



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102947596 A

(43) 申请公布日 2013. 02. 27

(21) 申请号 201180029295. X

(22) 申请日 2011. 06. 23

(30) 优先权数据

1055066 2010. 06. 24 FR

(85) PCT申请进入国家阶段日

2012. 12. 20

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2011/051454 2011. 06. 23

(87) PCT申请的公布数据

W02011/161385 FR 2011. 12. 29

(71) 申请人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 克里斯廷·郝蒂尔 伯纳德·拉梅松

杰克斯·艾伯斯凡

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

代理人 宋义兴

(51) Int. Cl.

F04D 29/32 (2006. 01)

F01D 5/14 (2006. 01)

F01D 5/28 (2006. 01)

F04D 29/02 (2006. 01)

B21K 3/04 (2006. 01)

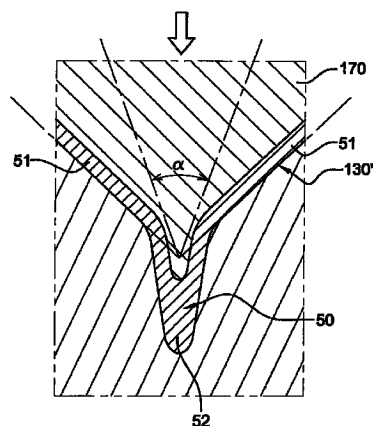
权利要求书 2 页 说明书 7 页 附图 6 页

(54) 发明名称

涡轮机叶片金属加强件的制作方法

(57) 摘要

本发明涉及实心部件制作方法,其涉及采用两个模具锻造变形金属棒材(40)的步骤(240),以获得包括两个翅片(51)的中间部件(50),所述翅片位于实心部件(53)两侧,能够形成所述金属加强件(30)的底部(39),所述两个翅片(51)之间为张开角 α ;对所述中间部件(50)的所述翅片(51)进行变形的步骤(250),改变所述张口角 α ,从而获得涡轮机叶片前缘或后缘金属加强件(50)的最终形状。



1. 制作涡轮机叶片 (10) 前缘或后缘金属加强件 (30) 的方法 (200), 包括
 - 通过两个模具锻造变形金属棒材 (40) 的步骤 (240), 以获得中间部件 (50), 所述中间部件包括两个翅片 (51), 分别位于实心部分 (53) 两侧, 能够形成所述金属加强件 (30) 的底部 (39), 所述两个翅片 (51) 构成张开角 α ;
 - 对所述中间部件 (50) 的所述翅片 (51) 进行变形的步骤 (250), 以改变所述张口角 α , 从而获得涡轮机叶片前缘或后缘金属加强件 (30) 的最终形状。
2. 根据权利要求 1 所述的制作方法 (200), 其特征在于, 在锻造变形所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (240) 之前, 制作方法 (200) 包括沿垂直于所述棒材 (40) 纵轴方向对所述金属棒材 (40) 进行弯曲的步骤 (210, 220)。
3. 根据权利要求 1 至 2 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 在锻造变形所述金属棒材 (40) 所述步骤 (240) 之前, 制作方法 (200) 包括在带有腔室 (140) 的工具 (100) 内填充所述金属棒材 (40) 的步骤 (230), 所述腔室对应于所述金属加强件 (30) 的实心底部 (39) 的最终形状。
4. 根据权利要求 3 所述的制作方法 (200), 其特征在于, 填充所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (230) 和锻造变形所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (240) 都是通过多个凸模 (120, 160, 170) 在同一工具 (100) 内进行的。
5. 根据权利要求 3 至 4 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 填充所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (230) 是热态下进行的。
6. 根据权利要求 3 至 5 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 填充所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (230) 和锻造变形所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (240) 都是连续进行的, 无需冷却工具 (100)。
7. 根据权利要求 1 至 6 其中一项以及根据权利要求 2 所述的制作方法 (200), 其特征在于, 所述金属棒材 (40) 进行弯曲的所述步骤 (210, 220), 锻造变形所述金属棒材 (40) 的所述步骤 (240) 和变形所述中间部件 (50) 的所述步骤 (250) 都是在热态下进行的。
8. 根据权利要求 1 至 7 其中一项以及根据权利要求 2 所述的制作方法 (200), 其特征在于, 所述金属棒材 (40) 进行弯曲的所述步骤 (210, 220) 包括:
 - 沿垂直于所述棒材 (40) 纵轴的第一方向对所述金属棒材 (40) 进行弯曲的第一分步骤;
 - 沿垂直于所述第一方向的第二方向并垂直于所述棒材 (40) 纵轴对所述金属棒材 (40) 进行弯曲的第二分步骤。
9. 根据权利要求 1 至 8 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 所述方法包括了在所述金属棒材 (40) 上制作预成型部分 (41) 的步骤, 从而在锻造变形所述步骤 (240) 期间方便了工具在所示棒材 (40) 上的定位。
10. 根据权利要求 1 至 8 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 所述锻造变形步骤为反挤压步骤。
11. 根据权利要求 1 至 10 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 所述锻造变形步骤是在连续两次作业期间通过至少一个凸模进行的。
12. 根据权利要求 1 至 11 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 从所述中间部件上变形所述翅片 (51) 的所述步骤 (250) 同时实施所述中间部件 (50) 的最终扭曲。

13. 根据权利要求 1 至 12 其中一项所述的制作方法 (200), 其特征在于, 从所述中间部件上变形所述翅片 (51) 的所述步骤 (250) 同时实施:

- 金属加强件 (30) 内部半径 (33) 形状的最终确定;
- 侧翼 (35, 37) 和金属加强件 (30) 的成型;
- 所述金属加强件 (30) 的扭曲的最终确定。

14. 包括两个翅片 (51) 的中间部件, 分别位于实心部分 (53) 两侧, 能够形成所述金属加强件 (30) 底部 (39), 其特征在于, 其是通过权利要求 1 到 13 所述涡轮机叶片 (10) 前缘或后缘金属加强件 (30) 的制作方法 (200) 而获得的。

15. 根据权利要求 14 所述的中间部件, 其特征在于, 其包括了两个翅片, 分别位于实心部分 (53) 两侧, 能够对涡轮机叶片 (10) 前缘或后缘金属加强件 (30) 底部 (39) 进行成型。

涡轮机叶片金属加强件的制作方法

技术领域

[0001] 本发明涉及复合材料或金属涡轮机叶片的金属加强件的制作方法。

[0002] 本发明特别涉及制作涡轮机叶片前缘的金属加强件的方法。

[0003] 本发明领域属于涡轮机领域,特别是涡轮机复合材料或金属材料制成的风扇叶片领域,其前缘包括金属结构加强件。

[0004] 然而,本发明还可应用到制作金属加强件,用来增强任何类型涡轮机叶片的前缘或后缘,不论是陆用还是航空用涡轮机,特别是直升机涡轮喷气发动机或飞机涡轮喷气发动机。

[0005] 本发明还可应用到复杂几何形状的任何实心部件的制作。

背景技术

[0006] 众所周知,前缘对应于空气动力外形的前部,其面向气流,并将气流分成了压力面上的空气流和吸力面上的空气流。后缘对应于空气动力外形的后部,在此处,压力面上的气流和吸力面上的气流相结合。

[0007] 涡轮机叶片,特别是风扇叶片,都会受到巨大的机械应力,特别是与转速相关的应力,而且还必须满足重量和负载的苛刻条件。减轻叶片重量的一个可能的选择方案就是使用复合材料来制作叶片。

[0008] 人们已知,正如 SNECMA 提交的专利申请文件 EP1908919 中所提出的,可提供一种采用复合材料制成的涡轮机风扇叶片,叶片中使用金属结构加强件,加强件沿叶片整个高度延伸并一直延伸到其前缘之外。如果遇到异物撞击风扇,诸如鸟,冰雹或甚至石块时,这种加强件可以保护复合材料叶片组件。

[0009] 特别是,金属结构加强件可保护复合材料叶片前缘,避免出现脱层、纤维折断或甚至纤维/基底脱胶造成损坏的风险,

[0010] 传统上,涡轮机叶片包括沿前缘和后缘之间的第一方向和叶根及叶尖之间大体垂直于第一方向的第二方向延伸的空气动力面。金属结构加强件随叶片空气动力面前缘的形状,并沿第一方向延伸过叶片空气动力面前缘,以便与叶片压力面和吸力面的轮廓相一致,并沿叶根和叶尖之间的第二方向延伸。

[0011] 按照已知方式,金属结构加强件为采用钛制成的金属部件,从材料实心块上完全铣削而制成。

[0012] 然而,叶片前缘金属加强件的生产是很复杂的,要求无数次重复加工和复杂工具,涉及巨大的生产成本。

发明内容

[0013] 在这种情况下,本发明旨在提出一种制作涡轮机叶片前缘或后缘的金属加强件的方法,可以大大降低这种部件的制作成本,并简化制造工艺,从而可以解决上述问题。

[0014] 为此,本发明提出了一种制作涡轮机叶片前缘或后缘金属加强件的方法,包括:

[0015] - 通过两个模具锻造金属棒材使其变形的步骤,目的是获得一种包括两个翅片(fin)的中间部件,分别位于实心部分两侧,能够成型所述金属加强件的底部,所述两个翅片形成张口角 α ;

[0016] - 对所述中间部件的所述翅片进行变形的步骤,改变所述张口角 α ,从而获得涡轮机前缘或后缘上金属加强件的最终形状。

[0017] 通过术语“锻造变形步骤”,人们可以了解,金属锻造成型作业包括将韧性材料(加热后形成韧性)穿过一个孔或模具。于是,在锻造变形金属棒材的第一个步骤期间,将经过加热的实心金属置于工具内,这样,由于推力的作用,材料被迫通过塑性流而穿过工具上的孔眼或模具。

[0018] 锻造变形步骤类似于正挤压或反挤压变形步骤,即将加热的实心金属置于材料挤压温度下,即至少等于250摄氏度的温度环境下,并通过施加推力而迫使其穿过孔眼,通常称之为模具。在一定程度的力的作用下,产生金属的塑性流,流过模具。

[0019] 为此,根据本发明的锻造变形方法不同于冲压方法,后者是将变形材料填入空腔。此外,冲压是一种将金属材料垂直于工具冲击方向置放的变型方法。

[0020] 通过本发明,复杂形状的金属结构加强件可从简单的金属棒材和通过一系列简单锻造步骤以简单快速方式制作,从而可以大大降低这种部件的制作成本,特别是采用了简单工具和机器。

[0021] 此外,利用金属棒材而不是金属板材制作涡轮机叶片的金属结构加强件,还可以将材料的浪费降到最低,进而降低了这种加强件的制作成本。

[0022] 为此,所述制作方法通过扁材的铣削可以克服加强件的复杂制作,这种制造要求使用大量的材料,结果,可以降低所使用的原始材料的数量。

[0023] 根据本发明的涡轮机叶片金属加强件的制作方法还可具有一个或多个如下特性,不论是个别的还是技术上可行的任何结合形式:

[0024] - 在所述锻造变形所述金属棒材的所述步骤之前,制作方法包括沿垂直于所述棒材纵轴方向对所述金属棒材进行弯曲的步骤;

[0025] - 在锻造变形所述金属棒材的所述步骤之前,制作方法包括将所述金属棒材充入带有腔室的工具内的步骤,所述空腔对应于所述金属加强件的实心底座的最终形状;

[0026] - 填充所述金属棒材的所述步骤和锻造变形所述金属棒材的所述步骤是在同一工具内通过多个凸模进行的;

[0027] - 填充所述金属棒材的所述步骤是在热态情况下进行的;

[0028] - 填充所述金属棒材的所述步骤,和锻造变形所述金属棒材的所述步骤是连续进行的,无需对工具进行冷却;

[0029] - 所述金属棒材的所述弯曲步骤,锻造变形所述金属棒材的所述步骤和所述中间部件的所述变形步骤都是在热态情况下进行的;

[0030] - 所述金属棒材的所述弯曲步骤包括:

[0031] - 沿垂直于所述棒材纵轴的第一方向对所述金属棒材进行弯曲的第一分步骤;

[0032] - 沿垂直于所述第一方向和垂直于所述棒材纵轴的第二方向对所述金属棒材进行弯曲的第二分步骤;

[0033] - 所述方法包括在所述金属棒材上生产预成型部分的步骤,从而便于所述锻造变

形步骤期间将工具定位在所述棒材上；

- [0034] - 所述锻造变形步骤为反挤压步骤；
 - [0035] - 所述锻造变形步骤是在两次连续作业中通过至少一个凸模进行的；
 - [0036] - 从所述中间部件上变形所述翅片的所述步骤同时实施了所述中间部件的确定扭曲；
 - [0037] - 从所述中间部件变形所述翅片的所述步骤同时实施；
 - [0038] - 金属加强件内部半径形状的最终确定；
 - [0039] - 横向侧面和金属加强件的成型；
 - [0040] - 所述金属加强件的扭曲的最终确定
- [0041] 本发明还涉及到采用根据本发明制作方法获得的中间部件。
- [0042] 本发明还涉及到金属部件,其特征在於,其包括两个翅片,分别位于实心部分的两侧,能够对涡轮机叶片前缘或后缘金属加强件的底部进行成型。

附图说明

[0043] 通过如下以示例形式而非限定性的说明,并参照附图,本发明的其它特性和优点会更清楚地显现出来,附图如下:

- [0044] - 图 1 为叶片侧视图,包括通过本发明所述制作方法获得的前缘金属加强件；
- [0045] - 图 2 为沿图 1 的 AA 剖面所示局部剖面图；
- [0046] - 图 3 为流程图,示出了根据本发明的制作方法制作涡轮机叶片前缘金属加强件的主要步骤；
- [0047] - 图 4A, 4B, 4C, 4D, 4E 示出了图 3 所示制作方法不同步骤期间金属加强件的结构渐进情况；
- [0048] - 图 5A, 5B 为在图 3 所示方法第三步骤期间涡轮机叶片前缘金属加强件的局部剖面图；
- [0049] - 图 6 和图 7 为在图 3 所示方法第四步骤期间涡轮机叶片前缘金属加强件的局部剖面图；
- [0050] - 图 8 为在图 3 所示方法第五步骤期间涡轮机叶片前缘金属加强件的局部透视图。

具体实施方式

- [0051] 在所有附图中,共同的部件使用了相同的参考标记,除非另有相反规定。
- [0052] 图 1 为叶片侧视图,包括根据本发明制作方法获得的前缘金属结构加强件。
- [0053] 所示叶片 10,例如,是一种涡轮机(图中未示)风扇的动叶片。
- [0054] 叶片 10 包括空气动力面 12,沿前缘 16 和后缘 18 之间的第一轴向方向 14 和叶根 22 与叶尖 24 之间大体垂直于第一方向 14 的第二径向方向 20 延伸。
- [0055] 空气动力面 12 构成叶片 10 的吸力面 13 和压力面 11,图 1 仅示出了叶片 10 的吸力面 13。压力面 11 和吸力面 13 构成叶片 10 的侧向面,将叶片 10 的前缘 16 连接到后缘 18 上。
- [0056] 在该实施例中,叶片 10 为复合材料叶片,通常采用编织的复合材料拉伸成型后获得。例如,所使用的复合材料可以是编织的碳纤维和树脂基底组合而成,所述组件采用真空

辅助树脂传递模塑成型。

[0057] 叶片 10 包括金属结构加强件 30, 粘结在其前缘 16 的区域内, 沿第一方向 14 延伸过叶片 10 空气动力面 12 前缘 16, 并沿叶根 22 与叶尖 24 之间的第二方向 20。

[0058] 如图 2 所示, 结构加强件 30 依照叶片 10 空气动力面 12 前缘 16 形状, 其延伸而构成前缘 31, 称之为加强件的前缘。

[0059] 传统上, 结构加强件 30 为整体部件, 包括呈大体 V 形状的截面, 带有构成前缘 31 的底部 39, 并通过两个侧翼 35, 37 延伸, 分别依附着叶片空气动力面 12 的压力面 11 和吸力面 13。侧翼 35, 37 的外形沿叶片后缘方向呈锥形或厚度逐渐减小。

[0060] 底部 39 包括圆形内部形状 33, 能够随叶片 10 的前缘 16 的形状。

[0061] 结构加强件 30 为金属制成, 优选基于钛的金属。更确切地说, 所述材料具有很高的吸收由于撞击而产生能量的能力。加强件通过所属领域技术人员所熟知的粘结剂 (例如, 氰基丙烯酸粘合剂或甚至环氧树脂黏合剂) 粘结到叶片 10 上,

[0062] 专利申请文件 EP1908919 更具体地介绍了用作复合材料涡轮机叶片加强件的这种金属结构加强件 30。

[0063] 根据本发明的方法可以特别制作出图 2 所示的结构加强件, 图 2 示出了安装在涡轮机风扇动叶片 10 上的最终状态的加强件 30。

[0064] 图 3 为流程图, 示出了根据本发明的制作方法 200 的主要步骤, 可制作图 1 和图 2 所示叶片 10 前缘金属结构加强件 30。

[0065] 制作方法 200 的第一个步骤 210 为锻造直线金属棒材 40 的步骤 (图 4A 所示), 可以沿垂直于棒材 40 纵轴 AA' 对所述棒材 40 进行弯曲, 如图 4B 所示。

[0066] 金属棒材 40 为圆截面的钛棒材, 直径大约为几个毫米; 截面的直径根据使用者和制作最终部件所需材料厚度的要求而变化。

[0067] 在该第一锻造步骤期间, 对金属棒材 40 进行变形, 通过压机, 例如, 等热压机, 将温度置于 700°C 和 940°C 之间, 以低应变速率获得钛的良好变形特性, 从而沿第一方向 Z 制作出第一次弯曲。

[0068] 制作方法 200 的第二个步骤 220 是对前一个步骤期间所获得的弯曲的金属棒材 40' 进行锻造 (如图 4B 所示), 从而沿垂直于纵轴 AA' 和轴线 Z 的方向对所述棒材 40 进行第二次弯曲。这样, 根据图 4B 所述参考系, 棒材 40 的第二次弯曲会沿 Y 方向产生, 获得带有两次弯曲的金属棒材 40'' (即, 沿两个方向), 如图 4C 所示。

[0069] 该步骤也可通过等温压机来进行, 即温度置于 700°C 和 940°C 之间, 以低应变速率而获得钛的良好变形特性。例如, 第一和第二步骤可以通过螺旋压机和凸模 / 凹模工具来进行。

[0070] 所述前两个步骤 210, 220 可以沿最终金属加强件 30 的中性纤维对大体直线金属棒材 40 进行扭曲, 如图 1 和图 2 所示。

[0071] 制作方法 200 的第三个步骤 230 是对带有两次弯曲的金属棒材进行锻造的步骤, 这项作业是将金属棒材置入压机的工具 100 内, 如图 5A 和 5B 所示。

[0072] 该步骤 230 是预先将扭曲的金属棒材 40'' 置于工具 100 内, 如图 5A 所示。然后, 在活动凸模 120 的作用下通过填充而使其变形, 从而填充凹模 110 的腔室 140, 如图 5B 所示。然后, 就获得了部件 40''' , 其形状对应于凹模 110 的腔室 140 的形状。凸模 120 带有

大体平面的接触表面 121, 能够与插入工具内的金属棒材 40" 相接触, 并能够对所述金属棒材进行变形, 以便在凸模 120 所施加的压力作用下将其插入到腔室 140 内。

[0073] 工具 100 的腔室 140 带有涡轮机叶片金属加强件前缘 31 的最终两次弯曲, 并对应于金属加强件 30 的底部 39 的最后形状。

[0074] 该第三步骤 230 是在压机内进行的, 通常采用螺旋压机, 温度为大约 940°C。在这个温度时, 钛的拉伸率大于 35%, 这可以产生有效变形, 但又不会损伤钛的特性。

[0075] 制作方法 200 的第四步骤 240 是对所述金属棒材 40" ' 进行锻造的步骤, 即堆积后获得, 采用模具对金属棒材进行变形作业, 诸如通过挤压锻造作业而成。

[0076] 挤压是一种通过锻造来使金属成型的方法。即推动韧性材料 (加热成韧性) 穿过孔或模具。挤压工艺是将加热到一定温度 (称之为挤压温度) 的实心材料置放在工具上并迫使其穿过孔眼, 通常为模具, 施加推力。在一定程度的力的作用下, 产生塑性流, 穿过模具。

[0077] 共有两种不同的挤压方式: 正挤压和反挤压

[0078] 正挤压是将经过加热的材料 (此前已经置放在工具上) 通过凸模而向模具方向移动。反挤压是指同时使工具和金属向模具方向移动, 从而克服了材料和工具之间的摩擦。

[0079] 有利的是, 步骤 240 为反挤压步骤, 可以将材料向上推而穿过模具。然而, 步骤 240 也可以是正挤压步骤。

[0080] 如果是正挤压的情况下, 且在该步骤 240 之前, 可以通过机加工来在金属棒材 40 上制作预成型部分 41, 如图 9 所示, 从而方便了挤压步骤, 特别是改善了工具的导向。

[0081] 优选地, 在金属棒材 40 上制作预成型部分 41 的该步骤是在根据本发明方法的弯曲步骤 210 和 220 之前进行。该反挤压锻造步骤是在前一个步骤期间所使用的同一个工具 100 上进行。然而, 具有平面接触表面 121 的凸模 120 可以用凸模 160 来取代, 其接触表面的形状更呈锥形, 且更呈大体 V 形状, 如图 6 所示。

[0082] 凸模 160 的特别形状使得其可以在金属棒材 40" ' 材料上施加推力, 使其变形, 并推其进入位于凸模 160 和凹模 110 之间的模具 130 内。

[0083] 这个反挤压步骤 240 可以采用两种不同凸模连续进行两次: 如上所述以及如图 6 所示的第一凸模 160, 如图 7 所示的第二凸模 170, 这包括接触面积较之前一个凸模 160 更尖且更具锥形, 从而将更多的材料推入凸模 170 和凹模 110 之间的模具 130' 内。

[0084] 通常, 凸模 170 的形状对应于金属加强件 30 底部 39 的内部形状 33 的最终形状 (如图 2 所示), 即叶片 10 的前缘 16 的圆形。

[0085] 该反挤压步骤 240 可以采用不同的凸模进行一次或两次。作业次数的选择除了需要制作的部件的复杂程度外, 还取决于需要挤入材料数量。

[0086] 有利的是, 步骤 240 的不同作业次数可以连续进行, 无需操作手过多干预, 也无需温度显著变化 (即, 无需对部件和工具进行冷却)。类似于前一个步骤, 反挤压步骤 240 可以通过液压机、螺旋压机等在大约 940°C (正负 10°C) 的温度下进行。

[0087] 为此, 反挤压步骤可以通过有限数量的作业来获得材料的有效变形, 从而形成图 4D 所示中间部件 50。

[0088] 中间部件 50 呈大体 V 形或 Y 形 (Y 形部件如图 4E 和图 7 所示), 包括两个侧向翅片 51, 分别在实心部分 52 的两侧, 大体上对应于金属加强件 30 底部最终形状, 特别是前缘

31。

[0089] 在中间部件 50 的端部,从初始金属棒材 20 制作而成的颈部可以在所需不同步骤和作业期间操作该部件并可使得参考部件在所使用不同工具中得以制作。

[0090] 在工具 100 内制作中间部件 50,这样,两个侧翅片 51 具有大体在 60° 和 90° 之间的张开角,以满足金相技术规格的要求。

[0091] 侧翅片 51 的厚度大体上对应于金属加强件 30 的压力面和吸力面的侧翼厚度,为此,翅片 51 具有沿相对于中间部件 50 前缘方向厚度逐渐减小的形状。为此,工具 100 的模具 130 具有特定尺寸,以便获得制作金属加强件 30 所要求的翅片的外形和厚度。

[0092] 制作方法 200 的第五步骤 250 为锻造步骤,改变了侧翅片 51 的张开角,中间部件 50 的两个侧翅片 51 更加靠近,即角度 α 减小,以获得涡轮机叶片前缘金属加强件 30 的最终形状。

[0093] 该步骤 250 可在成型工具 300(图 8 所示)内进行,后者带有金属加强件 30 最终确定的形状,并通过传统的液压机、螺旋压机等进行。为此,除了具有金属加强件 30 的外部形状对应部分(图中未示)外,工具 300 包括大体上对应于涡轮机叶片外形的腔室 310,其内将安装金属加强件 30,而且,特别是,侧翅片 35,37 的形状分别随叶片 10 空气动力面 12 的压力面 11 和吸力面 13 形状。

[0094] 根据图 8 所示实施例,中间部件 50 置于工具 300 内,以顶住腔室 310。

[0095] 然后,两个翅片 51 由对应部分沿腔室 210 方向向后折,为的是减小角度 α 和形成金属加强件 30 的最终轮廓。

[0096] 有利的是,中间部件 50 通过工具 300 与翅片 51 的变形同时扭曲,从而最后确定部件的扭曲形状。

[0097] 为此,该步骤 250 同时可以:

[0098] - 最后确定金属加强件 30 的内部半径 33 的形状;

[0099] - 确定金属加强件 30 的侧翼 35 和 37 的形状;

[0100] - 最后确定金属加强件 30 的扭曲形状。

[0101] 然而,根据再一个实施例,如果需要,所述不同作业可以单独进行。

[0102] 类似于前面步骤 230,240,步骤 250 在大约 940°C 温度下进行。

[0103] 为此,在步骤 250 期间获得的金属加强件 30 优选在其热态时脱模,为的是方便部件的脱模。然而,脱模也可在冷态下进行。

[0104] 为了方便金属加强件 30 的脱模,特别是在冷态时,腔室 310 可以包括多个活动的或可拆除的部分,这些部分可以逐个分解。

[0105] 为了方便脱模,还可以先准备工具 300 在腔室 310 上沉积一个保护层,从而防止加强件 30 胶结在工具 300 上。例如,所述保护层可以是一层氧化铝。

[0106] 最后,制作方法 200 的第六步骤 260 是一个选择步骤,即通过机加工对加强件 30 进行表面处理和整理。所述表面处理步骤 260 具体是指:

[0107] - 重修侧翼 35,37(该步骤特别是指对侧翼 35,37 的修理,减小压力面和吸力面上的侧翼 35,37 的厚度);

[0108] - 对加强件 30 进行抛光处理,获得所要求的表面状态。

[0109] 图 4E 示出了根据本发明制作方法所获得的加强件 30 的最终状态。

[0110] 联系到所述主要制作步骤,根据本发明的方法还包括按无损方式对加强件 30 进行检查的步骤,可以确保所获得组件的几何和金相一致性。例如,无损检查可以使用光学射线(白光)或非接触超声波检查方法来进行。

[0111] 上面主要介绍了本发明的钛基金属棒材金属加强件的制作方法;然而,根据本发明的方法还适用于镍基材料或甚至钢基材料。

[0112] 上面主要介绍了本发明的钛基金属棒材金属加强件的制作方法;然而,根据本发明的方法还适用于以前加强的——例如 SiC-Ti——金属棒材的使用。

[0113] 例如,钛加强的金属棒材的实施例可以是金属棒材,包括了采用 SiC-Ti 加强的芯和钛的覆盖物。例如,所述加强金属棒材可以通过共同挤压的方法获得,即在模具(即,缩减锥体)内穿过 SiC-Ti 制成的棒材,外面包裹钛套。两种材料在其结合处产生的摩擦会形成压缩力和热量,从而实现两种材料之间的紧密结合。

[0114] SiC-Ti 制成的芯可以方便地置放在金属棒材内,从而在根据本发明的制作方法期间,随——或不随——金属棒材变形。

[0115] 根据本发明的方法还包括了对所获得的加强金属棒材进行机加工的步骤,在实施锻造步骤之前,例如,通过机械或化学加工。

[0116] 自然地,也可以想像地制作加强的金属棒材,其包括非加强的芯和加强的覆盖物。

[0117] 有利的是,在构成金属加强件的部件上,将其置于大约 $940 \pm 10^\circ\text{C}$ 的温度下,可进行不同的弯曲、堆积、挤压和扭曲作业,所述环境和工具能够采用上述示例中提到的不同温度。

[0118] 上面特别介绍了本发明的涡轮机复合材料叶片金属加强件的制作;然而,本发明还适用于涡轮机金属叶片的金属加强件的制作。

[0119] 上面特别介绍了本发明的涡轮机叶片前缘金属加强件的制作;然而,本发明还适用于涡轮机叶片后缘金属加强件的制作。

[0120] 特别是,本发明其它优点包括:

[0121] - 降低制作成本;

[0122] - 减少制作时间;

[0123] - 简化制造工艺;

[0124] - 降低工具成本;

[0125] - 降低材料成本。

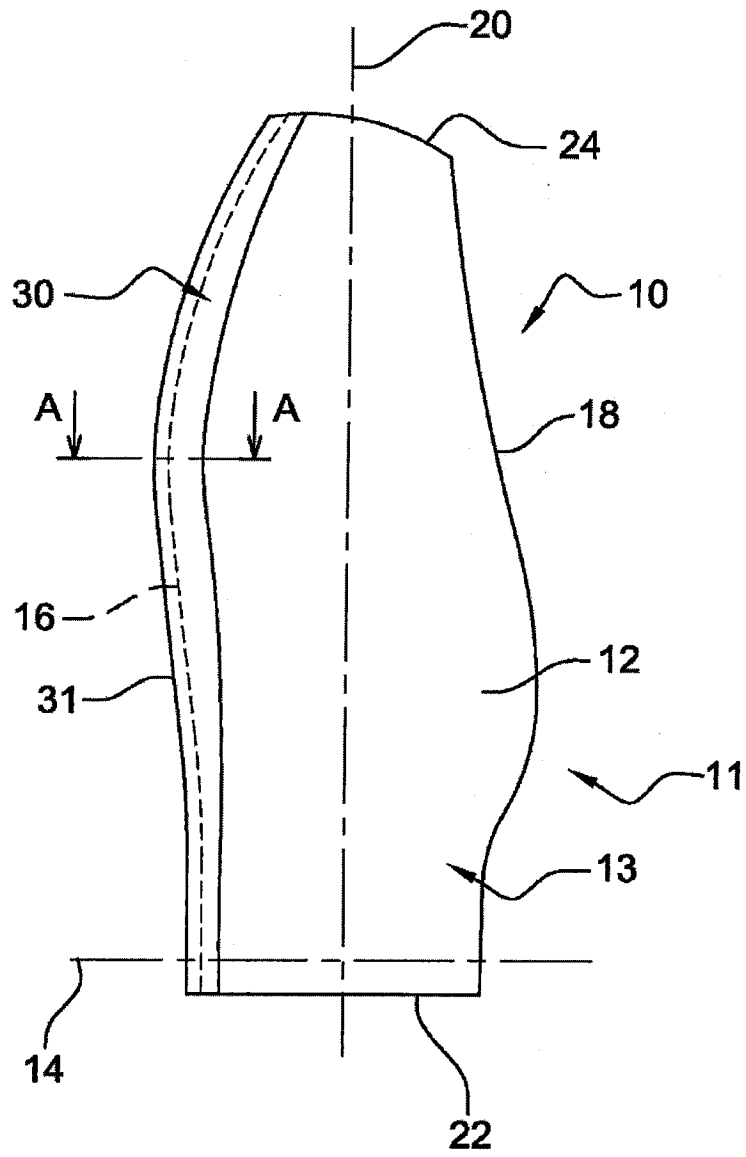


图 1

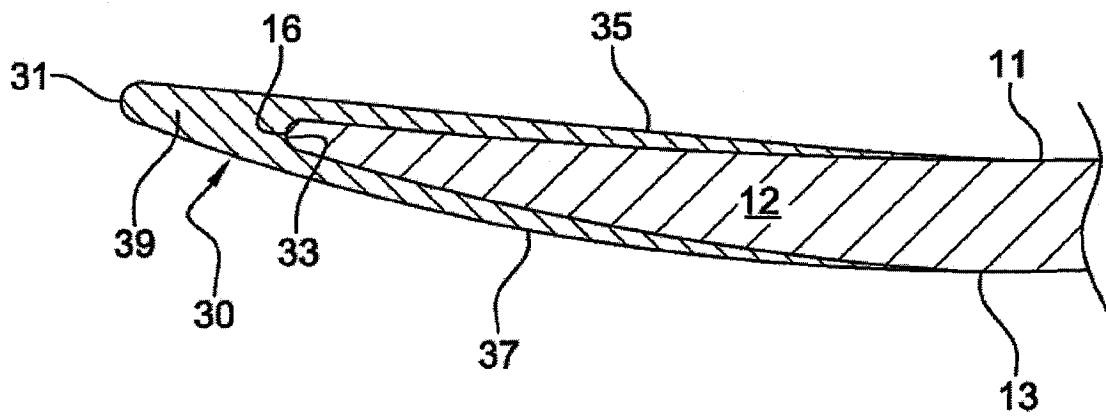


图 2

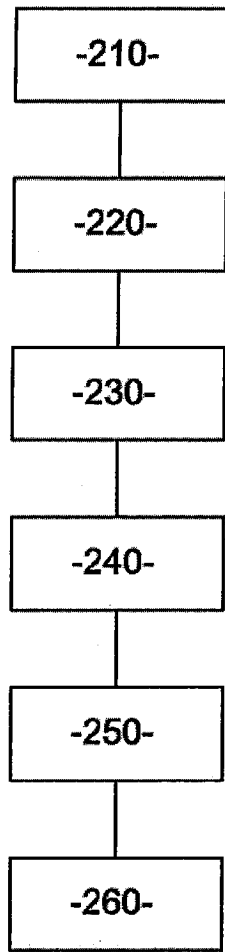


图 3

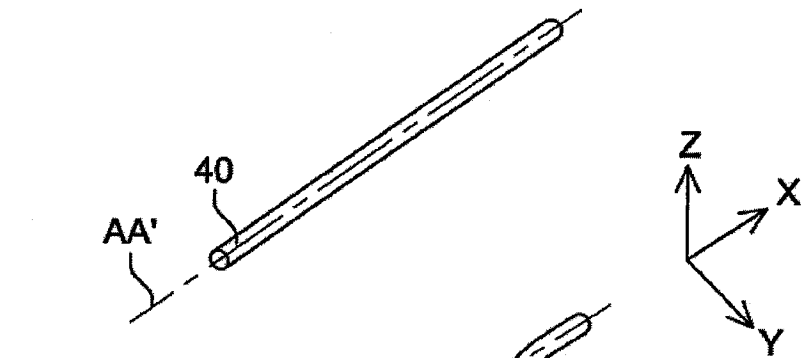


图 4A

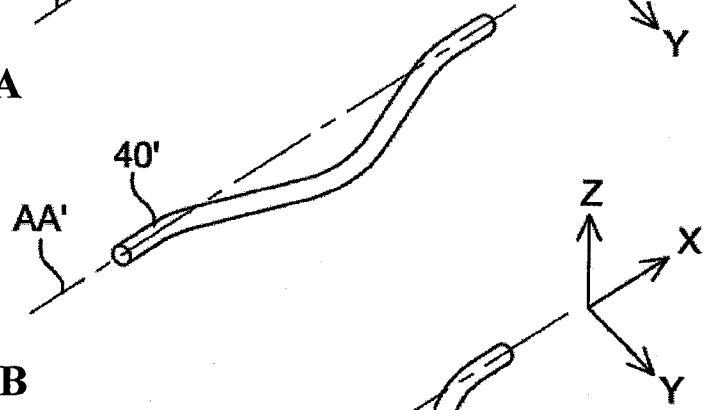


图 4B

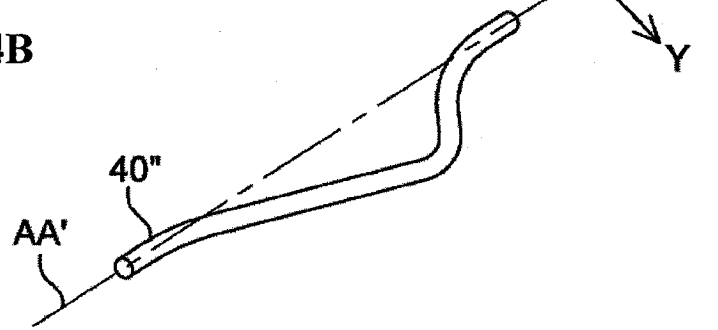


图 4C

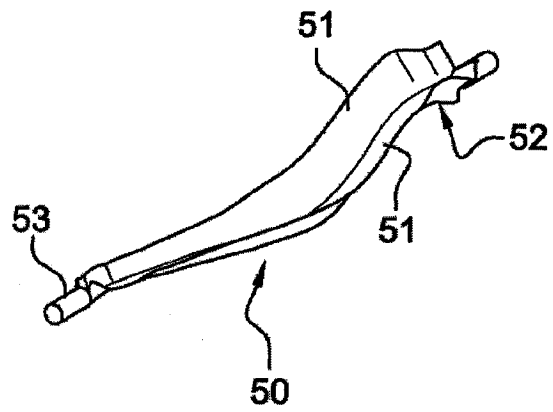


图 4D

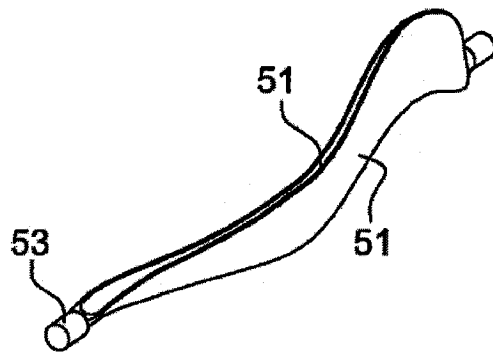


图 4E

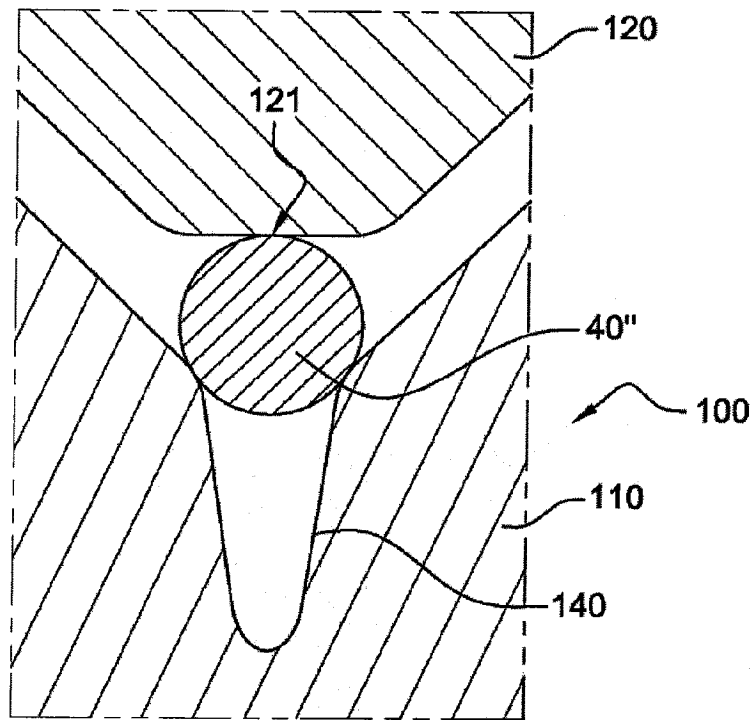


图 5A

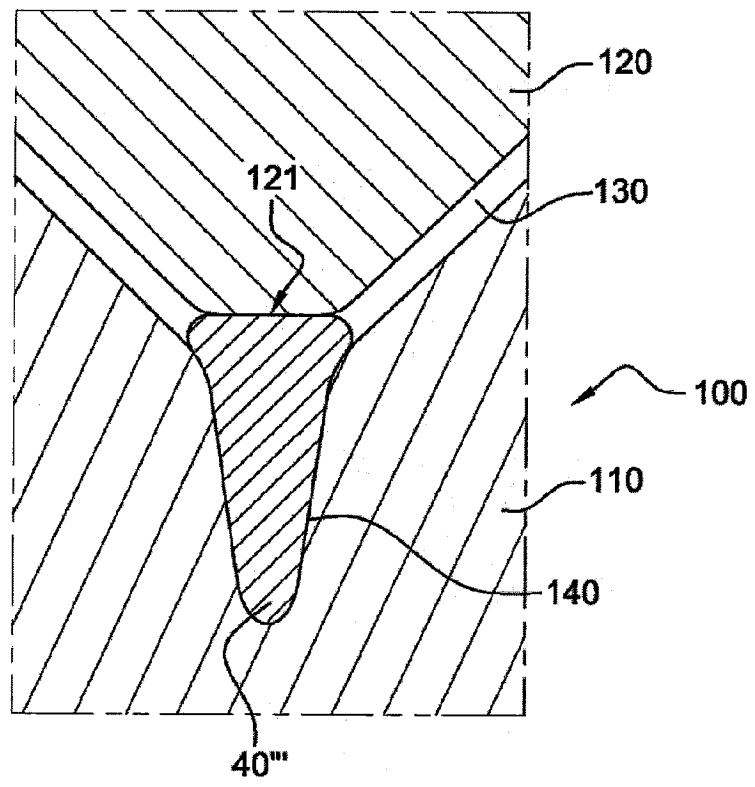


图 5B

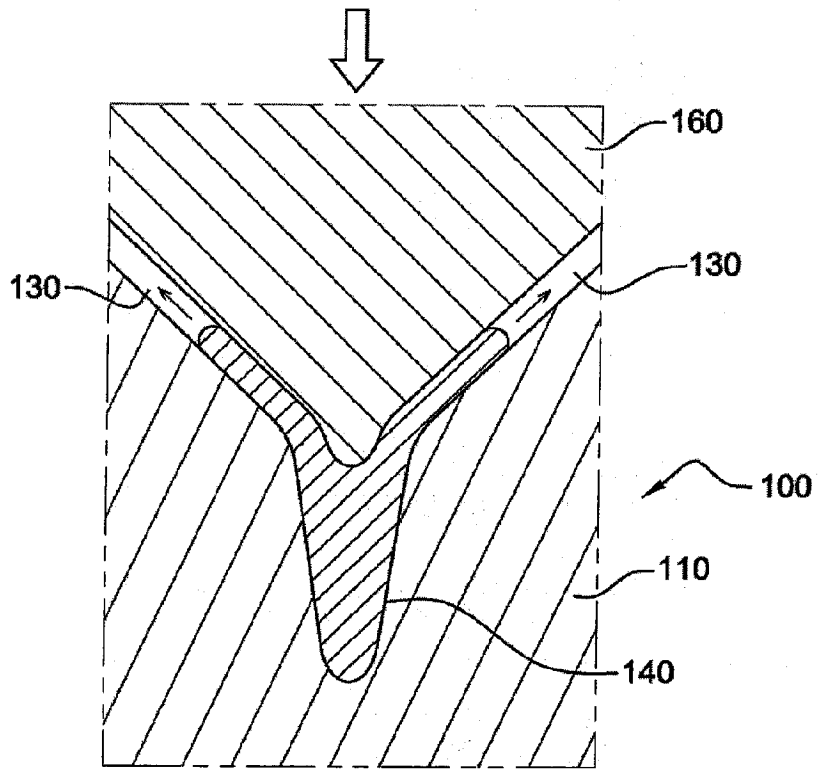


图 6

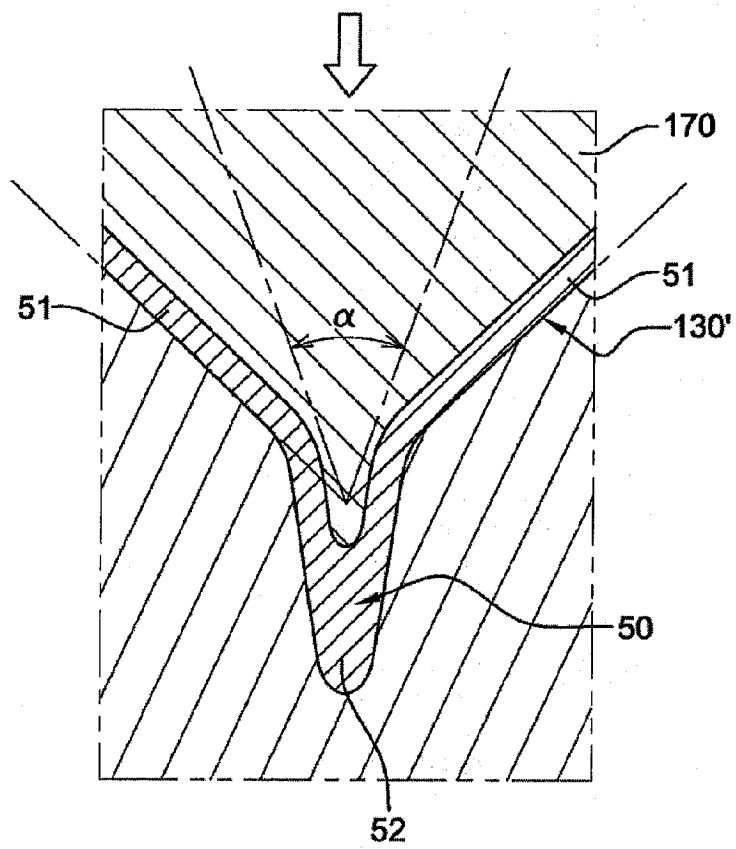


图 7

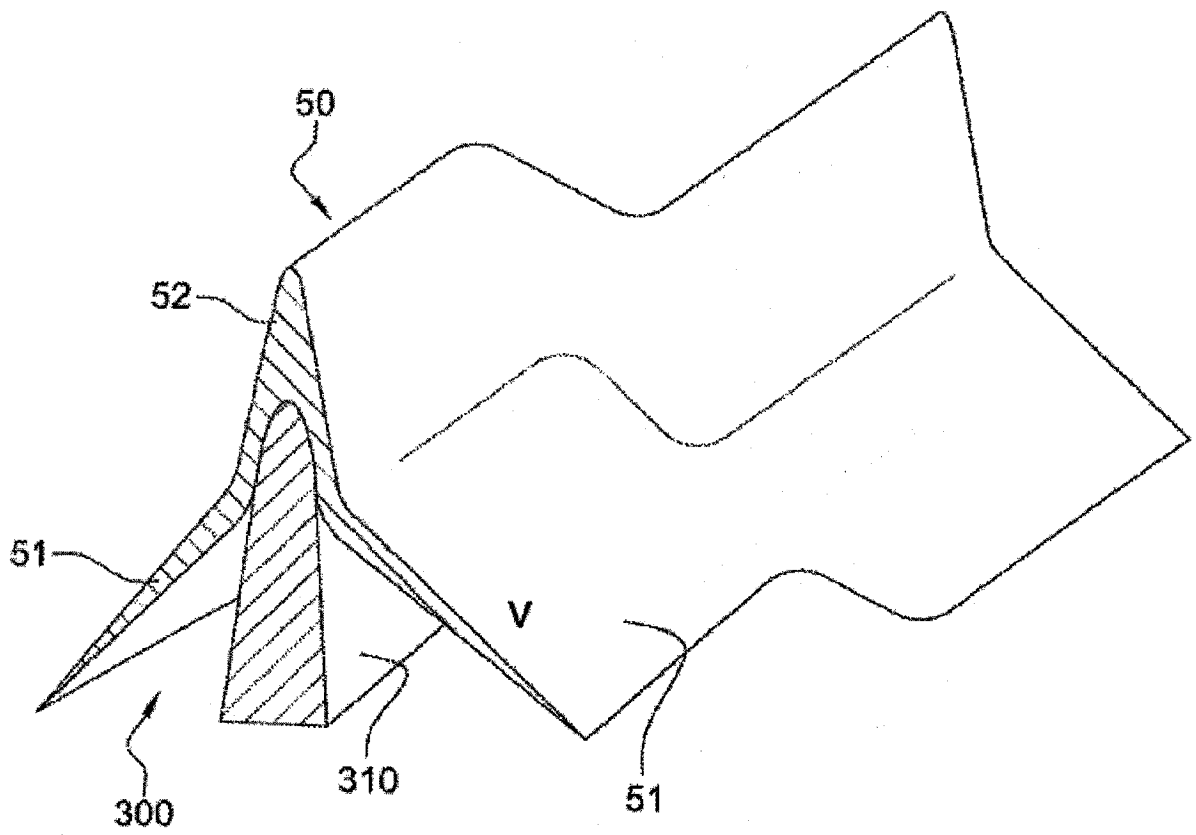


图 8

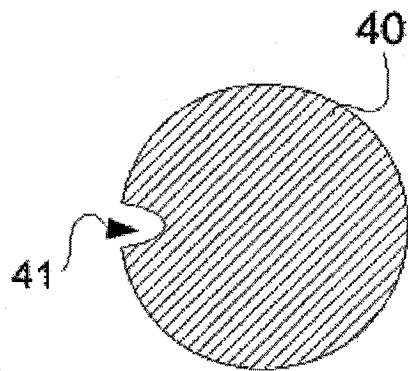


图 9