



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 102554564 B

(45)授权公告日 2017.03.01

(21)申请号 201110393257.4

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2011.11.23

B23P 15/00(2006.01)

F02C 7/12(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 102554564 A

审查员 唐路璐

(43)申请公布日 2012.07.11

(30)优先权数据

12/953177 2010.11.23 US

(73)专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 R·S·班克 魏斌 A·M·里特

D·M·利普金 R·B·雷贝克

L·B·库尔 D·M·格雷

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 严志军 杨楷

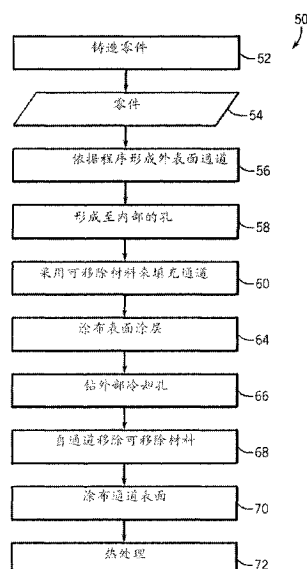
权利要求书2页 说明书11页 附图6页

(54)发明名称

具有冷却装置的涡轮机部件与制造该种涡轮机部件的方法

(57)摘要

本发明涉及一种具有冷却装置的涡轮机部件与制造该种涡轮机部件的方法。在一个实施例中,在所述部件的外表面内形成通道并采用可移除材料对其进行填充。接着可以采用诸如结构层和/或顶层涂层的一层或多层涂布所述外表面与通道。接着可以移除所述可移除材料以使所述通道不含所述可移除材料。



1. 一种用于制造涡轮机部件的方法,包括:
在所述涡轮机部件的一个外表面上形成一个或多个通道;
在所述涡轮机部件的内部区域和所述一个或多个通道之间形成一个或多个孔;
将一种金属丝或者金属合金丝机械地压进所述一个或多个通道以使所述金属丝或者金属合金丝变形以符合所述一个或多个通道的形状,以基本上填充所述一个或多个通道;
在采用所述金属丝或者金属合金丝填充的所述一个或多个通道上,将一个或多个涂层涂布至所述涡轮机部件的所述外表面;
形成穿过所述涂层的一个或多个孔;以及
自所述通道移除所述金属丝或者金属合金丝。
2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述一个或多个涂层包括镍或钴合金。
3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述方法包括在自所述通道移除所述金属丝或者金属合金丝后,热处理所述涡轮机部件。
4. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,涂布至少一个涂层的步骤包括使用高速氧燃料沉积、离子等离子体沉积、低压等离子体喷涂、高速空气燃料沉积或者冷喷涂中的一种或多种方法,将所述涂层沉积在所述涡轮机部件的所述外表面上。
5. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,使用磨料液喷射、铣削放电加工、激光加工、或者插电化学加工中的一种或多种方法来形成所述一个或多个通道。
6. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述金属丝或者金属合金丝包括铜、钼、镍、钨、铝、蒙乃尔铜-镍合金或者镍铬合金中的一种或多种。
7. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,移除所述金属丝或者金属合金丝的步骤包括浸析、溶解、蚀刻、氧化或者熔化所述金属丝或者金属合金丝。
8. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述方法包括将顶层涂层涂布在所述涂层上,并穿过所述顶层以及所述涂层形成所述一个或多个孔。
9. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述一个或多个通道包括三维结构或者复合曲线。
10. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,根据控制一个机器人接口的程序化过程来实施形成所述一个或多个通道、形成至内部区域的所述一个或多个孔、形成穿过涂层的所述一个或多个孔或填充所述一个或多个通道中的至少一个步骤。
11. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述方法包括在自所述通道移除所述金属丝或者金属合金丝后,将抗氧化涂层涂布至所述涡轮机部件的所述通道表面或者所述外表面中的一个或两个上。
12. 一种用于涡轮机的制造品,所述制造品包括:
一个主体,其具有一个或多个内部通路;
在其中形成一个或多个通道的所述主体的外表面,其中,所述一个或多个通道与所述一个或多个内部通路可进行流体连通;
一种金属丝或者金属合金丝,其被置于所述一个或多个通道内以使所述金属丝或者金属合金丝变形以符合所述一个或多个通道的形状,以便填充或基本上填充至少所述一个或多个通道。
13. 根据权利要求12所述的制造品,其特征在于,所述制造品包括在所述一个或多个通

道和所述金属丝或者金属合金丝上形成的一个或多个表面涂层,其特征在于,所述一个或多个表面涂层包括穿过所述一个或多个表面涂层的膜孔。

14.根据权利要求12所述的制造品,其特征在于,所述一个或多个通道的深度或者宽度在0.2mm至2mm的范围内。

具有冷却装置的涡轮机部件与制造该种涡轮机部件的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及诸如涡轮系统的涡轮系统,且更具体地涉及一种用于冷却在此类涡轮系统内的热燃气路径部件的方法。

背景技术

[0002] 涡轮系统广泛用于诸如发电的领域内。用于发电的常规的涡轮系统包括压缩机、燃烧器以及涡轮机。通常这类涡轮系统产生穿过由所述涡轮机的部件界定的流动路径的高温气流。一般需要高温流因为这种较高的温度可能与涡轮系统增强的性能、效率和功率输出有关。换言之,高温流通常与一个人在正常运作的涡轮系统内所寻求的燃烧与流动的状态的类型相关,或者表明此燃烧与流动的状态的类型。

[0003] 然而,正如可能所预期的,这种高温可以使得流动路径内的部件过热。这种过热可能反过来导致一或多个这些部件失效。因此,由于对正常运行系统内这些高温流动状态的需要,必须冷却经受高温流的部件以允许涡轮系统在高温流的状况下运作。

[0004] 可以采用各种策略来冷却经受高温流的部件。通常这些部件已知为热燃气路径部件。然而,所采用的许多冷却策略引起相对低的传热速率以及不均匀的部件温度曲线,这可能不足以达到所需要的冷却。

[0005] 在所有这些示例性燃气涡轮发动机部件内,高强度的超级合金金属的薄金属壁通常用于增强耐久性,同时最小化对其进行冷却的需要。各种冷却电路和特征为这些单个部件在发动机内其相应的环境内量身定制。例如,可以在一个热燃气路径部件内形成一系列内部冷却通路或者盘管。可自出口腔向盘管提供冷却液,且该冷却液可以流过所述通路,以冷却热燃气路径部件基体和涂层。然而,这种冷却策略通常导致相对低的传热速率以及不均匀的部件温度曲线。

[0006] 微通道冷却通过将冷却物质尽可能近地置于加热区,而具有显著降低冷却要求的潜能,由此对于一个给定的传热速率降低热侧与冷侧之间的温度差。然而,在将结构涂层涂布于微通道上时,最临界区域为所述通道的上边缘。若这些边缘不尖锐且成直角,则可在基体基底金属与结构涂层之间的接口处出现裂缝,这些裂缝以裂口、裂源或者在沉积时能将裂缝传播到涂层的小空隙的方式出现。

[0007] 因此,需要提供一种方法,用于在部件内形成微通道,而无需进一步处理基体基底金属,其中通道边缘形成为尖锐的直角。

发明内容

[0008] 为了解决上述技术问题,本发明提供一种用于制造涡轮机部件的方法,包括:在所述涡轮机部件的外表面形成一个或多个通道;在所述涡轮机部件的所述一个或多个通道与内部区域之间形成一个或多个孔;将金属或者金属合金丝或者粉末机械地压进所述一个或多个通道以基本上填充所述一个或多个通道;在采用所述金属或者金属合金丝或者粉末填充的所述一或多个通道上,将一个或多个涂层涂布至所述涡轮机部件的所述外表面;形成

穿过所述涂层的一个或多个孔；以及自所述通道移除所述金属或者金属合金丝或者粉末。

[0009] 所述一个或多个涂层包括一种镍或钴合金。本发明还包括在自所述通道移除所述金属或者金属合金后，热处理所述涡轮机部件；将一个顶层涂层涂布在所述涂层上并穿过所述顶层以及所述涂层形成所述一个或多个孔，所述顶层涂层包括一种陶瓷材料；使用磨料液喷射、铣削放电加工、激光加工、或者插电化学加工的一种或多种方法来形成所述一个或多个通道；

[0010] 涂布至少一种涂层的步骤包括使用高速氧燃料沉积、离子等离子体沉积、低压等离子体喷涂、高速空气燃料沉积或者冷喷涂的一种或多种方法将所述涂层沉积在所述涡轮机部件的所述外表面上。移除所述金属或者金属合金丝或者粉末的步骤包括浸析、溶解、蚀刻、氧化或者熔化所述金属或者金属合金丝或者粉末。所述金属或者金属合金丝或者粉末包括铜、钼、镍、钨、铝、蒙乃尔铜—镍合金或者镍铬合金的一种或多种。所述一个或多个通道包括三维结构或者复合曲线。

[0011] 本发明还可根据控制一个机器人接口的程序化过程，来实施形成所述一个或多个通道、形成至所述内部区域的所述一个或多个孔、形成穿过所述涂层的所述一个或多个孔中的至少一个步骤。

[0012] 本发明可进一步包括在自所述通道移除所述金属或者金属合金后，将一抗氧化涂层涂布至所述涡轮机部件的所述通道表面或者所述外表面中的一个或两个上。所述抗氧化涂层包括采用汽相渗铝、包埋渗铝或者CVD渗铝的一种或多种所涂布的铝化物涂层。所述抗氧化涂层包括一种选自合金家族(Ni,Co)CrAlY、NiAl、Ni3Al以及Ni—Ni3Al的材料。所述抗氧化涂层用作一个热障结合涂层。

[0013] 本发明还可提供另一种用于形成热燃气路径部件的方法，其包括：在所述热燃气路径部件的一个外表面内形成一个或多个通道；将所述一个或多个通道连接至所述热燃气路径部件内的一个或多个内部通路，以使得通道与所述内部通路可进行流体连通；将一种固体金属或者金属合金材料机械地压进所述一个或多个通道，以使得所述一个或多个通道被所述固体金属或者金属合金基本上填充；将至少一个第一层涂布至所述热燃气路径部件的所述外表面以使得所述一个或多个通道被覆盖；穿过至少所述第一层形成一个或多个冷却孔；以及自所述通道移除所述固体金属或者金属合金材料。其中，涂布所述第一层的步骤包括使用高速氧燃料沉积、离子等离子体沉积、低压等离子体喷涂、高速空气燃料沉积或者冷喷涂的一种或多种方法来涂布一层基本上镍或钴合金。自所述通道移除所述固体金属或者金属合金材料的步骤包括采用酸冲洗以移除所述固体金属或者金属合金材料。

[0014] 本发明还可使用一个自动化的或者机器人的加工过程，来形成所述一个或多个通道；还可使用铣削放电加工、插电化学加工、激光加工、或者磨料液喷射中的一种或多种来形成所述一个或多个通道。

[0015] 所述金属或者金属合金材料包括一种金属或者金属合金丝或者粉末，被机械地压进所述通道时符合并基本上填充所述一个或多个通道。或者，所述金属或者金属合金材料包括铜、铝、钨、钼、镍、蒙乃尔铜—镍合金或者镍铬合金的一种或多种。

[0016] 本发明进一步提供一种用于涡轮机的制造品，所述制造品包括：一个主体，其具有一或多个内部通路；在其中形成一个或多个通道的所述主体的外表面，其中，所述一个或多个通道与所述一个或多个内部通路可进行流体连通；一种固体金属或者金属合金被置于所

述一个或多个通道内,以填充或基本上填充至少所述一个或多个通道;在所述一个或多个通道和所述固体金属或者金属合金上形成的一个或多个表面涂层,其中所述一个或多个表面涂层包括穿过所述一个或多个表面涂层的膜孔。所述一个或多个通道的深度或者宽度在约0.2mm至约2mm的范围内。所述固体金属或者金属合金包括固体金属、或者金属合金丝、或者所述固体金属或者金属合金的压缩粉末中的一种或多种。

[0017] 因此,在一实施例中,本发明提供一种用于制造涡轮机部件的方法。依据此方法,在所述涡轮机部件的外表面形成一个或多个通道。在所述一个或多个通道与所述涡轮机部件的内部区域之间形成一个或多个孔。将金属或者金属合金丝或者粉末机械地压进所述一个或多个通道以便基本上填充所述一个或多个通道。将一个或多个涂层涂布至所述涡轮机部件的所述外表面,其覆盖在采用所述金属或者金属合金丝或者粉末填充的所述一个或多个通道上。形成穿过所述涂层的一个或多个孔并自所述通道移除所述金属或者金属合金丝或者粉末。

[0018] 在另一实施例中,本发明提供一种用于形成热燃气路径部件的方法。依据此方法,在所述热燃气路径部件的外表面内形成一个或多个通道。将所述一个或多个通道连接至所述热燃气路径部件内的一个或多个内部通路,以使得所述通道与所述内部通路可进行流体连通。将固体金属或者金属合金材料机械地压进所述一个或多个通道,以使得所述一个或多个通道用所述固体金属或者金属合金材料基本上填充。将至少一第一层涂布至所述热燃气路径部件的外表面,以使得所述一或多个通道被覆盖。形成一个或多个穿过至少所述第一层的冷却孔,并将所述固体金属或者金属合金材料自所述通道移除。

[0019] 在又一实施例中,本发明提供一种用于涡轮机内的制造品。所述制造品包括一主体,其具有一个或多个内部通路、以及其中形成一个或多个通道的所述主体的外表面。所述一个或多个通道与所述一个或多个内部通路可进行流体连通。所述制造品还包括固体金属或者金属合金,所述固体金属或者金属合金置于所述一个或多个通道内,以填充或基本上填充至少所述一个或多个通道。

附图说明

[0020] 在参考附图理解以下详细描述时,本发明的这些以及其他特征、方面以及优点将更加易于理解,在所有附图中,同样的符号表示同样的部件,其中:

[0021] 图1为依据本发明的某些方面的涡轮系统的方块图;

[0022] 图2为依据本发明的某些方面的一种实施用于形成热燃气路径部件的方法的流程图;

[0023] 图3为依据本发明的某些方面的一种热燃气路径部件的一部分的截面示意图;

[0024] 图4为依据本发明的某些方面在图3所示的热燃气路径部件的表面内形成通道后,图3所示的热燃气路径部件的部分的截面示意图;

[0025] 图5为依据本发明的某些方面在形成将所述通道连接至图4所示的热燃气路径部件的内部区域的孔后,图4所示的热燃气路径部件的部分的截面示意图;

[0026] 图6为依据本发明的某些方面的如图4所示的热燃气路径部件的部分的截面示意图,其中所述通道采用固体的填料材料填充;

[0027] 图7为依据本发明的某些方面,在涂覆图6所示的热燃气路径部件的外表面进行结

构层涂布后,图6所示的热燃气路径部件的部分的截面示意图;

[0028] 图8为依据本发明的某些方面,在进行顶层涂层涂布后,图7所示的热燃气路径部件的一部分的截面示意图;

[0029] 图9为依据本发明的某些方面,在形成穿过结构层涂层以及顶层涂层的冷却孔后,图8所示的热燃气路径部件的一部分的截面示意图;以及

[0030] 图10为依据本发明的某些方面,在自所述通道移除填料材料后,图9所示的热燃气路径部件的一部分的截面示意图。

[0031] 附图元件列表

[0032]	10	涡轮系统	58	形成孔连接通道与内部区域
	12	燃料喷射器	60	采用填料材料填充通道
	14	燃料	64	涂布表面涂层
	16	燃烧器	66	钻孔冷却孔
	18	涡轮机	68	移除填料材料
	19	轴	70	涂布涂层
	20	废气排出口	72	热处理零件
	22	压缩机	100	基体
	24	进气口	102	外表面
	26	负载	104	内表面
	30	空气	110	通道
	32	压缩空气	116	孔
	34	燃料空气混合物	118	内部空间
	50	方法	120	填料材料
	52	铸造零件	130	结构层/涂层
	54	零件	134	顶层
	56	形成通道	140	冷却孔

具体实施方式

[0033] 以下描述一或多个具体实施例。为了对这些实施例进行简洁描述,在说明书中可能并不描述实际实施方式的所有特征。应理解,在任何此类实际实施方式的开发中,正如在任何工程或者设计项目中,必须进行众多实施方式相关的决策以实现开发者的具体目标,例如符合因实施方式的不同而不同的系统相关以及商务相关的约束。此外,应理解,这种开发努力可能比较复杂且耗时,然而对于得益于此发明内容的本领域技术人员不过是一项设计、装配和制造的常规任务。

[0034] 此外,本说明书提供各示例或者实施例以有助于解释本发明的某些方面,不应将各示例或者实施例解释为限制本发明的范围。实际上,在不脱离本发明的范围或者精神的情况下可以对本发明进行各种修改以及变更,对本领域技术人员来说是显而易见的。例如,

阐明或者描述作为一实施例的部分的特征可以与另一实施例一起使用而产生又一实施例。因此,本发明意欲涵盖在附属权利要求以及其等效物的范围内的此类修改和变更。

[0035] 本发明一般地针对涡轮机部件,尤其是热燃气路径部件,其形成具有诸如微通道的冷却特征以有助于冷却个别部件。具体地说,本发明的各方面针对形成在涡轮机内使用的热燃气路径部件内的微通道的方法。基于这种想法,以下讨论提供其中采用此类冷却系统的代表性涡轮系统的综述,以及关于在此类涡轮系统的适当部件内形成冷却微通道的讨论。

[0036] 现参考附图,图1为本发明一种涡轮系统10的方块图。所描述的涡轮系统10包括燃料喷射器12、燃料供应14以及燃烧器16。如所阐述的,燃料供应14按路线将液体燃料和/或诸如天然气的气体燃料输送到涡轮系统10,通过燃料喷射器12进入燃烧器16。燃料喷射器12可配置为进行喷射、并将燃料与压缩空气进行混合。燃烧器16点燃并燃烧燃料空气混合物,并接着将热压缩废气传送到涡轮机18。如将理解的,涡轮机18包括具有固定机叶或者叶片的一或多个定子以及具有相对于所述定子旋转的叶片的一或多个转子。废气经过涡轮机转子叶片,从而驱动涡轮机转子旋转。在涡轮机转子与轴19之间的连接将引起轴19旋转,所述轴19如所阐述地在整个涡轮系统10内还与若干部件连接。最后,燃烧过程的废气可经由废气排出口20排出涡轮系统10。

[0037] 压缩机22包括牢固地安装到转子的叶片,所述转子经驱动以藉由轴19驱动而旋转。在空气穿过旋转的叶片时,空气压力增加,从而为燃烧器16提供足够的空气以使其充分燃烧。压缩机22可经由进气口24将空气吸进涡轮系统10。此外,可以将轴19连接至经由轴19的旋转而被提供动力的负载26。正如将理解的,负载26可以为任何可以使用涡轮系统10旋转输出功率的适当的装置,例如发电厂或者外部机械负载。例如,负载26可以包括发电机、飞机的螺旋推进器,等。进气口24通过适当的机构(例如冷空气吸入口)将空气30吸进涡轮系统10。空气30接着流过向燃烧器16提供压缩空气32的压缩机22的叶片。具体地说,燃料喷射器12可以将作为燃料空气混合物34的压缩空气32与燃料14喷射进燃烧器16。或者,可以将压缩空气32与燃料14直接喷射进燃烧器用于混合与燃烧。

[0038] 正如从以上讨论将理解的,涡轮系统10可以包括在由燃烧过程产生的热燃气路径内的各种部件,即,热燃气路径部件。如本说明书中所使用的,热燃气路径部件为任何在整个涡轮系统10内至少部分地暴露至热燃气流的涡轮系统10的部件。例如,叶片装置(也称为叶片或者叶片装置)、喷嘴装置(也称为机叶或者机叶装置)、护罩装置、过渡部件、扣环以及压缩机排气部件,均为热燃气路径部件。然而,应理解,本说明书中术语热燃气路径部件的使用不限于以上示例,而还可为任何至少部分地暴露至热燃气流的部件。此外,应理解,本发明的热燃气路径部件不限于涡轮系统的部件,而还可为任何暴露至高温流的机械设备的一块或其部件。

[0039] 当一个热燃气路径部件暴露至热燃气流时,所述热燃气路径部件被热燃气流加热,并可达到能使热燃气路径部件失效或者其它性能退化的温度。因此,为了允许涡轮系统10在高温的热燃气流内运作,从而增加涡轮系统10的效率和性能,可以利用热燃气路径部件的冷却系统。

[0040] 一般而言,本发明的冷却系统包括在涡轮系统10的一些或者所有热燃气路径部件的表面内形成的一系列小通道或者微通道。热燃气路径部件还可以具有一或多个诸如结构

涂层和/或顶层涂层的覆盖层。可以自集气室向通道提供冷却液,且所述冷却液可以流过通道,冷却覆盖层,即,部件的表层。如本说明书中所讨论,此类方法可经定制或特制以提供比其他方法高的冷却密度(例如每单位表面积或体积)、或者更高的冷却效率。

[0041] 基于这个想法,图2显示了依据本发明的一种用于形成高温燃气通道内使用的部件的方法50。在此示例中,在其中将形成微通道的零件54(图2的方块54)起初是由铸造制成的(图2的方块52)。例如,可以在没有复杂内部构造以及外部通道的情况下形成经铸造的零件54,例如中空梁。参看图3,零件54的一部分显示为具有基体100,其中,一个外表面102为零件54的外部或者向外的表面,且相对的内表面104为零件54的内部或者向内的表面。

[0042] 通常在基体100的外表面102上形成通道110前铸造所述基体100。正如在共同转让的美国专利第5,626,462号(其全部以参考的方式并入本说明书中用于全部用途)中所讨论的,基体100可以由任何适当的材料制成。依据零件54的预期应用,该材料可包括镍基、钴基和铁基超级合金。镍基超级合金可以为那些含有 γ 相和 γ' 相的合金,例如那些含有 γ 相和 γ' 相的镍基超级合金,其中 γ' 相占超级合金体积的至少40%。由于包括高温强度与高温抗蠕变力的所需性能的组合,已知此类合金有优势。基体材料还可以包括镍铝金属间化合物,因为也已知这些合金具有包括高温强度与高温抗蠕变力的优良性能的组合,这些性能对于用于飞机的涡轮发动机的应用有优势。在铌基合金的情况下,可以使用具有优良抗氧化性能的涂覆的铌基合金,例如铌/钛合金,并包括那些包括采用原子百分比的Nb-(27-40)Ti-(4.5-10.5)Al-(4.5-7.9)Cr-(1.5-5.5)Hf-(0-6)V的合金。基体材料还可以包括含有至少一个第二相的铌基合金,例如含铌的金属间化合物、含铌的碳化物或者含铌的硼化物。这类合金类似于复合材料,因为其含有韧相(即铌基合金)以及强化相(即含铌的金属间化合物、含铌的碳化物或者含铌的硼化物)。应理解,本发明的部件基体100不限于以上材料,而可以为任何热燃气路径部件内使用的任何材料。

[0043] 参看图2与4,在零件54的外表面102上形成通道110(例如,微通道)(图2的方块56)。依据某些实施例,设计或者配置通道110以允许冷却液流过通道110。冷却液的流动可以因此通过对流冷却,例如通过从基体100或者置于基体100的外表面102上的一或多层(以下详细讨论)将热量传送至冷却介质,而冷却零件54的邻近或者紧接的区域。

[0044] 可以在程序化或者其它自动化过程(例如机器人控制的过程)的引导或者控制下形成或者加工通道110以在外表面102内得到预期的通道110的尺寸、设置和/或配置。例如,可以通过(例如)激光加工(例如,激光钻孔)、磨料液喷射(abrasive liquid jet)(例如,磨料微水喷射(A μ WJ))、电化学加工(ECM)、插电化学加工(plunge electrochemical machining)(插ECM)、放电加工(EDM)、采用旋转电极的放电加工(铣削EDM)、或者能够提供具有适当尺寸和公差的通道的任何其他过程的使用在外表面102上形成通道110。

[0045] 在某些实施例中,通道110的深度在约0.2mm至约2mm的范围内,例如约0.5mm至约1mm。此外,在某些实施例中,通道110的宽度在约0.2mm至约2mm的范围内,例如约0.5mm至约1mm。此外,对于通道110,宽度和/或深度可以基本上为常数,或者可以随通道110的路线而改变(例如增加、减小、逐渐减小等)。

[0046] 例如,在一个实施方式中,通道110的宽度和/或深度可以在穿过通道110的冷却介质的流动方向上沿通道110的长度而减小。或者,通道110的宽度和/或深度可以在穿过通道110的冷却介质的流动方向上沿通道110的长度而增加。此外,各通道110的宽度和/或深度

可以独立于其他通道110而改变,即,一些通道110的宽度和/或深度可以在冷却介质的流动方向上增加,而其他通道的宽度和/或深度则减小、且/或增加或者减小的程度随每个通道而不同。正如将理解的,在其他实施例中,一些或者所有通道110的宽度和/或深度均基本上恒定。

[0047] 另外,通道110可以具有任何适当几何形状的横截面,这些形状例如,正方形、长方形、椭圆形、三角形或者将有助于冷却介质穿过通道110流动的任何其他几何形状。应理解,各种通道110可具有某一几何形状的横截面,而其他通道110可具有其它几何形状的横截面。另外,在某些实施例中,通道110的表面(即,侧壁和/或底壁)基本上可以为光滑的表面,尽管在其他实施例中,通道表面的全部或部分可以包括突出物、凹槽、表面纹理或其他特征,使得通道的表面不光滑。例如,呈现在通道110的表面上的表面特征可以包括,但不限于鳍形突出物、圆柱形突出物、或者湍流器、或者其任何组合物、以及任何其他适当的几何形状。应理解,可以选择所呈现的任何表面特征的尺寸以使个别通道110所提供的冷却最佳。

[0048] 此外,通道110一般可以为直通道,或者一般可以为弯曲或者螺旋通道。例如,通道110的全部或者部分可以为复合曲线、或者作为相对于基体100外表面102的三维配置的部分。实际上,通道110的配置对所制造的零件54可以是特定的,以使得零件54的某些部分相比较于其他零件具有更高密度的冷却通道110。即,通道的配置可经特制以在使用时产生零件54预期的热剖面。因此,相比较于叶片的其他部分或者一般遭受较少热量的其他部件,叶片的尖端、平台和后缘可经制造而具有更高密度的冷却通道110。此可以允许仅在需要的情况下采用冷却剂和/或可以允许与其他冷却方法相比减少冷却流。正如将理解的,可以定位通道110以使得冷却介质在相对于热燃气流的任何方向上流过通道110。例如,冷却介质可以在相对于热燃气流的上游、下游和/或正交方向上,或者在相对于热燃气流的任何其他适当方向上流过一些或所有通道110。

[0049] 在一些实施例中,各通道110可以为单一、不连续的通道。然而,在其他实施例中,各通道110、或者通道110的任何部分可以自单个通道110分叉以形成多个通道110。应进一步理解,在一些实施例中,通道110可环绕热燃气路径部件(即,零件54)的整个周边,或者可以仅环绕热燃气路径部件的周边的部分。然而,应进一步理解,各通道110一般不与任何其他通道110交叉。

[0050] 参看图2与图5,在图2的方块58处,可以爆开或者钻削一或多个孔116以将一些或所有通道110连接至零件54界定的内部区域118(例如梁内部空间)。如所图示,一般可将孔116延伸穿过基体100,并可以将通道110流畅地连接到内部空间118,从而将一些或者所有通道110经由内部空间118彼此连接。例如,每个通道110可流畅地连接至至少一个孔116。一旦完成零件54的制造且结构涂层和/或其他层(如以下讨论)覆盖通道110,孔116可以允许所提供的冷却介质经由内部空间118流向通道110。例如,一旦结构涂层在各通道110上的适当位置,可以通过将内部空间118经由各孔116分别流畅地连接至一或多个通道110,从而在零件54的表面内界定至少一条冷却回路或在零件54的表面上提供至少一条冷却回路。冷却介质可以在一般高于孔116和通道110中压力的压力下流过这些特征界定的冷却回路。此压力差可以使得包含在冷却回路内的冷却介质的一部分流进并穿过孔116,并自孔116流进并通过通道110。从那里,如以下详细讨论,冷却介质可以通过一或多个出口孔(例如,冷却孔140)排出通道110,从而完成自零件54的内部至外部的流动回路。

[0051] 此外,可以配置一些或所有孔116以向在各基体100上提供的结构层/涂层130和/或顶层涂层134提供冲击冷却,如以下所描述。例如,一般相对于外表面102和/或结构层/涂层130和/或顶层涂层134在基体100内垂直定位孔116。因此,在冷却介质流过孔116并提供至通道110时,冷却介质可以自孔116排出、并撞击结构层/涂层130和/或顶层涂层134,从而对这些层的一个或两个提供冲击冷却。在冷却介质流过通道110后,冷却介质可以直接自通道110(例如在零件54的尖端或者边缘),和/或通过穿过覆盖通道110的任何层的排气通路(例如,冷却孔140)而直接排出。应理解,可以将每个通道110连接至一或多个排气通路。应进一步理解,可以在相对于通道110的任何角度定位排气通路。

[0052] 参看图2与图6,每个通道110可以采用一或多个固体的填料材料120进行填充(图2的方块60),所述固体的填料材料120可通过(诸如)浸析、溶解、熔化、氧化、蚀刻等在随后步骤期间被化学移除。例如,在钼和钨固体的填料材料的情况下,这些材料具有在加热超过700℃时升华的高蒸汽压氧化物。在某些实施例中,填料材料120为由一种元素或合金金属材料形成的固体丝填料。在一实施例中,填料材料为诸如退火金属丝的可变形材料,其在机械地压进所述通道110时,经变形以符合通道110的形状。应理解,本说明书中使用的术语“丝”指示符合或者经机械变形以符合各通道110的横截面形状的固体连续材料块。因此,如本说明书中使用的丝无需具有圆形的横截面,而相反可具有正方形或者长方形的横截面,或者有助于适应并填充个别通道110的任何其他几何形状的横截面。在其他实施例中,金属或者金属合金材料可以为粉末形式,其被压进通道110内并符合基体100以便基本上填充通道110,正如以上讨论的丝的实施例。在一此类实施例中,金属或者金属合金粉末没有使用粘合剂或者载体。在一实施方式中,将金属或者金属合金丝或者粉末机械地压进通道110并基本上或者完全填充通道110。伸出通道110外(即,溢出)的固体金属填料的任何部分可在用涂层涂布(如以下所讨论)前被抛光或者加工掉,以使得零件54和填料材料120的暴露表面形成其上可涂布后续层和涂层的连续和光滑的表面。用于形成固体金属填料的适当材料可以包括但不限于铜、铝、钼、钨、镍、蒙乃尔铜-镍合金(monel)、镍铬合金,等。

[0053] 在将填料材料120涂布至通道110后,通过(诸如)加工、喷砂处理、洗涤和/或抛光外表面102,包括形成或者延伸过外表面102的填料材料120的各部分,而清洁基体100的外表面102并准备进行涂布。

[0054] 一旦基体100的外表面102经适当清洁并加以准备,就可以在填料材料120上将一或多个表面涂层涂布至外表面102(图2的方块64),如图7与图8中所图示。结构层/涂层130可以为任何适当的材料并被粘合至基体100的外表面102。对于特定的配置,结构层/涂层130的厚度在0.1毫米至约2毫米的范围内,例如对于工业部件在0.1毫米至1毫米的范围内或者在0.1毫米至0.5毫米的范围内。对于航空部件,此范围通常在0.1毫米至0.25毫米的范围内。然而,根据特定零件54的要求还可以使用其他厚度。

[0055] 可以使用各种技术来沉积结构层/涂层130。对于特定的过程,通过实施离子等离子体沉积将结构层/涂层130沉积在基体100的外表面102的至少一部分上。在共同转让的美国公开的专利申请第20080138529号(其就各方面而言全部以参考的方式并入本说明书中)的Weaver等人的“用于阴极电弧离子等离子体沉积的方法与装置(Method and apparatus for cathodic arc ion plasma deposition)”中提供了示例阴极电弧离子等离子体沉积装置与方法。简而言之,离子等离子体沉积包括将由涂层材料构成的阴极放置于真空室内

的真空环境中;在真空环境内提供基体100;将电流供应至阴极以在阴极表面形成阴极电弧,引起来自阴极表面的涂层材料的腐蚀或者蒸发;以及将来自阴极的涂层材料沉积至外表面102。

[0056] 在一非限制示例中,离子等离子体沉积过程包括等离子体气相沉积过程。结构层/涂层130的一个非限制示例包括金属涂层、粘结层以及热障涂层(如以下参考美国专利第5,626,462号所详细讨论)。对于某些零件54,结构层/涂层130包括一种超级合金。例如,在使用含有 γ 相和 γ' 相的镍基超级合金形成基体100的情况下,结构层/涂层130可以包括以下参考美国专利第5,626,462号所详细讨论的这些相同材料。

[0057] 对于其他过程配置,通过实施热喷涂过程将结构层/涂层130设置于基体100的外表面102的至少一部分上。例如,热喷涂过程可以包括高速氧燃料喷涂(HVOF)或者高速空气燃料喷涂(HVAF)。在一非限制示例中,通过HVOF或者HVAF沉积NiCrAlY涂层。对于其他示例过程配置,可以采用低压等离子体喷涂(LPPS)过程。

[0058] 一般而言并如美国专利第5,626,462号中所讨论,用于形成结构层/涂层130的材料可以为任何适当的材料。在冷却式涡轮机部件的情况下,形成结构层/涂层130的材料应能够经受约1150℃的温度,而热障涂层(TBC)可以达到约1320℃。结构层/涂层130通常与基体100的外表面102相配并经调适以粘合至基体100的外表面102。此粘合可以在将结构层/涂层130沉积至基体100上时而形成。此粘合在沉积期间受到许多参数的影响,包括沉积的方法、沉积期间基体100的温度,无论沉积表面是否相对于沉积源偏斜,以及其他参数。随后的热处理或其他过程也会影响粘合。另外,在沉积前基体100的表面形态、化学处理和清洁可影响冶金结合发生的程度。除了在结构层/涂层130与基体100之间形成较强的冶金结合外,需要相对于相变以及相互扩散,这种结合随时间并在高温保持稳定,如本说明书中所描述。通过兼容,最好是,这些元件之间的结合应热力学稳定,以使得所述结合的强度以及延展性均不会通过相互扩散或者其他过程随时间(例如,高达3年)显著恶化,即使对于暴露在约1,150℃高温,对于镍基合金机翼支撑壁以及镍基机翼外皮,或者对于在使用诸如铌基合金的高温材料的情况下达到约1,300℃的高温。

[0059] 如美国专利第5,626,462号中所讨论,在形成基体100的材料为含有 γ 相和 γ' 相的镍基超级合金或者镍铝金属间化合物合金的情况下,用于形成结构层/涂层130的材料可以包括这些相同的材料。(例如)在操作环境的最大温度类似于现有发动机的温度(例如1650℃以下)的情况下,此类结构层/涂层130与基体100材料的组合适用于涂布。在用于形成基体100的材料为铌基合金的情况下,用于形成结构层/涂层130的材料还可以包括铌基合金,包括相同的铌基合金,。

[0060] 如美国专利第5,626,462号中所讨论,对于其他的应用(例如强加使金属合金涂层的使用不合要求的温度、环境或者其他约束条件的应用),可以使用具有优于那些单独的金属合金的性能的材料(例如一般形式的金属间化合物(I_S)/金属合金(M)相复合物以及金属间化合物(I_S)/金属间化合物(I_M)相复合物的复合物)形成结构层/涂层130。金属合金M在某些实施例中可以为与用于机翼支撑壁的合金相同的合金,或者是不同的材料,这取决于零件54的要求。这些复合物一般而言类似,因为其将相对较多的韧性相M或者I_M与相对较少的韧性相I_S结合,以便获得具有两种材料的优点的结构层/涂层130。此外,为了具有成功的复合物,两种材料应兼容。如本说明书中关于复合物的使用,术语兼容意指材料能够形成其

相位需要的初始分布,并在不发生基本上损坏复合物的强度、延展性、韧性以及其他重要性能的冶金反应的情况下,能够在使用1,150℃或以上温度时维持如以上所描述的用于延长分布时间段。此兼容性还可以以术语相位稳定性来表达。即,复合物的分相在延长的时间段的温度内于操作期间具有稳定性,以使得这些相位保持分离以及不同,保持其单独身份和特性且不会由于相互扩散而变成单相或者多个不同相。兼容性还可以以 I_S/M 或者 I_S/I_M 复合层之间的相间边界界面的形态稳定性来表达。此不稳定性可以由破坏任一层的连续性的盘旋(convolution)来证明。还应注意,在给定的结构层/涂层130内,还可以使用多个 I_S/M 或者 I_S/I_M 复合物,且此复合物不限于两种材料或者两种相位的组合。使用此组合仅为说明性的,并非详尽的或者限制性的潜在组合。因此, $M/I_M/I_S/M/I_{S1}/I_{S2}$ (其中 I_{S1} 与 I_{S2} 为不同材料)以及许多其他组合是可能的。

[0061] 如美国专利第5,626,462号中所讨论,在基体100包括含有 γ 相与 γ' 相的混合物的镍基超级合金的情况下, I_S 可包括 $Ni_3[Ti, Ta, Nb, V]$ 、 $NiAl$ 、 Cr_3Si 、 $[Cr, Mo]_xSi$ 、 $[Ta, Ti, Nb, Hf, Zr, V]C$ 、 Cr_3C_2 与 Cr_7C_3 金属间化合物与中间相位,且 M 可以包括含有 γ 相与 γ' 相的混合物的镍基超级合金。在包括 γ 相与 γ' 相的混合物的镍基超级合金中,元素Co、Cr、Al、C与B几乎一直是作为合金成分以及Ti、Ta、Nb、V、W、Mo、Re、Hf和Zr的不同组合。因此,所描述的示例性 I_S 材料的成分对应于一种或多种通常在镍基超级合金中发现的材料,且可以用于形成基体100并由此经调适以实现本说明书中所描述的相位与相互扩散的稳定性。作为在基体100包括镍铝金属间化合物合金的情况下的额外示例, I_S 可以包括 $Ni_3[Ti, Ta, Nb, V]$ 、 $NiAl$ 、 Cr_3Si 、 $[Cr, Mo]_xSi$ 、 $[Ta, Ti, Nb, Hf, Zr, V]C$ 、 Cr_3C_2 与 Cr_7C_3 金属间化合物与金属间相位,且 I_M 可以包括一种 Ni_3Al 金属间化合物合金。再次地,在镍铝金属间化合物合金中,一或多个元素Co、Cr、C与B通常作为合金成分以及Ti、Ta、Nb、V、W、Mo、Re、Hf和Zr的不同组合。因此,所描述的示例性 I_S 材料的成分对应于一种或多种通常在 $NiAl$ 合金中发现的材料,且可以用于形成基体100并由此经调适以实现本说明书中所描述的相位与相互扩散的稳定性。

[0062] 如美国专利第5,626,462号中所讨论,在基体100包括一种铌基合金(包括一种含有至少一个第二相的铌基合金)的情况下, I_S 可以包括含铌的金属间化合物、含铌的碳化物或者含铌的硼化物,且 M 可以包括一种铌基合金。此 I_S/M 复合物可以包括一种含有Ti的铌基合金的 M 相以使得合金的Ti对Nb(Ti/Nb)的原子比在0.2至1的范围内,以及一种包括由铌基硅化物、 $Cr_2[Nb, Ti, Hf]$ 和铌基渗铝化合物构成的群组的 I_S 相,其中Nb、Ti与Hf中的Nb在原子的基础上为 $Cr_2[Nb, Ti, Hf]$ 的主要成分。这些化合物均具有铌作为共同成分,并因此可经调适以实现美国专利第5,626,462号中所描述的相位与相互扩散的稳定性。

[0063] 在某些诸如图8所示的实施例中,可以将诸如陶瓷涂层或者热障涂层(TBC)的顶层涂层134涂布在结构层/涂层130上。例如,顶层涂层134可以为氧化钇稳定的氧化锆,并可以通过物理气相沉积过程或热喷涂过程而涂布至结构层/涂层130。或者,顶层涂层134可以为陶瓷,例如,一薄层氧化锆,其可由其他耐高温氧化物(诸如由第IV、V和VI族元素构成的氧化物或者由诸如La、Nd、Gd、Yb及类似元素的镧系元素变更的氧化物)所变更。因此,有顶层涂层134存在时可以向零件54提供某些热效益,和/或可以提供某些润饰或者纹理效益。

[0064] 参看图2与图9,在某些实施方式中,一旦涂布任何以及所有结构层/涂层130和/或顶层涂层134,一或多个冷却孔140经钻孔(图2的方块66)或者冲孔而穿过结构层/涂层130和/或顶层涂层134以到达一或多个填充通道110。冷却孔140可以在零件54使用时用作排出

口或者排出孔,允许循环穿过通道110的冷却液排出通道110和零件54,以分散于受热燃气流中或者至零件表面上用作薄膜冷却。正如将理解的,冷却孔140可以具有适合冷却液的任何横截面(例如,圆形、正方形、长方形、三角形、椭圆形,等)或者尺寸与方位,以空出通道110。

[0065] 在所图示的实施方式中,(诸如)通过浸析、溶解、熔化、氧化、蚀刻等自通道110化学移除填料材料120(图2的方块68)。例如,在一实施例中,可以使用适当的溶液或者化合物将填料材料120浸析或者溶解出通道110。在一个其中填料材料120为诸如固体铜金属丝的固体金属填料的实施例中,可使用浓硝酸(例如,67%、50%、40%等)冲洗移除所述固体金属填料。在其他实施例中,浓苛性钠可以用于溶解所述固体金属填料。填料材料的残留物可以通过与通道110以流体连通的冷却孔140和/或内部空间118而排出零件54。一旦移除填料材料120,通道110畅通并由通道的底壁和侧壁、以及(若存在)结构层/涂层130的内表面来对其进行界定,如图10中所示的。

[0066] 参看图2,在所图示的实施例中,可以将一涂层涂布(图2的方块70)至通道110的内表面以在通道110使用时使其免受(诸如)穿过通道110的热量和/或冷却液效应的危害。在一此实施例中,可以将抗氧化涂层涂布至通道110的内表面以保护通道表面,和/或涂布至基体100的外表面102。例如,在一实施方式中,可以涂布或者修改通道110的内表面以改良其抗氧化和/或抗热腐蚀性。用于将抗氧化涂层涂布至通道110的内表面的适当技术包括气相或者料浆铬化处理、气相渗铝、包埋渗铝、化学气相沉积渗铝或者料浆渗铝或者经由蒸发的覆盖层沉积、溅镀、离子等离子体沉积、热喷涂和/或冷喷涂。示例性抗氧化覆盖层涂层包括MCrAlY家族($M = \{Ni, Co, Fe\}$)内的材料以及选自NiAlX家族($X = \{Cr, Hf, Zr, Y, La, Si, Pt, Pd\}$)内的材料。在一此实施例中,抗氧化涂层还可以用作用于适当表面的热障结合涂层。

[0067] 随后,零件54经热处理(图2的方块72)以设置和/或完成涂布至零件54的各种层和涂层。在热处理后,最终零件在于涡轮系统10的装置(如本说明书中所讨论)内使用前,作为质量控制过程的零件被检查。

[0068] 通过利用位于本说明书中所描述的热燃气路径部件的表面或者其附近的通道110和孔116,本发明的冷却系统在较高的传热速率下并以相对均匀的温度分布对诸如零件54的热燃气路径部件提供冷却。因此,本发明的冷却系统可以增加热燃气路径部件的寿命,并允许部件与高温热燃气流一起使用,从而提高涡轮系统10的性能和效率。此外,依据本发明的某些实施例,可以在涡轮系统10的运行期间实现涡轮系统10的组成零件的大块基体100的温度缩减。例如,在某些实施方式中,基体整体温度可以在约1300°F至约1800°F之间。

[0069] 此书面描述使用示例,包括最佳模式,来公开本发明,并也使得任何本领域技术人员能够实践本发明,包括制造并使用任何装置或者系统并实施任何并入的方法。本说明书中提供的代表性的示例和实施例包括可以彼此结合并与其他发明的实施例或者示例的特征结合,以形成仍在本发明的范围内的附加实施例。本发明的专利权范围由权利要求书进行界定,并可以包括本领域技术人员所想到的其他示例。若这些其他示例具有没有不同于权利要求的字面语言的结构要素,或者若其包括相对于权利要求的字面语言无实质差别的等效的结构要素,则应包括在本发明权利要求的范围内。

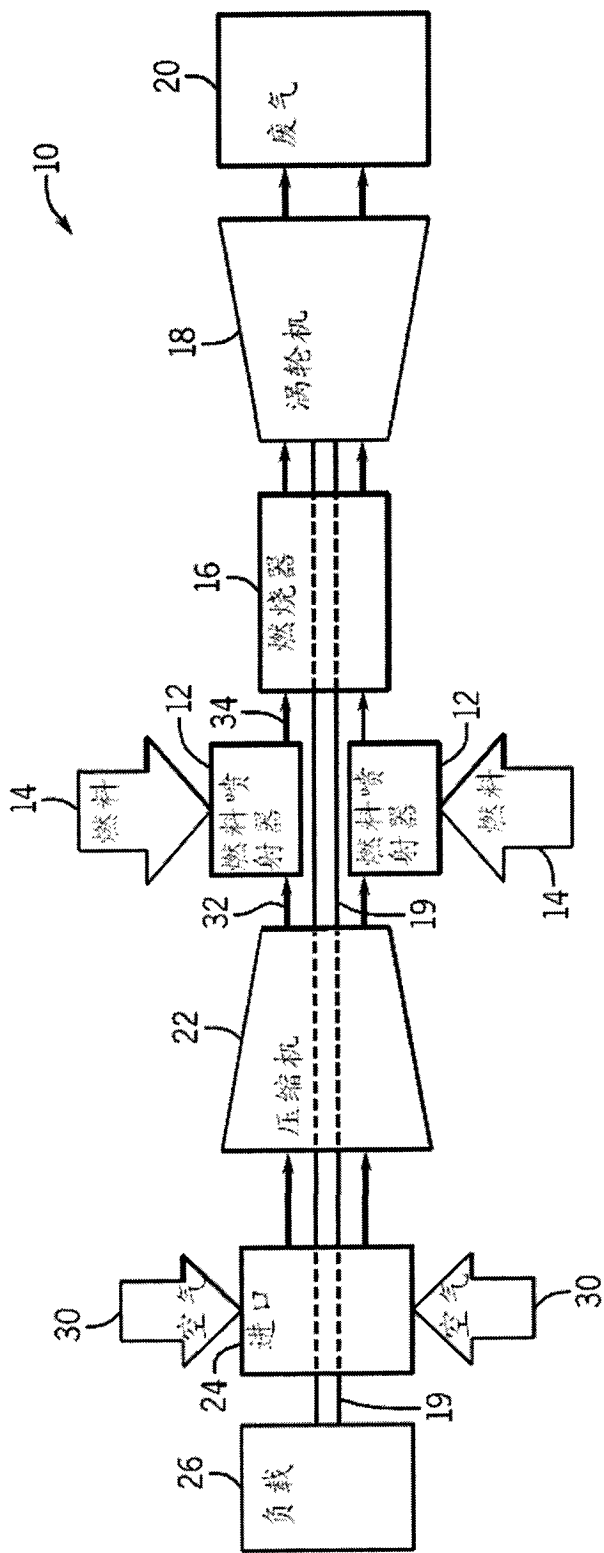


图1

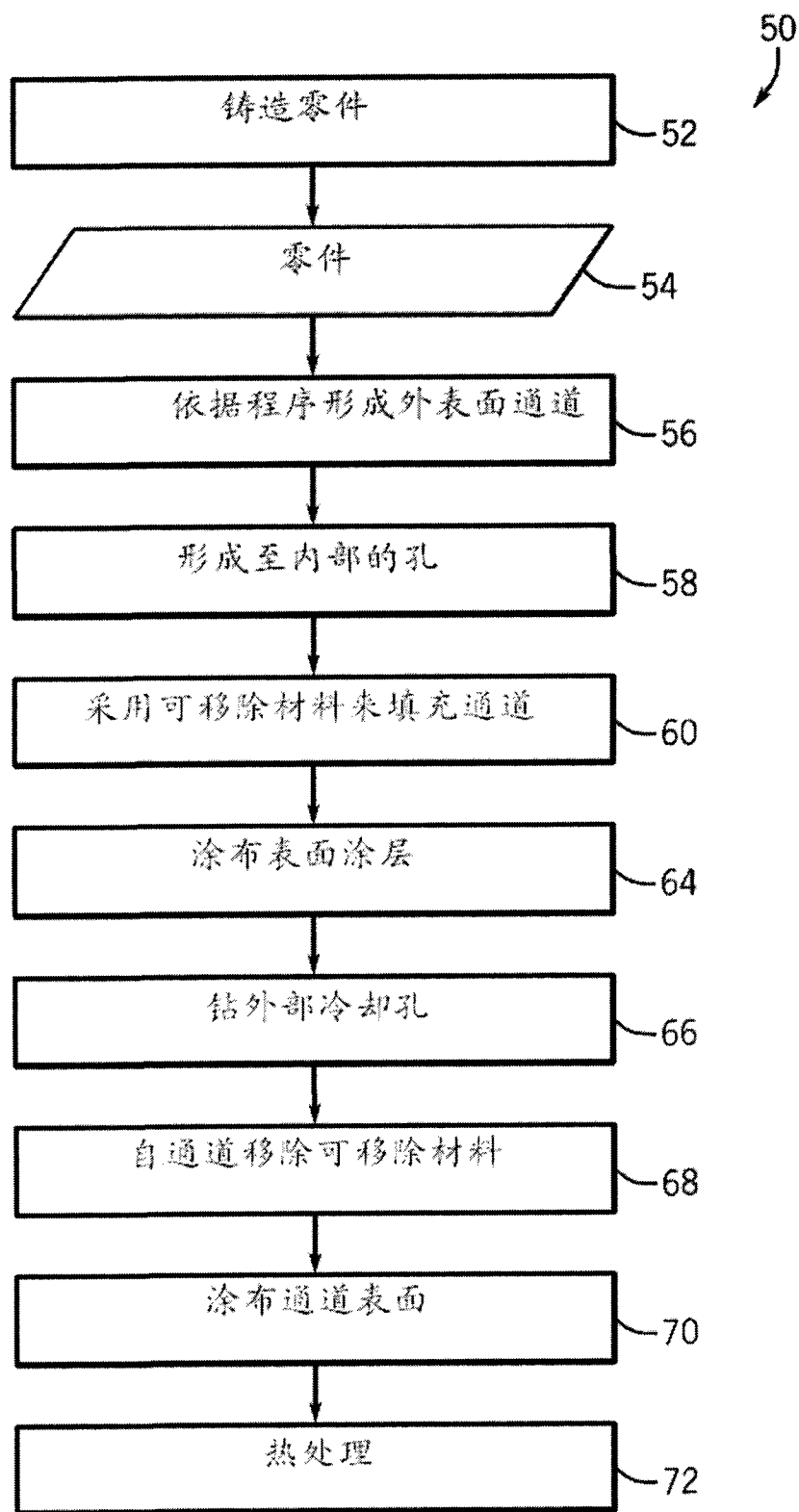


图2

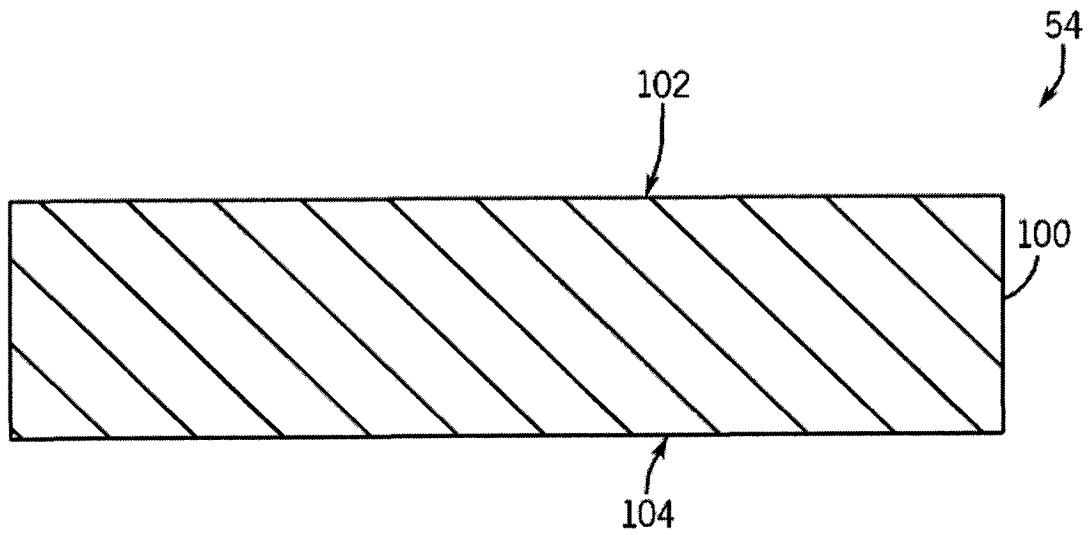


图3

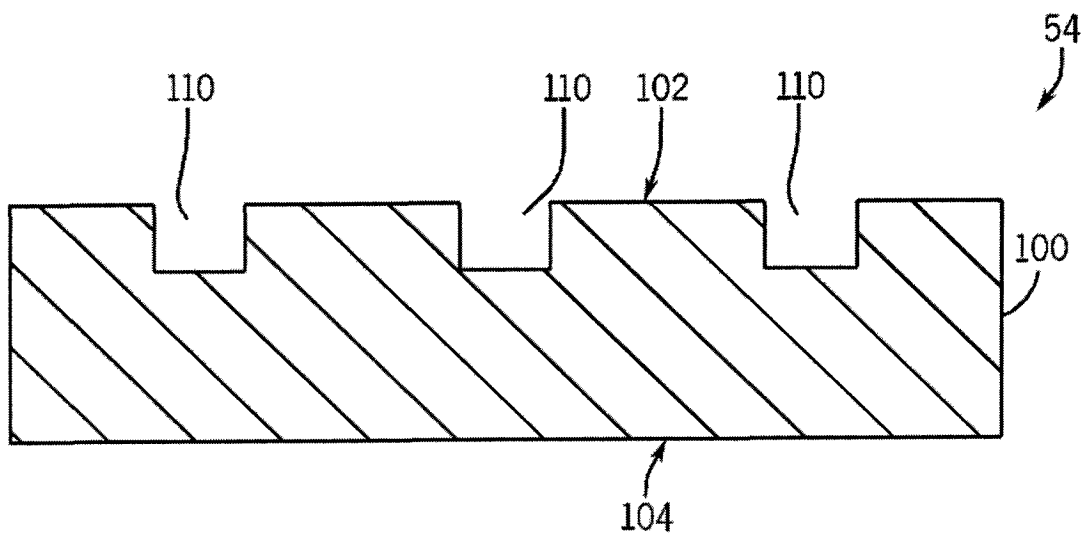


图4

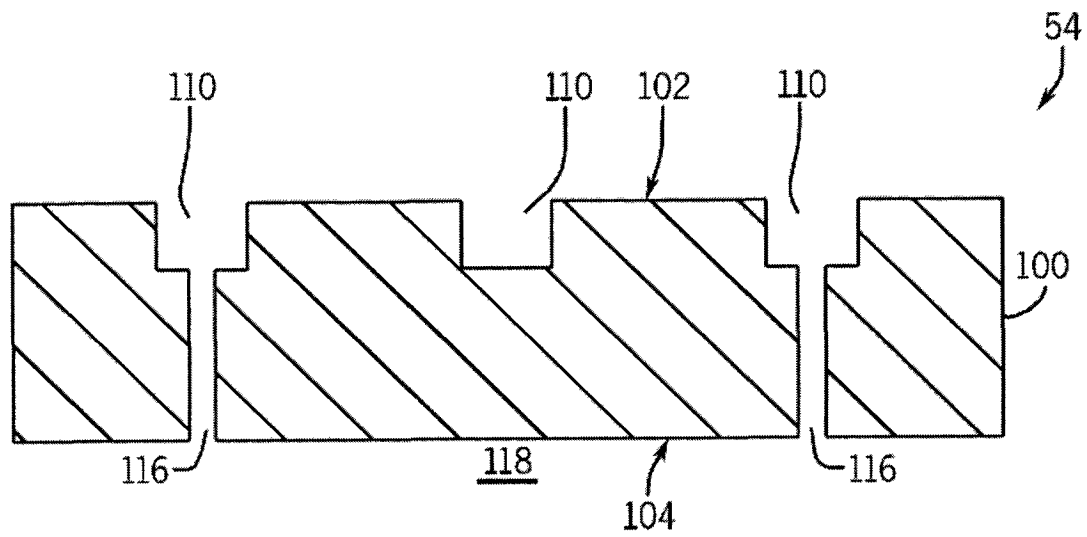


图5

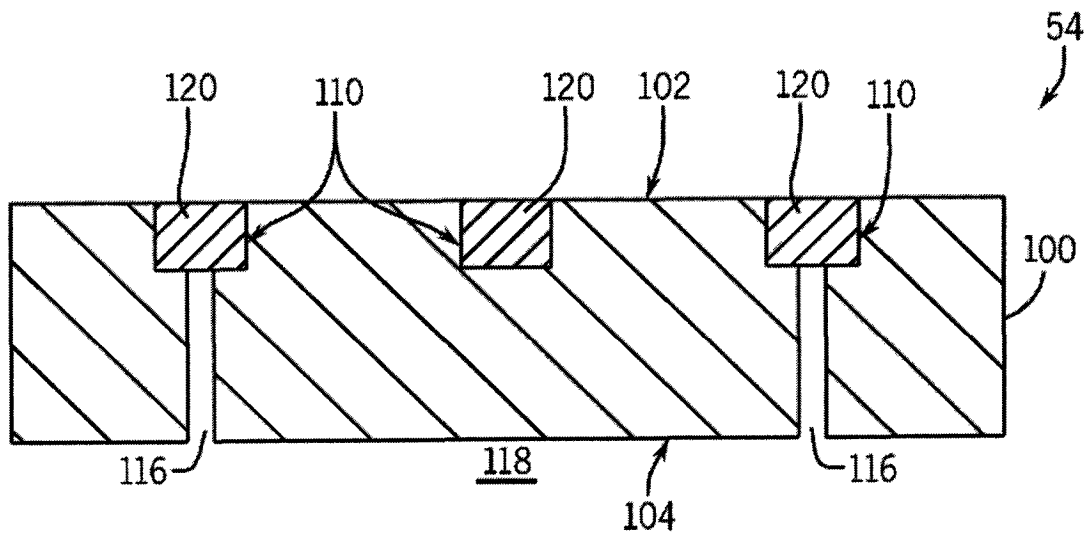


图6

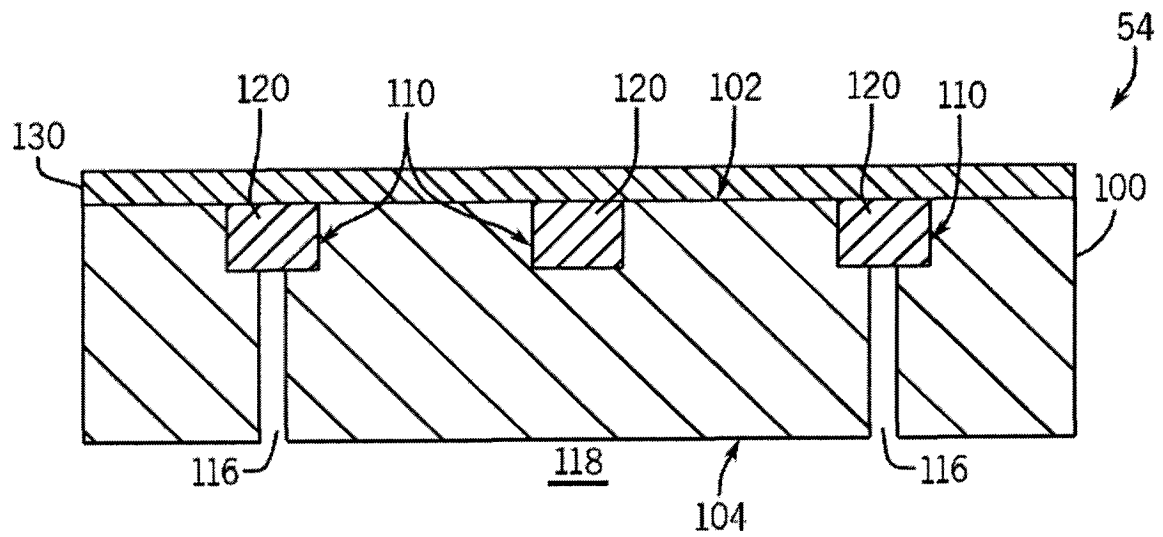


图7

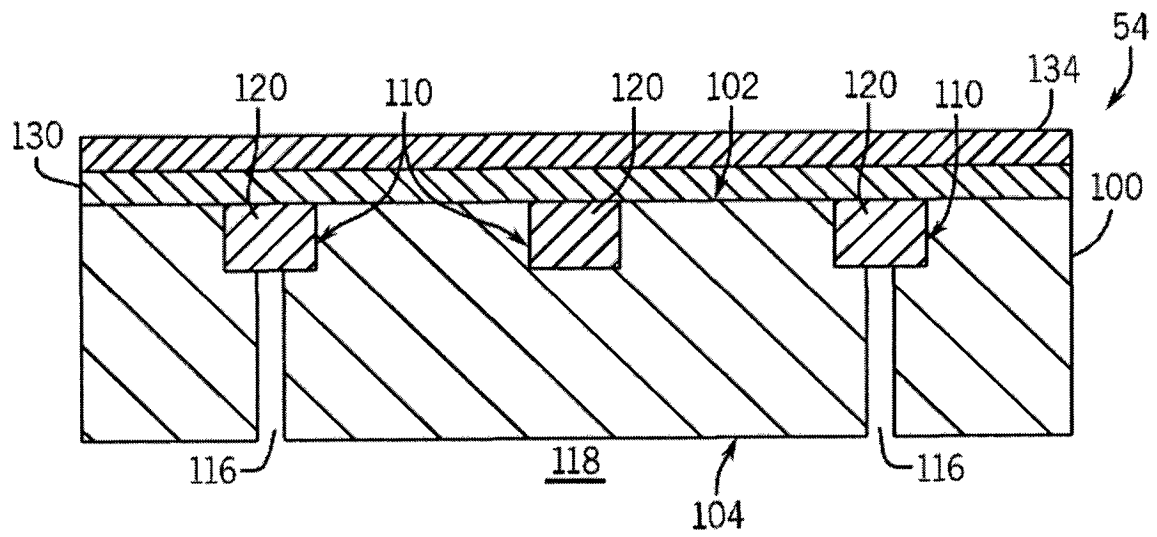


图8

