 - 20) 权利要求1-15	1-15	X	CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10	1, 7-15	Y	CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10	2-6	Y	CN 108223019 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 6月 29日 (2018 - 06 - 29) 说明书第84-104段	2, 4, 6	Y	CN 101042056 A (西安交通大学) 2007年 9月 26日 (2007 - 09 - 26) 说明书第4-5页, 图1-4	3-6	X	CN 106593543 A (西北工业大学) 2017年 4月 26日 (2017 - 04 - 26) 说明书第0026-0037段, 图1-4	1, 7-15
类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																					
PX	CN 108843404 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 11月 20日 (2018 - 11 - 20) 权利要求1-15	1-15																					
X	CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10	1, 7-15																					
Y	CN 203867627 U (中航商用航空发动机有限责任公司) 2014年 10月 8日 (2014 - 10 - 08) 说明书第32-57段, 图1-10	2-6																					
Y	CN 108223019 A (中国科学院宁波材料技术与工程研究所 等) 2018年 6月 29日 (2018 - 06 - 29) 说明书第84-104段	2, 4, 6																					
Y	CN 101042056 A (西安交通大学) 2007年 9月 26日 (2007 - 09 - 26) 说明书第4-5页, 图1-4	3-6																					
X	CN 106593543 A (西北工业大学) 2017年 4月 26日 (2017 - 04 - 26) 说明书第0026-0037段, 图1-4	1, 7-15																					
<p><input checked="" type="checkbox"/> 其余文件在C栏的续页中列出。 <input checked="" type="checkbox"/> 见同族专利附件。</p>																							
<p>* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件</p> <p>“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&amp;” 同族专利的文件</p>																							
<p>国际检索实际完成的日期 2019年 4月 2日</p>		<p>国际检索报告邮寄日期 2019年 4月 26日</p>																					
<p>ISA/CN的名称和邮寄地址 中国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451</p>		<p>授权官员 刘亚妮 电话号码 86-(10)-62085290</p>																					

C. 相关文件		
类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
Y	CN 106593543 A (西北工业大学) 2017年 4月 26日 (2017 - 04 - 26) 说明书第0026-0037段, 图1-4	2-6
A	CN 103696811 A (中国科学院工程热物理研究所) 2014年 4月 2日 (2014 - 04 - 02) 全文	1-15
A	US 8851848 B1 (LIANG GEORGE等) 2014年 10月 7日 (2014 - 10 - 07) 全文	1-15

国际检索报告  
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2018/125109

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	108843404	A	2018年 11月 20日	无	
CN	203867627	U	2014年 10月 8日	无	
CN	108223019	A	2018年 6月 29日	无	
CN	101042056	A	2007年 9月 26日	CN 100485166	C 2009年 5月 6日
CN	106593543	A	2017年 4月 26日	CN 106593543	B 2018年 4月 17日
CN	103696811	A	2014年 4月 2日	无	
US	8851848	B1	2014年 10月 7日	无	

表 PCT/ISA/210 (同族专利附件) (2015年1月)