



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102632362 B

(45) 授权公告日 2016. 06. 08

(21) 申请号 201210027337. 2

US 4012884 A, 1977. 03. 22,

(22) 申请日 2012. 02. 08

WO 2009122092 A1, 2009. 10. 08,

(30) 优先权数据

CN 101474658 A, 2009. 07. 08,

13/022, 753 2011. 02. 08 US

审查员 李江

(73) 专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 M·A·伍兹 J·E·英曼

E·E·费克尔特 J·R·琼斯

E·D·布拉胡特

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限

公司 11245

代理人 赵蓉民

(51) Int. Cl.

B23P 11/00(2006. 01)

(56) 对比文件

US 3828422 A, 1974. 08. 13,

CN 8610297 A, 1987. 02. 18,

US 5439339 A, 1995. 08. 08,

CN 1137618 A, 1996. 12. 11,

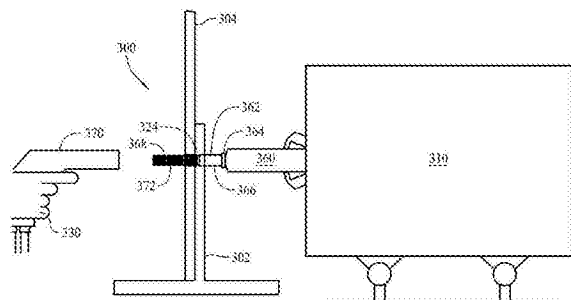
权利要求书1页 说明书10页 附图31页

(54) 发明名称

用于机械地连接金属部件和复合部件的方法和设备

(57) 摘要

本发明描述了一种连接复合结构和金属结构的方法。所述方法包括使所述复合结构和所述金属结构对齐,通过所述对齐的结构钻出孔,产生对齐的孔,和通过所述对齐的孔插入干涉配合紧固件,以便所述干涉配合紧固件啮合由钻孔而在所述复合结构中形成的圆柱壁。



1. 一种连接复合结构和金属结构的方法,所述方法包括:
使所述复合结构和所述金属结构对齐;
穿过所对齐的结构钻出孔,产生对齐的孔;和
穿过所述对齐的孔插入干涉配合紧固件,以便所述干涉配合紧固件啮合由钻孔而在所述复合结构中形成的圆柱壁。
2. 根据权利要求1所述的方法,其中插入干涉配合紧固件包括插入所述干涉配合紧固件而无需对穿过所述金属结构钻出的孔清理毛口。
3. 根据权利要求1所述的方法,其中穿过所述对齐的孔插入干涉配合紧固件包括:
穿过所述对齐的孔从所述复合结构和金属结构组件的第一侧插入所述干涉配合紧固件的牵引杆;
使用拔卸器从所述复合结构和金属结构组件的第二侧啮合所述干涉配合紧固件的牵引杆部分;和
操作所述拔卸器从而拉所述干涉配合紧固件,以便所述干涉配合紧固件的头部啮合所述复合结构和金属结构组件的所述第一侧。
4. 根据权利要求1所述的方法,其中穿过所述对齐的孔插入干涉配合紧固件包括插入直径在0.001英寸到0.005英寸的干涉配合紧固件,该直径大于穿过所述复合结构钻出的孔的直径。
5. 根据权利要求1所述的方法,其中:
所述复合结构包括石墨环氧树脂复合材料;和
所述金属结构包括铝和钛中的至少一种。
6. 根据权利要求1所述的方法,进一步包括在所述复合结构和所述金属结构的一个中形成埋头孔,从而容纳所述干涉配合紧固件的头部。
7. 一种连接复合结构和金属结构的设备,包括:
第一部件,其利用复合材料制造并且包括在其中形成的至少一个孔,每个所述孔限定复合圆柱壁;
第二部件,其利用金属材料制造并且包括在其中形成的至少一个孔,每个所述孔限定金属圆柱壁;和
穿过所述第一部件和所述第二部件中对齐的孔插入的至少一个干涉配合紧固件,所述至少一个干涉配合紧固件直接地接触所述复合圆柱壁。
8. 根据权利要求7所述的设备,其中所述至少一个干涉配合紧固件包括的直径在0.001英寸到0.005英寸之间,所述直径大于穿过所述第一部件钻出的孔的直径。

用于机械地连接金属部件和复合部件的方法和设备

技术领域

[0001] 本发明一般涉及在两个或多个机械部件之间产生的耦合,更具体地,涉及机械地连接金属部件和复合部件的方法和设备。

背景技术

[0002] 与本发明有关的工业领域使用两种类型的紧固件,间隙配合紧固件和干涉配合紧固件。间隙配合紧固件最好由螺母和螺栓作为示例。一般地,钻通要连接的两个部件的孔,并且螺栓的直径小于被穿过的孔的直径,其中垫圈和/或螺母螺纹穿到螺栓上,从而实现两个部件的机械连接。可替换的,代替使用螺母利用型锻过程/型锻工艺完成该组装。

[0003] 当使用干涉配合紧固件时,一般遵循相同的过程。然而,该紧固件包括柄部分,其直径稍微大于钻孔的直径。一旦安装好,该柄部分将与两个部件中的孔限定的壁接触,并且螺母或型锻装置被连接到从该组件伸出的远端部分。当使用干涉配合紧固件时,液压或气动装置用于拉或推动该紧固件穿过孔,以便扩大的柄适当地放置在孔中。

[0004] 当通过金属部件钻通孔时,产生毛口。这些金属元件的孔周围的毛口导致疲劳寿命降低(承载能力下降)。目前存在两种可接受的方法用于处理在航天结构中使用的金属部件中的毛口。在第一种方法中,一旦钻通要连接的两个部件的所有孔,就拆卸部件,以便可以对组件中的所有孔清理毛口。该过程是无效率的且昂贵的,因为其一般等同于将一个结构组装两次。

[0005] 第二种方法也有缺点。该方法是为了增加被钻通成孔的部件的宽度,从而抵消疲劳寿命降低。在该组装过程中,避免了拆卸和清理毛口步骤,然而由额外的材料导致的重量增加在航天应用中一般是不可接受的。

[0006] 本领域的当前状态是当连接金属部件和复合部件时并不使用如上所述的干涉配合紧固件。根据一般的看法,这对复合材料造成不可接受程度的损伤,并且到目前为止还未实施。然而,已知利用复合材料内的孔中的间隙配合套管,以及然后拉干涉配合紧固件通过该套管,以便其柄啮合套管,使得套管扩展并啮合复合材料中的孔的周边。

[0007] 还已知,在金属材料 and 复合材料中形成同轴孔,其中复合材料中的孔的直径更大,以便可以获得金属的干涉配合和复合材料的间隙配合。这再次需要拆卸部件,从而获得直径更大的复合零件,且这是复杂且昂贵的过程。

发明内容

[0008] 在一个方面,提供了连接复合结构和金属结构的方法。该方法包括对齐复合结构和金属结构,穿过对齐结构钻孔,产生对齐的孔,并将干涉配合紧固件穿过对齐的孔插入,以便该干涉配合紧固件啮合由钻孔形成的复合结构中的圆柱壁。

[0009] 在另一个方面,提供了包括第一部件、第二部件和至少一个干涉配合紧固件的结构,其中该第一部件是利用复合材料制造并且包括在其上形成的至少一个孔,每个所述孔限定一个复合圆柱壁/复合材料圆柱壁,该第二部件是利用金属材料制造的并且包括在其

上形成的至少一个孔,每个所述孔限定一个金属圆柱壁,并且至少一个干涉紧固件穿过对齐的孔插入所述第一部件和所述第二部件,所述至少一个干涉配合紧固件与复合圆柱壁直接接触。

[0010] 在另一个方面,提供了包括第一部件、第二部件和套筒干涉配合紧固件的飞机,其中第一部件是由金属材料制造的,第二部件是由石墨环氧树脂材料制造的,套筒干涉配合紧固件在所述第一部件和所述第二部件之间提供连接物。

[0011] 在又一个方面,提供了组装方法,该方法包括将钻通穿过复合结构和金属结构的至少一个孔,该复合结构和金属结构相互对齐,钻孔导致金属结构中至少一个毛口,并且将干涉配合紧固件穿过所述至少一个孔中的每个孔插入,以便与紧固件相关联的柄施加压力于金属部件上,抵消由毛口引起疲劳断裂的倾向,并且以便紧固件的柄直接啮合由钻通所述至少一个孔形成的复合结构中的圆柱壁。

[0012] 已经讨论过的特征、功能和优势可以在各种实施例中单独地实施,或可以与其他实施例组合起来实施,进一步的细节可以参考下面的说明书和附图。

附图说明

[0013] 图1是飞机生产和服务方法的流程图。

[0014] 图2是飞机的方框图。

[0015] 图3是示出了位于金属部件和复合部件关于彼此所固定位置的钻孔位置的数控钻孔-填充系统的图。

[0016] 图4是示出了图3的数控钻孔-填充系统穿过金属部件和复合部件钻孔的图。

[0017] 图5是示出了图3的数控钻孔-填充系统利用孔探针检查金属部件和复合部件中的孔直径、叠层厚度、斜面深度/槽深度(chamber depth)、间隙等的图。

[0018] 图6是示出了图3的数控钻孔-填充系统将干涉配合紧固件送入进料头的图。

[0019] 图7是示出了图3的数控钻孔-填充系统将干涉配合紧固件通过金属部件和复合部件插入钻孔中的图。

[0020] 图8是示出了图3的数控钻孔-填充系统和液压式拔卸器运行将干涉配合紧固件剩余部分(remainder of the way)拉入钻孔中,以便紧固件的头倚靠/对着金属部件302被牢牢地固定的图。

[0021] 图9是示出了图3的数控钻孔-填充系统中的系统头正从组件中缩回的图。

[0022] 图10示出了其上具有钻孔的金属材料的横截面,该钻孔操作导致入口毛口和出口毛口。

[0023] 图11示出了图10中已经斜切/挖槽入口毛口和出口毛口的横截面。

[0024] 图12示出了关于利用间隙配合紧固件连接金属部件和复合部件的当前方法。

[0025] 图13示出了利用干涉配合紧固件连接金属部件和复合部件。

[0026] 图14是示出了多个干涉配合紧固件的牵引负荷与紧固件直径的比的图。

[0027] 图15是示出了用于正在拉着干涉配合紧固件穿过钛和石墨复合材料的第一组件的插入负荷的图。

[0028] 图16是示出了用于正在拉着干涉配合紧固件穿过钛和石墨复合材料的第二组件的插入负荷的图。

- [0029] 图17是示出了随着干涉数量增加相对疲劳性能/相对疲劳质量增加的图。
- [0030] 图18是示出了干涉对具体紧固件的疲劳寿命的影响的图。
- [0031] 图19是示出了干涉对具体紧固件的疲劳寿命的影响的图。
- [0032] 图20是示出了5/16英寸(标称)紧固件的填满孔压缩的图。
- [0033] 图21是示出了基于干涉的填满孔张力的图。
- [0034] 图22是示出了基于干涉的填满孔张力的图。
- [0035] 图23是示出了5/16英寸(标称)紧固件的极限承压应力的图。
- [0036] 图24是示出了5/16英寸(标称)紧固件的比例承压应力的图。
- [0037] 图25是示出了对于5/16英寸(标称)紧固件的最初的3000镑负荷搭接剪切中的负荷与位移之比的图。
- [0038] 图26是示出了对于5/16英寸(标称)紧固件的最初的0.1英寸位移搭接剪切中的负荷与位移之比的图。
- [0039] 图27是示出了7/16英寸(标称)紧固件的极限承压应力的图。
- [0040] 图28是示出了7/16英寸(标称)紧固件的比例承压应力的图。
- [0041] 图29是示出了对于7/16英寸(标称)紧固件的最初的5000镑负荷搭接剪切中的负荷与位移之比的图。
- [0042] 图30是示出了对于7/16英寸(标称)紧固件的最初的0.125英寸位移搭接剪切中的负荷与位移之比的图。
- [0043] 图31是包括在紧固件螺纹侧上有逆向旋转的特性的干涉配合紧固件的侧视图。
- [0044] 图32是包括螺纹牵引杆的干涉配合紧固件的侧视图。
- [0045] 图33是包括分段的螺纹牵引杆的干涉配合紧固件的侧视图。
- [0046] 图34、35、36和37是包括小型牵引杆的干涉配合紧固件的侧视图。

具体实施方式

[0047] 所述的实施例旨在利用干涉配合紧固件在金属部件和复合部件之间提供连接物。迄今为止,当包括具有复合材料的干涉配合紧固件时,工业标准已经利用干涉配合紧固件连同套筒。然而,如此处进一步描述的,关于这点当前的复合材料配方(formulation)提供健壮性(robustness),并且在所描述的实施例中并未使用套筒。具体地,采集的数据表明如果干涉配合紧固件提供有光滑涂层,并且金属材料和复合材料中的孔对齐,那么对复合材料不会造成严重的损伤。该过程包括“拉着穿过”技术,其中牵引装置用于“拉着”干涉配合紧固件穿过材料中的孔。与“推着穿过”技术形成对比,在孔的出口侧存在由牵引装置施加的反作用力,这使得在安装期间使材料组合处于压缩状态。作为必要的妥协,由于间隙约束不能使用牵引装置,或结构厚度太大的位置,一些孔可以开口以随后利用可替换的安装过程填充。可替换的安装方法可以是有套筒的紧固件(对于厚的结构)或冲击驱动装置。在这些实例中,通过先前安装的邻近紧固件或通过临时的紧固件使保持材料组合处于压缩状态。

[0048] 更具体地,参考附图,可以在如图1中所示的飞机制造和服务方法100和如图2中所示的飞机200的背景下描述本发明的实施例。在预生产期间,飞机制造和服务方法100可以包括飞机200的规格和设计102和材料采购104。

[0049] 在生产期间,进行飞机200的部件和子组件制造106与系统集成108。然后,飞机200可以进行检定和交付110以投入使用中/服务中112。当顾客在使用中时,安排飞机200进行日常维护和服务114(也可以包括改进、重构、翻新等等)。

[0050] 飞机制造和服务方法100的每个过程均可以由系统集成商、第三方和/或操作员(例如,顾客)执行。为了进行描述,系统集成商可以包括但不限于,许多飞机制造商和主系统转包商;第三方可以包括,例如但不限于,许多卖主、转包商和供应商;并且操作员可以是航空公司、租赁公司、军事组织、服务组织等等。

[0051] 如图2中所示,由飞机制造和服务方法100制造的飞机200可以包括具有多个系统204和内部206的机身202。系统204的示例包括一个或多个推进系统208、电气系统210、液压系统212和环境系统214。在该示例中可以包括许多其他的系统。尽管示出了航空航天示例,但是本发明的原理可以应用于其他领域,例如汽车工业。

[0052] 在飞机制造和服务方法100的任何一个或多个阶段可以使用此处所包括的设备和方法。例如但不限于,可以以与飞机200在使用中时生产的部件或组件相似的方式制造或生产与部件和组件制造106相对应的部件或组件。

[0053] 而且,在部件和子组件制造106与系统集成108期间可以使用一个或多个设备实施例、方法实施例、或其组合,例如但不限于,通过基本上加快飞机200的组装或降低飞机200的成本。类似地,当飞机200在使用中时可以使用一个或多个设备实施例、方法实施例、或其组合,例如但不限于,在系统集成108和/或维护和服务114期间可以使用维护和服务114,从而确定是否可以将零件彼此连接和/或彼此配对。

[0054] 为了示出和描述已经提出了不同的有利的实施例的描述,并且这些不同的有利的实施例并不是为了详述或限制所公开形式的实施例。许多改进和改变对本领域的普通技术人员是显而易见的。进一步,与其他有利的实施例相比较而言,不同的有利的实施例可以提供不同的优势。选取并描述所选择的实施例是为了最好地说明实施例、实际应用的原理,和能够使本领域的普通技术人员理解本发明,因为具有许多改进的各种实施例也适用于所考虑的具体用途。

[0055] 现在转向图3-图9,示出了用于制造包括在金属部件302和复合部件304之间提供连接物的干涉配合紧固件的结构300的过程。利用数控钻孔-填充系统310,该系统位于钻孔位置,并且在实施例中,该系统运行从而将金属部件302和复合部件304压到一起。

[0056] 如图4所示,钻孔-填充系统310朝着金属部件302和复合部件304伸出包括钻头322的头部320,并开始在其上钻孔324。在结构300的与钻孔-填充系统310相反的一侧的机械工可以操作真空装置332清除钻孔过程产生的碎片334。在某些领域,例如飞机制造业,移除这些碎片是极其重要的。

[0057] 取决于使用哪一类型的紧固件,钻孔-填充系统310可以被操作从而提供埋头孔(未示出),以便于一旦插入,紧固件头部和金属部件构成齐平的表面。值得注意的是,金属部件302位于接近钻孔-填充系统310的位置。这仅仅是一个示例性的实施例。在其他的实施例中,接近钻孔-填充系统310的是复合部件304。

[0058] 图5示出了钻孔-填充系统310的头部320替换为包括孔探针352的头部350。孔探针352是自动化的,并且操作以检查在金属部件302和复合部件304之间的孔直径、叠层厚度、斜面深度、间隙等。

[0059] 一旦钻孔-填充系统310已经证明结构300和从其上伸出的孔324符合规格,就通过钻孔-填充系统310使用紧固件进料头360将干涉配合紧固件362插入孔324。在一个实施例中,以及如图6所示,钻孔-填充系统310将干涉配合紧固件362送入进料头360,并检验紧固件362的直径,并且进料头360在紧固件362的头部364上具有合适的手柄。在某些实施例中,钻孔-填充系统310检验干涉配合紧固件的柄的长度,和/或检验紧固件362包括在其上的合适大小和长度的螺纹。

[0060] 图7示出了钻孔-填充系统310将紧固件362插入孔324中,通过进料头360对紧固件头部364保持压力,直到干涉配合紧固件362的扩大柄部分366(干涉配合的源)接触接近侧面324上的孔入口,并且柄的拔卸器啮合部分368从远端侧伸出。众所周知,紧固件362的柄部分366的直径比孔324的直径稍微大,例如在0.001到大约0.005英寸的范围内。机械工330准备利用液压式拔卸器370将紧固件362剩余距离从组件300的相反侧拉出。众所周知在所有的金属结构中,液压式拔卸器370操作以啮合干涉配合紧固件362的牵引杆372部分。在实施例中,润滑剂和润滑涂层之一或两者同时加入干涉配合紧固件362,这使得拉着特大的干涉配合紧固件的柄部分通过孔324更容易。

[0061] 图8示出了在液压式拔卸器370已经被操作将紧固件362剩余部分拉入孔324中以便紧固件头部364倚靠/对着金属部件302被牢牢地固定之后的组件300。液压式拔卸器370的喷嘴372提供了在材料304的出口侧374上的反作用力。该反作用力操作以保持这些实施例之间的压缩,例如附图中所示的实施例,其中复合材料是在组件的出口侧374上,邻近液压式拔卸器的材料。

[0062] 紧固件362的螺纹380(在图9中示出)是暴露的,由于液压式拔卸器370的操作螺纹已经穿过复合部件304。此时,螺母或型锻装置可以插入到螺纹380上,并且可以移除牵引杆372,例如,通过利用侧向力将其从紧固件362上折断(break off)。如图9所示,进料头360从组件300中缩回。

[0063] 图10和11示出了金属材料中的孔形成,并进一步示出了所述实施例的主旨在于改进。具体地,图10示出了材料400的横截面,例如钛或铝,通过材料钻出孔402。尽管以稍微夸大/放大的图示出实施例,但是钻孔操作导致形成入口毛口404和出口毛口406,并基本围绕在孔402周围。如果这些有毛口的孔402与间隙紧固件一起使用,那么由钻孔操作导致在紧固件和材料的圆柱壁之间存在空间。当在使用环境中使用时,由于这些毛口的不平整特性,毛口404和毛口406为疲劳断裂提供了起点等。

[0064] 如图11所示,为了减少出现疲劳断裂,传统的解决方法包括在材料400的两个面产生斜面(chamfer)420。由于斜切操作在材料表面的平滑将减少材料400中出现疲劳断裂。然而,为了形成斜面420,在钻孔操作之后金属组件和复合组件一般需要彼此分离。在制造较大组件的过程中,例如飞机,紧固件的该组件钻孔、拆卸、斜切、和重新组装的过程需要执行成千上万次,以及需要所包括的与此相关联的劳动力成本。

[0065] 图12进一步示出了关于连接金属部件500和复合部件502的当前方法。具体地,利用间隙配合紧固件510。由于间隙配合紧固件510并不啮合由部件500和502中的钻孔512限定的壁520、522(因此命名为“间隙”),所以紧固件510对沿着钻孔512的壁520、522并未施加压力。缺乏压力使得金属部件500中的任何毛口用作疲劳断裂和破裂的起点。如图所示,在钻孔过程之后,拆卸该组件,以便通过增加的斜面530可以移除任何毛口。

[0066] 相比之下,图13包括干涉配合紧固件550。在紧固件550和钻孔512的壁520、522之间不存在空间。与图12的图相比,干涉配合紧固件550关于钻孔512的圆周对壁520、522施加压力,以便在钻孔过程后留下的任何毛口基本上被由干涉配合紧固件550施加的压力反作用/抵消。就这点而论,对于金属部件500不需要单独的清理毛口/斜切过程。将干涉配合紧固件插入已经有毛口的孔中解决疲劳断裂难题。简单地,即使存在毛口,由于插入在材料上产生的压力和随后保留的干涉配合紧固件550抵消断裂趋势。在此处所公开的实施例之前,传统实践并未利用无套筒干涉配合紧固件将金属结构和复合结构连接起来。迄今为止,所关心的已经包括在安装和/或移除干涉配合紧固件期间复合材料是否受损、干涉配合紧固件所需的安装力是否是可行的、以及受益于使用干涉配合紧固件的疲劳是否减缓在金属部件和复合部件之一或同时两者中存在毛口的忧虑。

[0067] 在测试过程中,已经测试到0.001英寸到0.005英寸的干涉等级。为了简洁起见,0.002英寸的干涉等级表明干涉配合紧固件的直径比其要插入的孔的直径大0.002英寸。插入这种紧固件必然引起某些应力施加在孔的周围,并且可以在某种程度上扩大孔。这些应力和/或孔扩大至少部分地抵消了产生疲劳断裂和破裂,并使得制造者不需要拆卸钻孔的组件从金属部件斜切毛口。此外,安装干涉配合紧固件和移除干涉配合紧固件并未显著地损伤复合材料。

[0068] 图14是示出了不同的紧固件直径的牵引负荷需求和能力的图600。示出了对于在0.25英寸到0.625英寸范围的紧固件直径的最小紧固件拉进强度。当拉着紧固件穿过邻近的碳纤维(CFRP)零件和钛(TI)零件时,对这些最低需求所示的是每个紧固件直径的测试数据。该测试数据包括碳纤维零件的宽度、钛零件的宽度、和以英寸计量的干涉数量(int),并且测试数据表示一般的飞机结构的最极端的情况。如图所示,插入这种干涉配合紧固件所需的最大期望牵引负荷不会超过最低紧固件强度需求。

[0069] 值得注意的是,所述的实施例并不针对包括最小干涉的配合(fits)。更确切地说,所述的实施例针对使用充分的干涉数量的接合处,以便干涉抵消由钻孔留下的毛口引起的疲劳断裂趋势。就这点而论,固定这种紧固件所需的牵引力数量是相关联的。

[0070] 图15是示出了正拉着0.0043英寸干涉的干涉配合紧固件通过0.25英寸厚的钛和0.63英寸的石墨复合材料的组件的三个插入负荷图的图650。图16是示出了正拉着0.0047英寸干涉的干涉配合紧固件通过0.25英寸的石墨复合材料和0.5英寸厚的钛的组件的三个插入负荷图的图700。在另一个测试中,具有0.006英寸干涉的紧固件被应用到通过具有可以忽略效果的1.25英寸厚的石墨叠层的孔。

[0071] 图17是示出了两个不同的紧固件的图750,与基线相比较,随着干涉数量的增加相对疲劳性能也增加。具体地,图750针对利用0.25英寸标称干涉配合紧固件的复合钛复合叠层。

[0072] 图18和图19是示出了干涉对疲劳寿命影响的图800和850。在图800中,数据802表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的疲劳寿命。数据804表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口/去毛口操作时的疲劳寿命。数据806表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的疲劳寿命。图800针对5/16英寸(标称)紧固件,而图850针对7/16英寸(标称)紧固件。在图850中,数据852表明利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的疲劳寿命。数据854表明当利用具有大约0.001英寸干涉

的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作的疲劳寿命。数据856表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作的疲劳寿命。

[0073] 图20是示出了5/16英寸(标称)紧固件的填满孔压缩的图900。在图900中,数据902表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的压缩强度。数据904表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的压缩强度。数据906表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的压缩强度。

[0074] 图21和图22是示出了基于干涉的填满孔张力的图950和1000。在图950中,数据952表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的填满孔张力。数据954表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的填满孔张力。数据956表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的填满孔张力。图950针对5/16英寸(标称)紧固件,而图1000针对7/16英寸(标称)紧固件。在图1000中,数据1002表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的填满孔张力。数据1004表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的填满孔张力。数据1006表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的填满孔张力。

[0075] 图23是示出了5/16英寸(标称)紧固件的极限承压应力的图1050。在图1050中,数据1052表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的极限承压应力。数据1054表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的极限承压应力。数据1056表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的极限承压应力。

[0076] 图24是示出了5/16英寸(标称)紧固件的比例承压应力的图1100。在图1100中,数据1102表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的比例承压应力。数据1104表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的比例承压应力。数据1106表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的比例承压应力。

[0077] 图25是示出了对于5/16英寸(标称)紧固件的最初的3000磅负荷的搭接剪切(负荷与位移比)的图1150。在图1150中,数据1152表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的搭接剪切负荷。数据1154表明当利用干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的搭接剪切负荷。

[0078] 图26是示出了对于5/16英寸(标称)紧固件的最初的0.1英寸位移的搭接剪切负荷(负荷与位移比)的图1200。在图1200中,数据1202表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的搭接剪切负荷,一般追踪当利用干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的搭接剪切负荷。

[0079] 图27是示出了7/16英寸(标称)紧固件的极限承压应力的图1250。在图1250中,数据1252表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的极限承压应力。数据1254表明当利用具有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的极限承压应力。数据1256表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的极限承压应力。

[0080] 图28是示出了7/16英寸(标称)紧固件的比例承压应力的图1300。在图1300中,数据1302表明当利用去毛口孔、间隙配合紧固件时的比例承压应力。数据1304表明当利用具

有大约0.001英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的比例承压应力。数据1306表明当利用具有大约0.004英寸干涉的干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的比例承压应力。

[0081] 图29是示出了对于7/16英寸(标称)紧固件的最初的5000磅负荷的搭接剪切负荷(负荷与位移比)的图1350。在图1350中,数据1352表明当利用去毛孔、间隙配合紧固件时的搭接剪切负荷。数据1354表明的当利用干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的搭接剪切负荷。

[0082] 图30是示出了对于7/16英寸(标称)紧固件的最初的0.125英寸位移的搭接剪切负荷(负荷与位移比)的图1400。在图1400中,数据1402表明当利用去毛孔、间隙配合紧固件时的搭接剪切负荷,一般追踪当利用干涉配合紧固件同时无清理毛口操作时的搭接剪切负荷。

[0083] 图31是包括逆向旋转部件1502的干涉配合紧固件1500的侧视图,以便接近远端1504的机械工能够阻止紧固件1500旋转同时将螺母安装到螺纹1506上。这样布置时,可以从一侧进行安装。在所示的实施例中,逆向旋转部件1502是六角形结构1508,可以进入该六角形结构1508同时使得螺母变紧。啮合紧固件1500的头部1510不再需要机械工。由于在某些实施例中逆向旋转部件1502不会折断,所以要增加一些重量。

[0084] 图32是包括有螺纹的牵引杆1552的干涉配合紧固件1550实施例的侧视图。该有螺纹的牵引杆提供低剖面的转矩驱动安装工具代替紧固件拉进工具。

[0085] 图33是包括分段的牵引杆1602的干涉配合紧固件1600实施例的侧视图,其中分段的牵引杆1602包括牵引杆部件1604、1606和1608。该分段的和有螺纹的牵引杆1602提供低剖面的转矩驱动安装工具替代紧固件拉进工具。由于从牵引杆部件1608开始,只要邻近的分段(牵引杆部件1608)一被拉进工具获取/拉入,每个分段就可以折断,所以该分段允许在低间隙区域进行阶梯状的拉进安装。

[0086] 图34是包括小型牵引杆1652的干涉配合紧固件1650实施例的侧视图。该小型的牵引杆1652允许螺母(未示出)滑过牵引杆1652最终啮合螺纹1654。为了当应用螺母时产生反转矩,这些实施例可以需要转矩工具抓牢牵引杆1652。紧固件1650能够拉进干涉配合而无需利用旋转器。

[0087] 图35和图36是也包括小型牵引杆1702的干涉配合紧固件1700实施例的侧视图。该小型牵引杆1702允许螺母(未示出)滑过牵引杆1702最终啮合螺纹1704。紧固件1700包括接近其端部1708的扳手平面1706。在实施例中,可以利用扳手平面1706,例如,啮合开口扳手,为了当应用螺母时产生反转矩,该开口扳手因此可以用作逆向旋转工具。

[0088] 图37是也包括小型牵引杆1802的干涉配合紧固件实施例1800的侧视图。该小型牵引杆1802允许螺母(未示出)滑过牵引杆1802最终啮合螺纹1804。紧固件1800包括在其端部1808的六角形端部1806。在实施例中,六角形端部1806被成形用于当应用螺母产生反转矩时利用逆向旋转工具,例如套筒扳手或套节(均未示出)。

[0089] 概括起来,制造复合材料过程中利用的配方和材料的改进允许使用干涉配合紧固件在金属结构和复合结构之间形成连接物,该干涉配合紧固件直接地啮合复合结构。配方和材料改进降低了先前阻止利用干涉配合的板层破裂和分离。作为一个附加好处,直接与复合材料一起使用干涉配合使得与金属结构相关联的制造步骤更少。如此处所描述的,先

前当连接金属结构和复合结构时,通过金属结构和复合结构钻出孔,然后金属结构与复合结构分离,以便在利用间隙配合紧固件连接复合结构和金属结构之前进行清理毛口操作。如此处所描述的,由于干涉配合紧固件对金属结构产生应力,所以不需要清理毛口操作以抵消疲劳断裂。所述的实施例与现有技术的教义形成对比,现有技术的教义陈述,在未将套筒插入复合结构的情况下,不在复合结构和金属结构之间产生干涉配合。

[0090] 可以要求的该申请的额外主题包括:

[0091] A1.一种飞机,包括:

[0092] 由金属材料制造的第一部件;

[0093] 由石墨环氧树脂材料制造的第二部件;和

[0094] 提供在所述第一部件和所述第二部件之间的连接物的无套筒干涉配合紧固件。

[0095] A2.根据A1所述的飞机,其中所述干涉配合紧固件包括柄部分,和所述第二部件包括其上钻出的孔,该孔限定圆柱壁,所述柄啮合所述圆柱壁。

[0096] A3.根据A1所述的飞机,其中所述第一部件和所述第二部件每个均包括其上钻出的孔,用于插入所述干涉配合紧固件,在插入所述干涉配合紧固件之前,所述第一部件和所述第二部件均不经清理毛口处理。

[0097] A4.根据A1所述的飞机,其中所述第一部件和所述第二部件每个均包括其上钻出的孔,用于插入所述干涉配合紧固件,所述干涉配合紧固件包括的直径大于所述孔的直径。

[0098] A5.根据A1所述的飞机,其中所述第一部件和所述第二部件每个均包括其上钻出的孔,用于插入所述干涉配合紧固件,所述干涉配合紧固件包括的直径大于所述孔的直径,所述干涉配合紧固件包括其上涂有润滑剂的柄。

[0099] A6.一种组装方法,所述方法包括:

[0100] 通过复合结构和金属结构钻出至少一个孔,所述复合结构和金属结构关于彼此对齐,所述钻孔导致在所述金属结构中产生至少一个毛口;和

[0101] 通过所述至少一个孔中的每个孔插入干涉配合紧固件,以便与所述紧固件相关联的柄对所述金属部件施加应力,该应力抵消了由所述毛口引起的疲劳断裂的倾向,和以便所述紧固件的柄直接地啮合由钻出至少一个孔而在所述复合结构中形成的圆柱壁。

[0102] A7.根据A6所述的方法,其中插入干涉配合紧固件包括通过所述至少一个孔插入直径在大约0.001英寸和大约0.005英寸之间的干涉配合紧固件。

[0103] A8.根据A6所述的方法,进一步包括在所述干涉配合紧固件插入所述至少一个孔之前将润滑剂应用到所述干涉配合紧固件上。

[0104] A9.根据A6所述的方法,其中插入干涉配合紧固件包括:

[0105] 插入所述干涉配合紧固件的牵引杆,所述牵引杆的直径小于从所述对齐的复合结构和金属结构的第一侧穿过所述至少一个孔的所述至少一个孔;

[0106] 从所述对齐的复合结构和金属结构的第二侧啮合牵引杆;和

[0107] 操作啮合以拉着所述干涉配合紧固件,以便所述干涉配合紧固件的头部啮合所述对齐的复合结构和金属结构的所述第一侧。

[0108] A10.一种用于改进在复合材料部件和金属材料部件之间的连接物的疲劳寿命的方法,所述方法包括:

[0109] 穿过所述复合材料部件和金属材料部件钻出孔;

[0110] 使得所述钻孔对齐；

[0111] 选择干涉配合紧固件,所述干涉配合紧固件具有牵引杆和柄部分,所述牵引杆的直径小于所述对齐的孔直径,所述柄部分的直径大于所述对齐的孔直径,柄直径选择成提供在所述柄和所述由复合材料部件和金属材料部件中至少一个中的孔限定的圆柱之间的具体干涉,从而抵消由于钻孔产生的潜在的疲劳断裂；

[0112] 将所述干涉配合紧固件的牵引杆插入所述对齐的孔；和

[0113] 通过所述牵引杆拉着所述干涉配合紧固件进入关于所述复合材料部件和所述金属材料部件的最终位置,从而提供所述具体的干涉。

[0114] 该书面的说明书使用示例来公开各种实施例,其包括能够使本领域的任何技术人员实践那些实施例的最好方式,包括制造和利用任何装置或系统与执行所包括的任何方法。可获得专利的范围由权利要求限定,并且可以包括本领域的技术人员能想到的其他示例。如果其他示例具有与权利要求的字面意义的语言相同的结构元件,或如果其他示例包括与权利要求的字面意义的语言无实质区别的等价物结构元件,那么这些其他示例是落在权利要求的范围内。

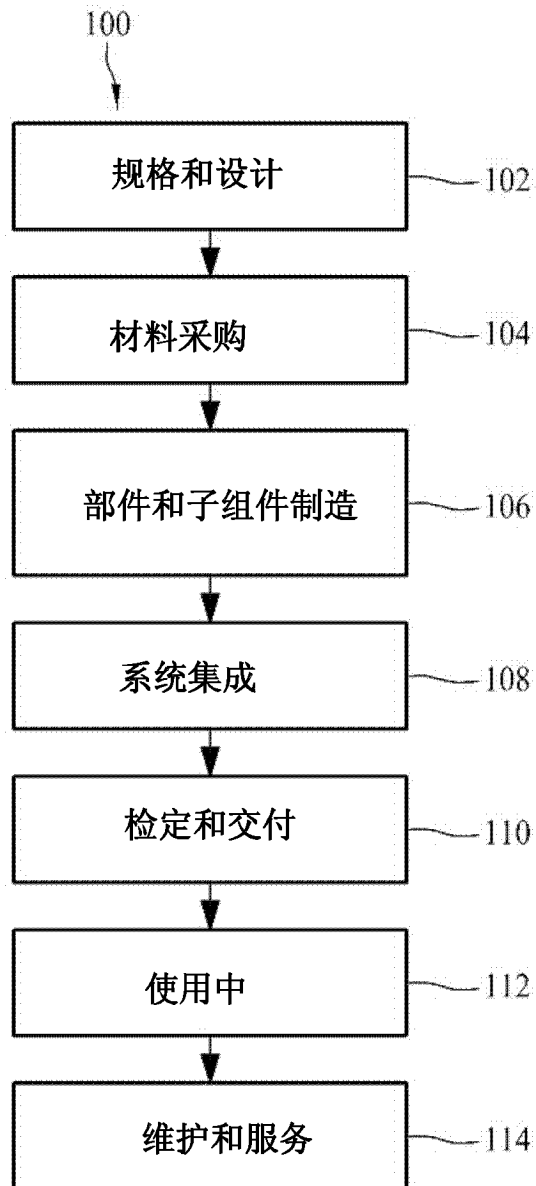


图1

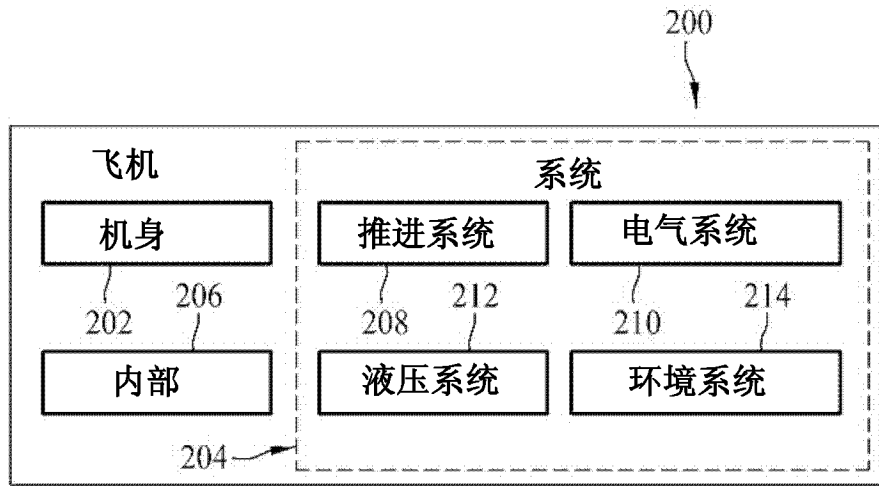


图2

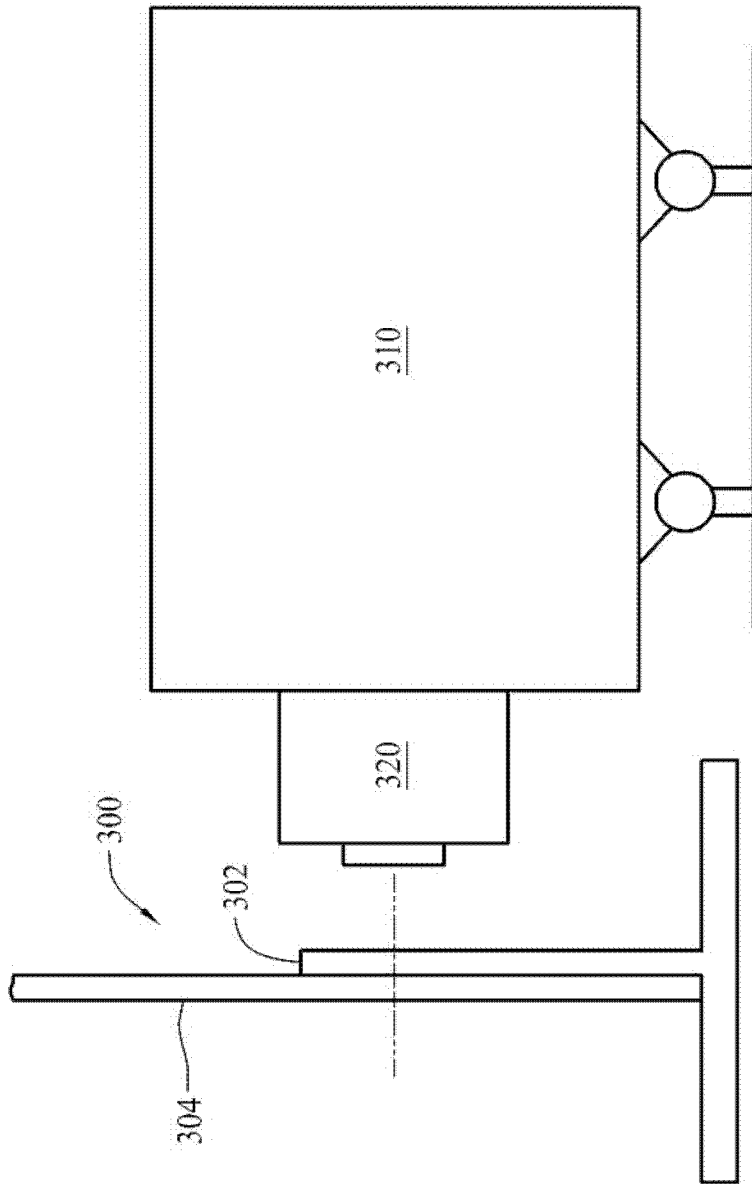


图3

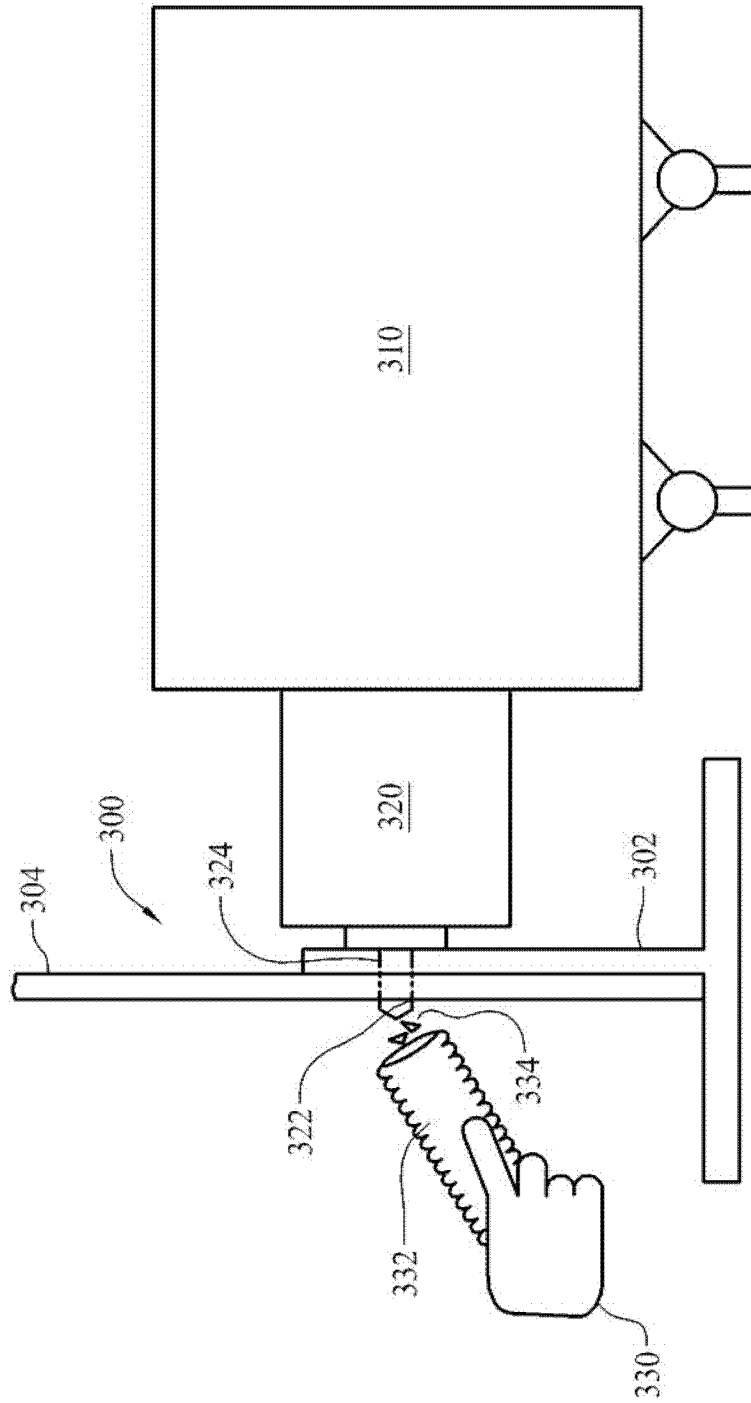


图4

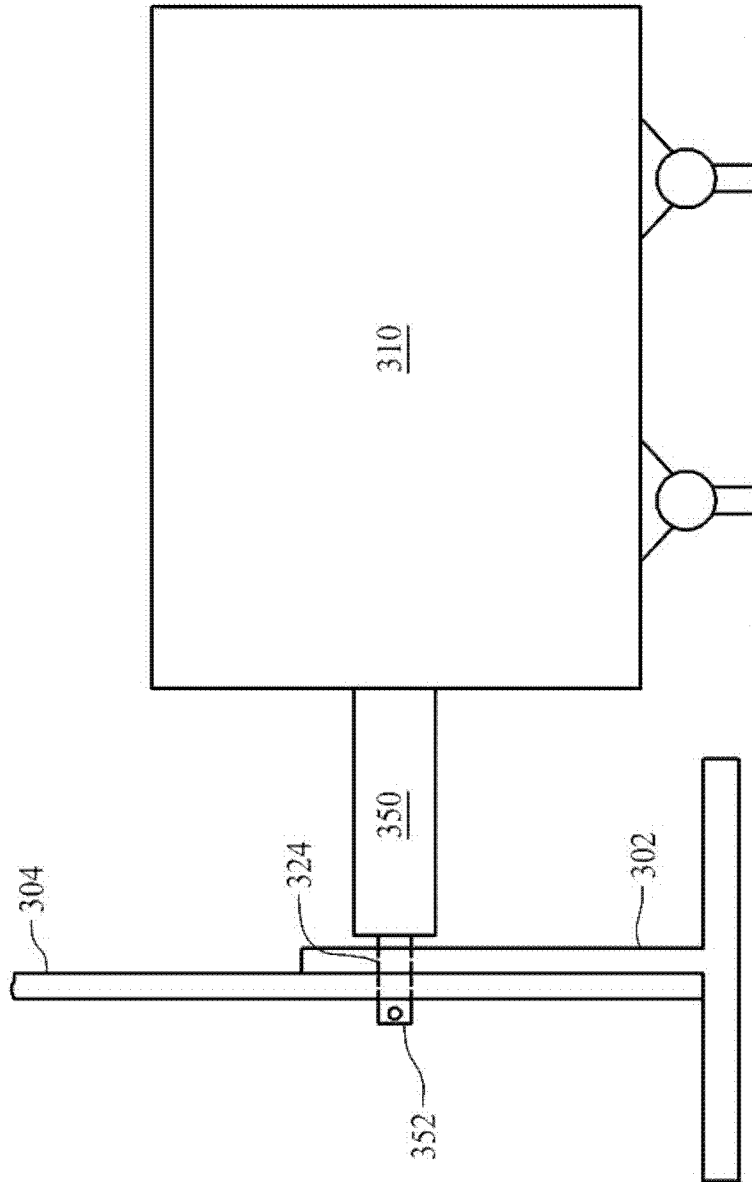


图5

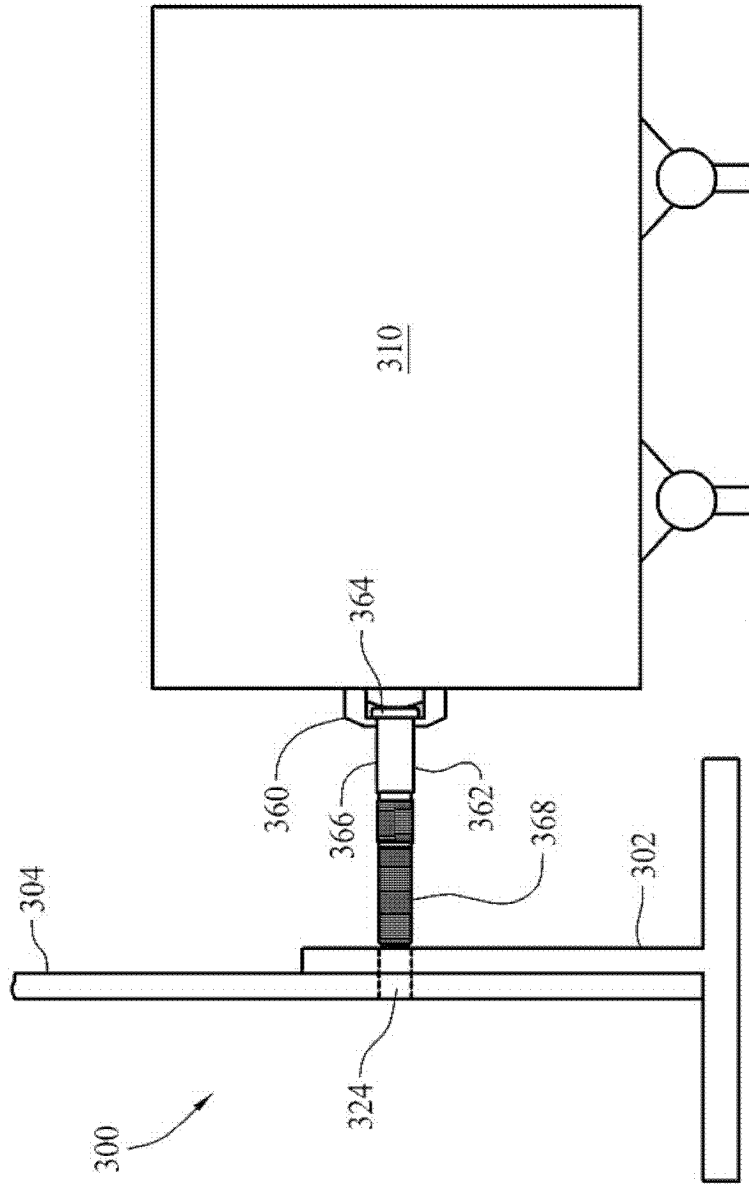


图6

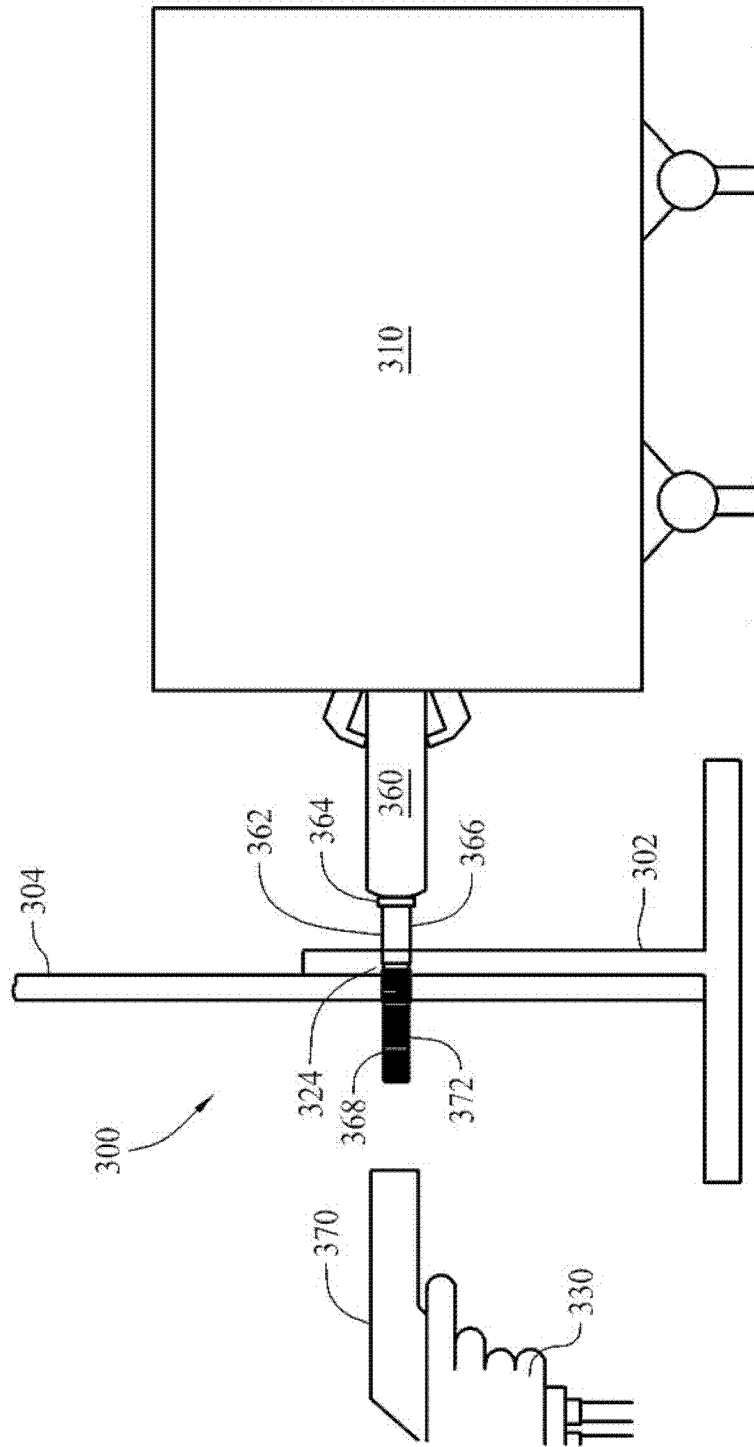


图7

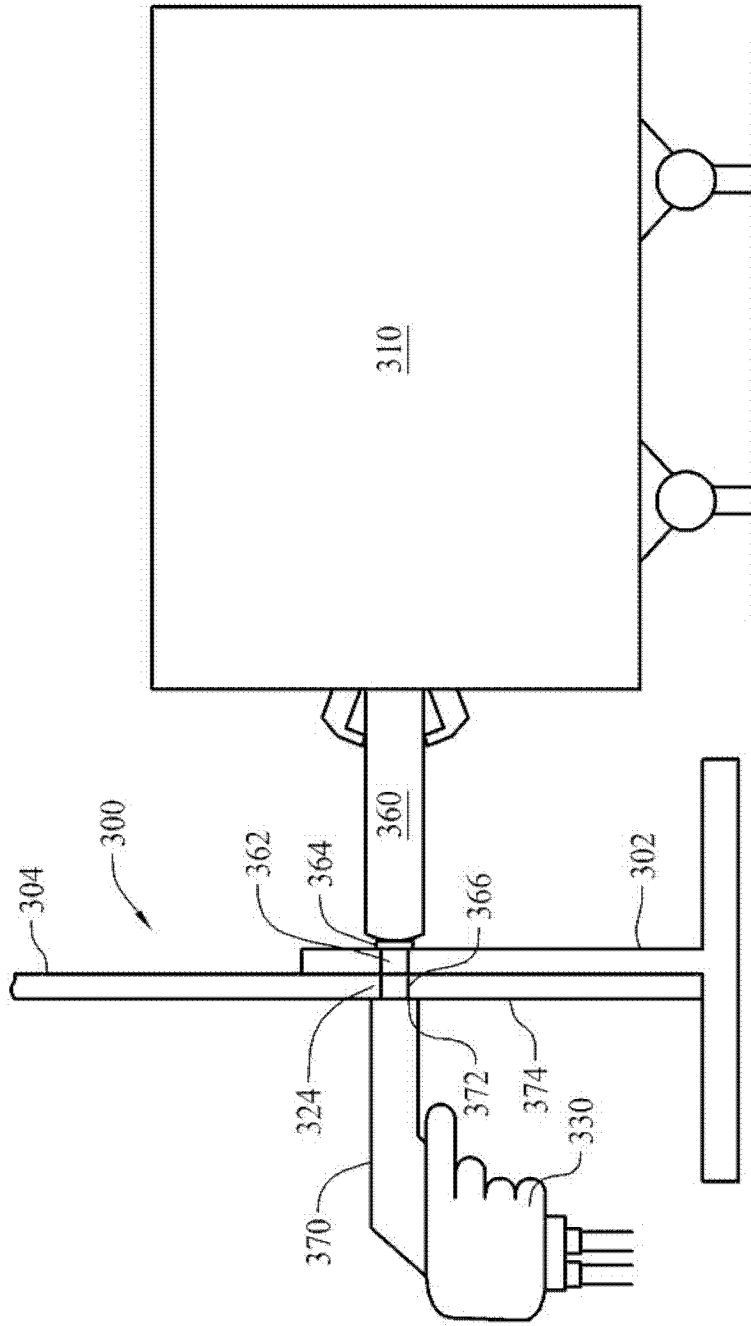


图8

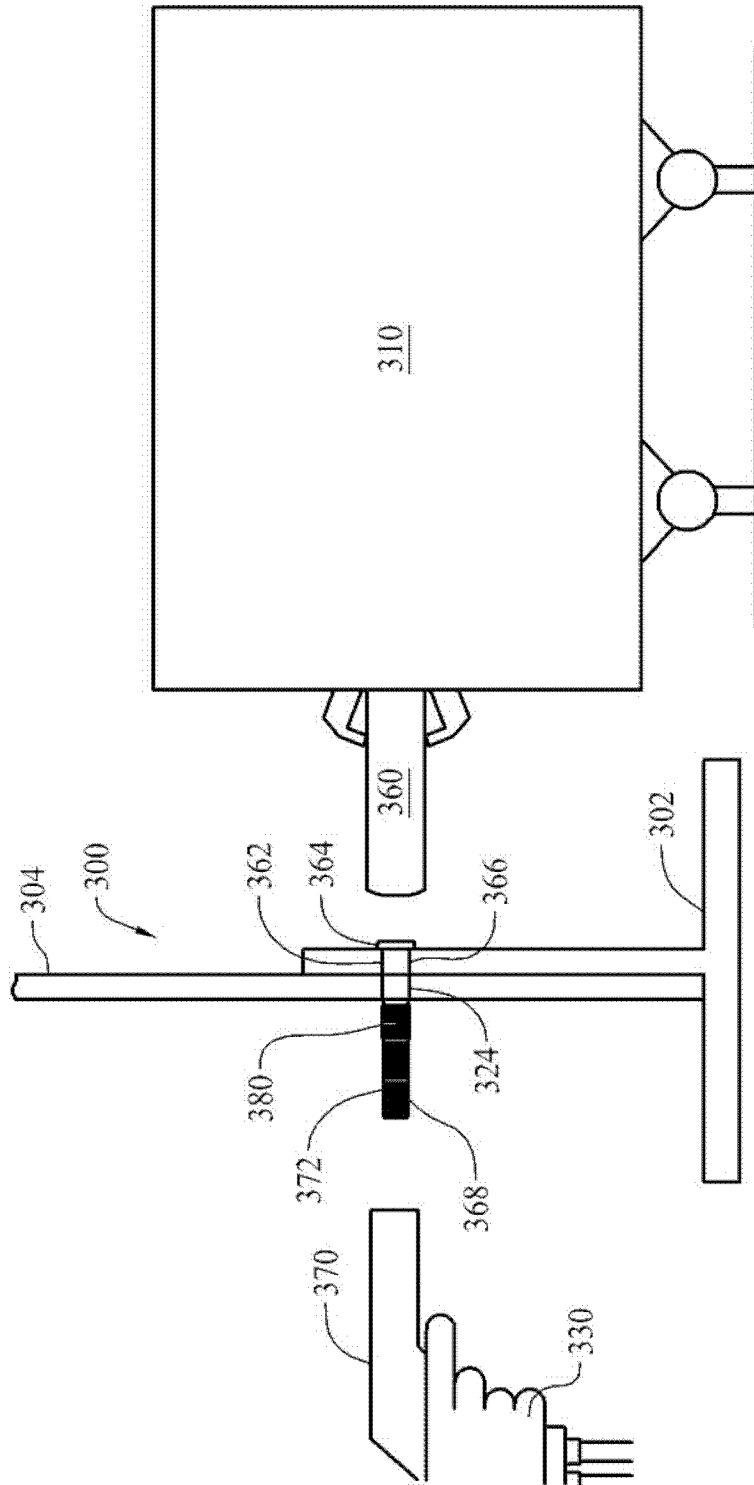


图9

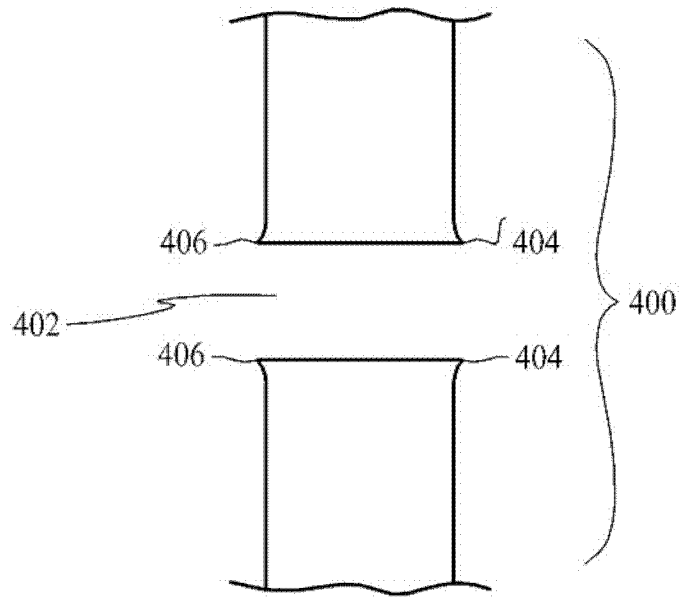


图10

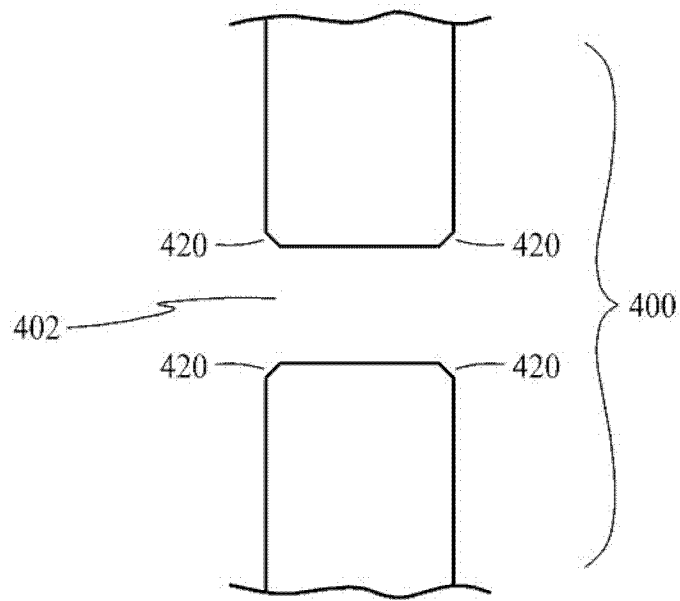


图11

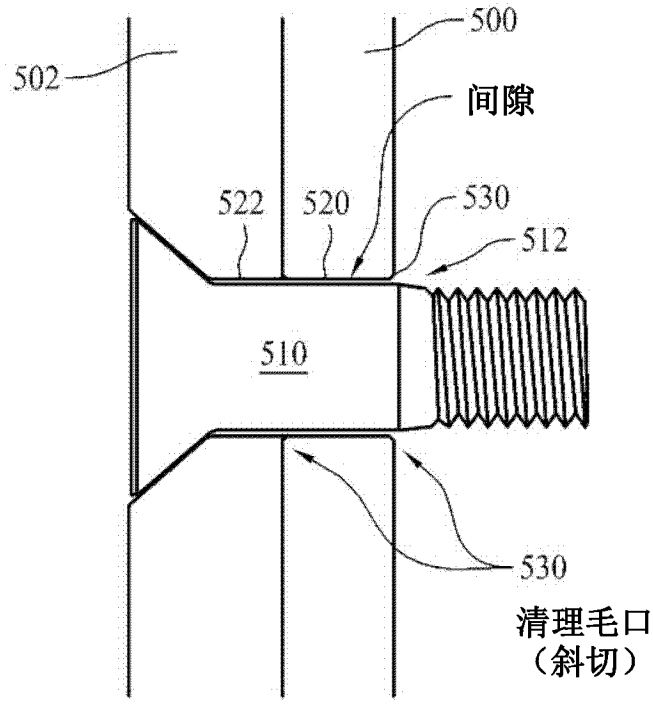


图12

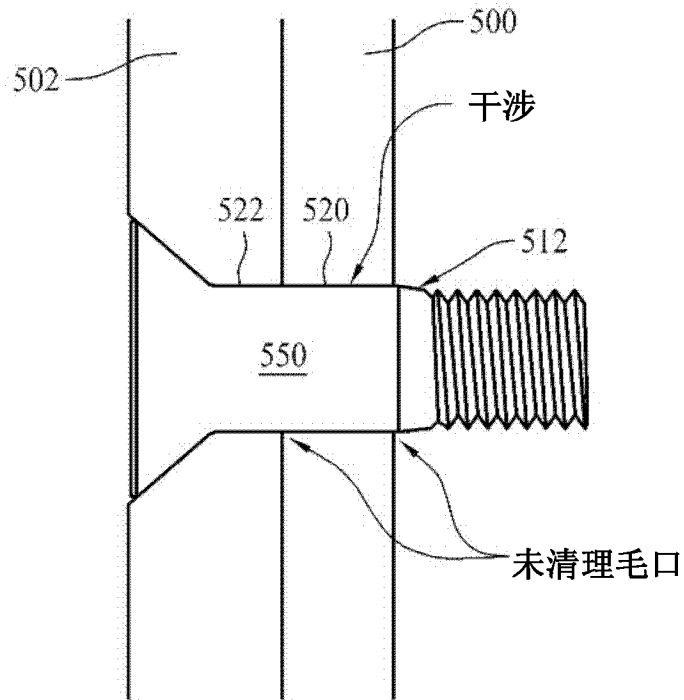


图13

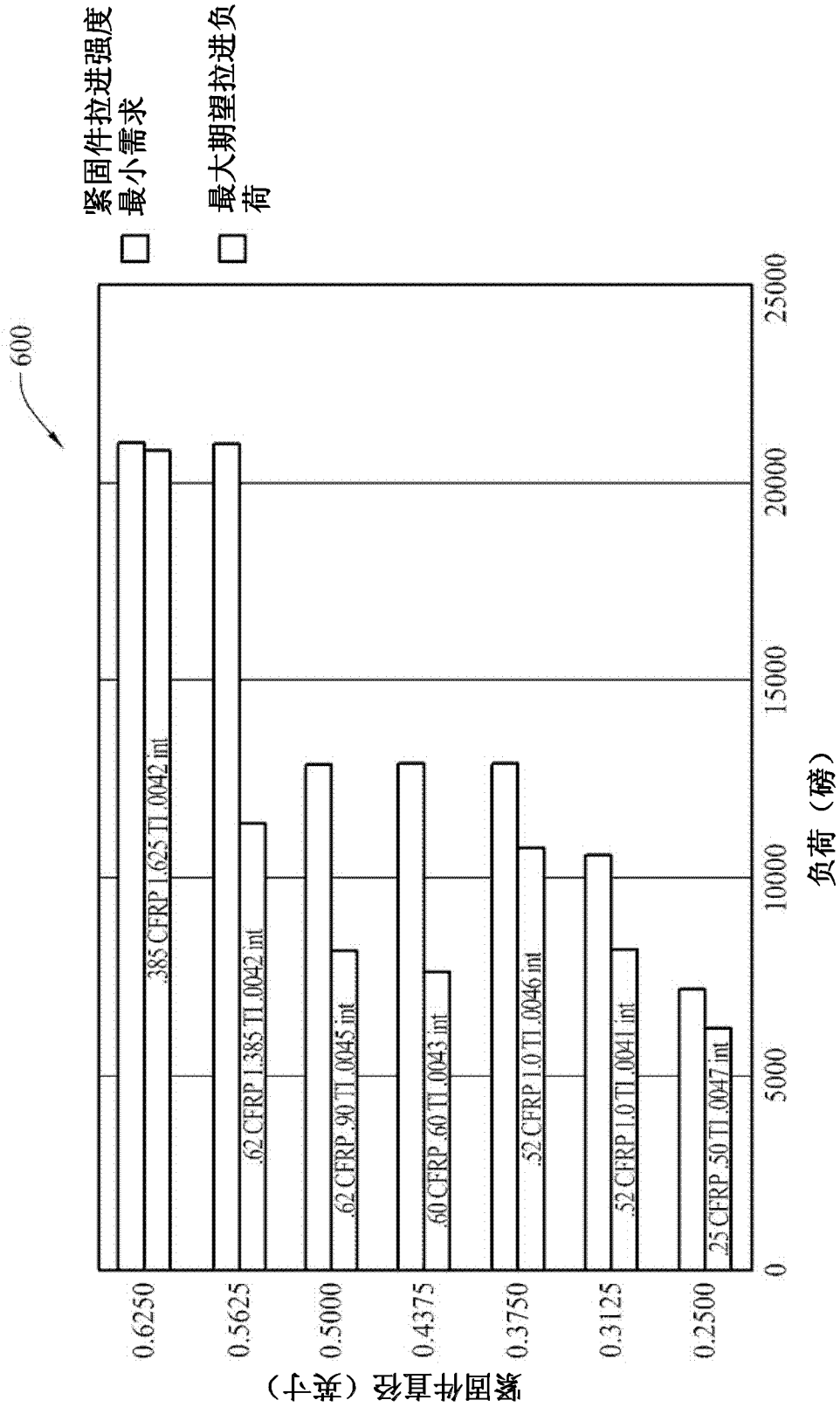


图14

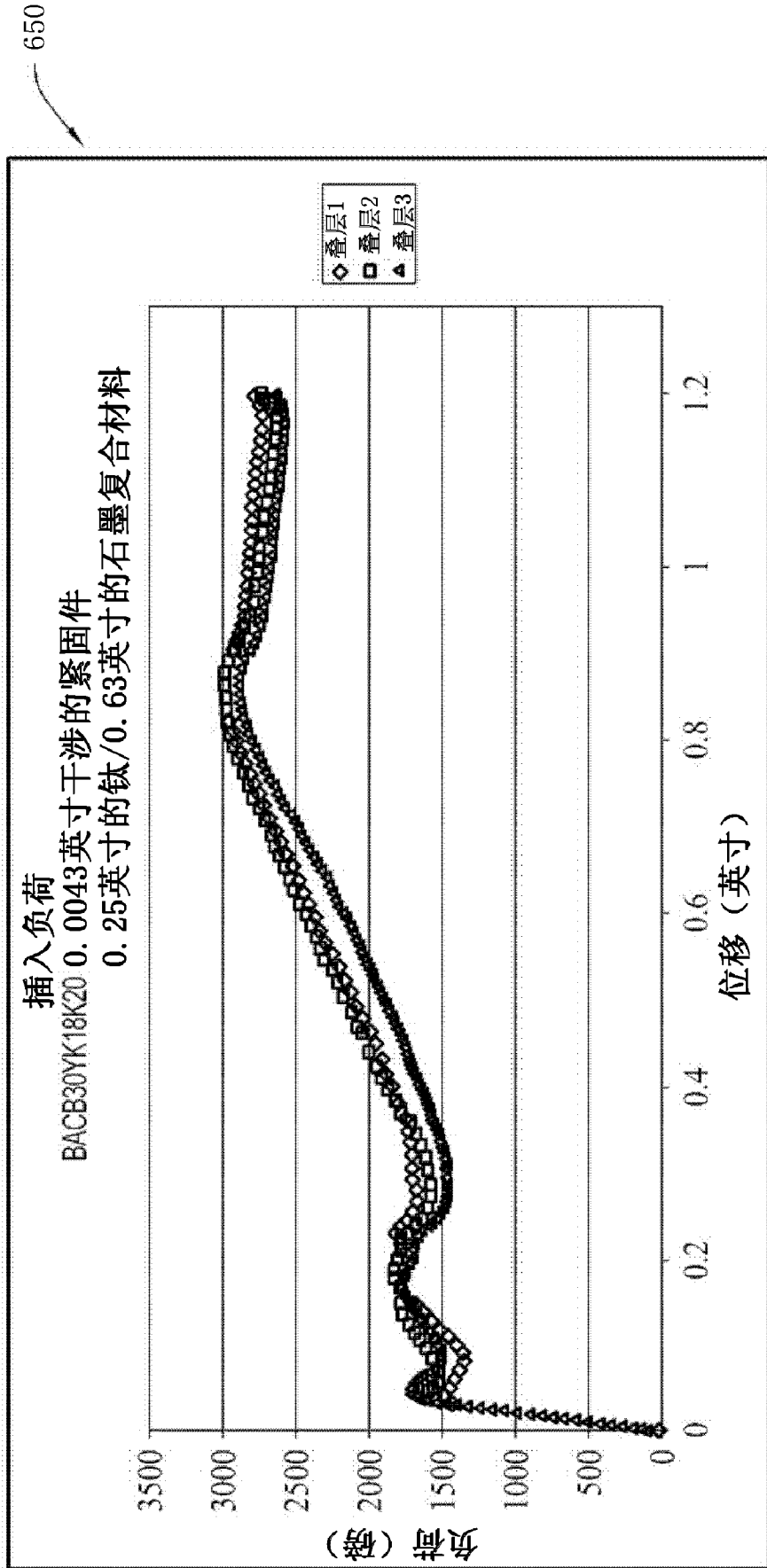


图15

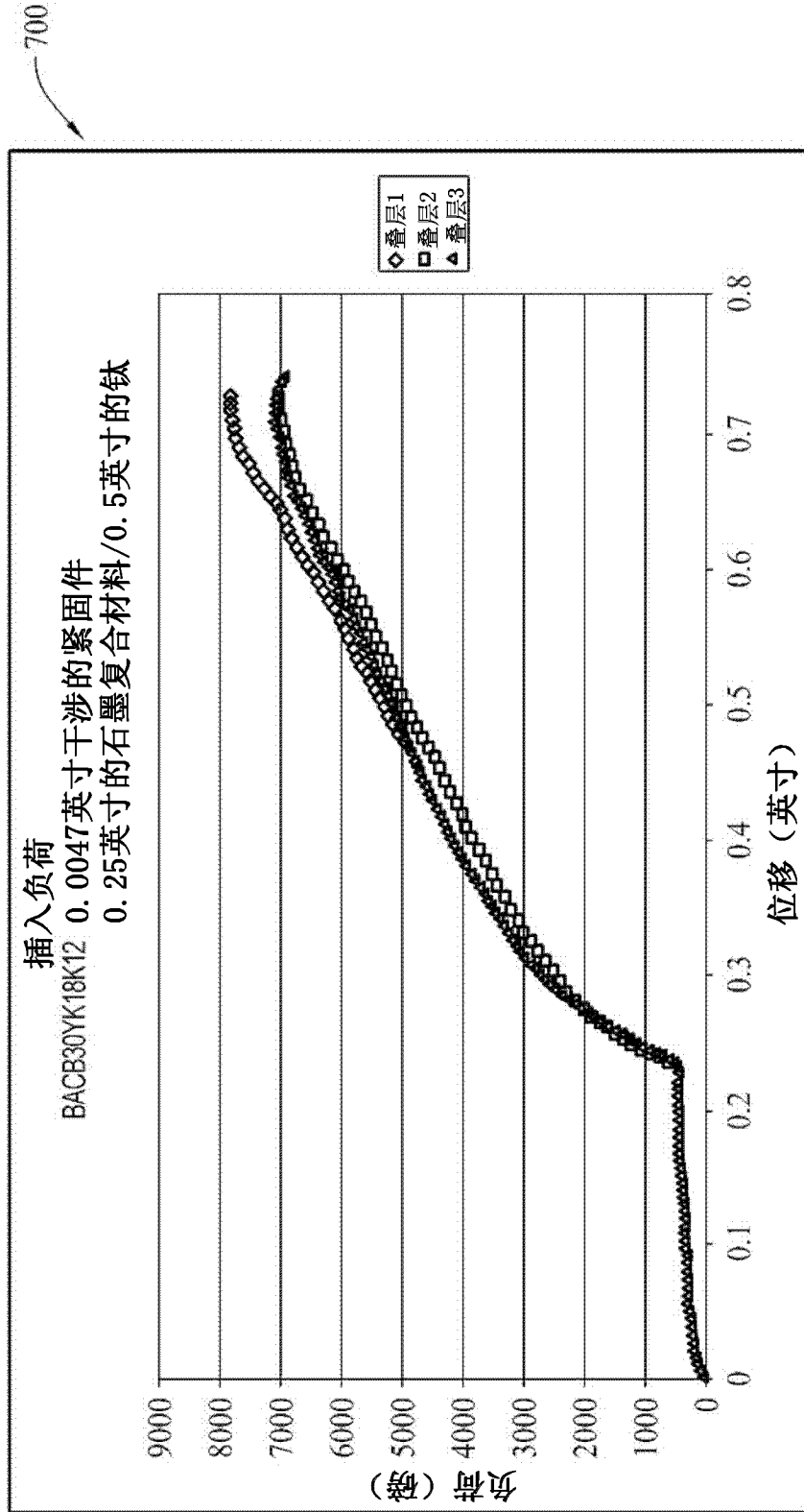


图16

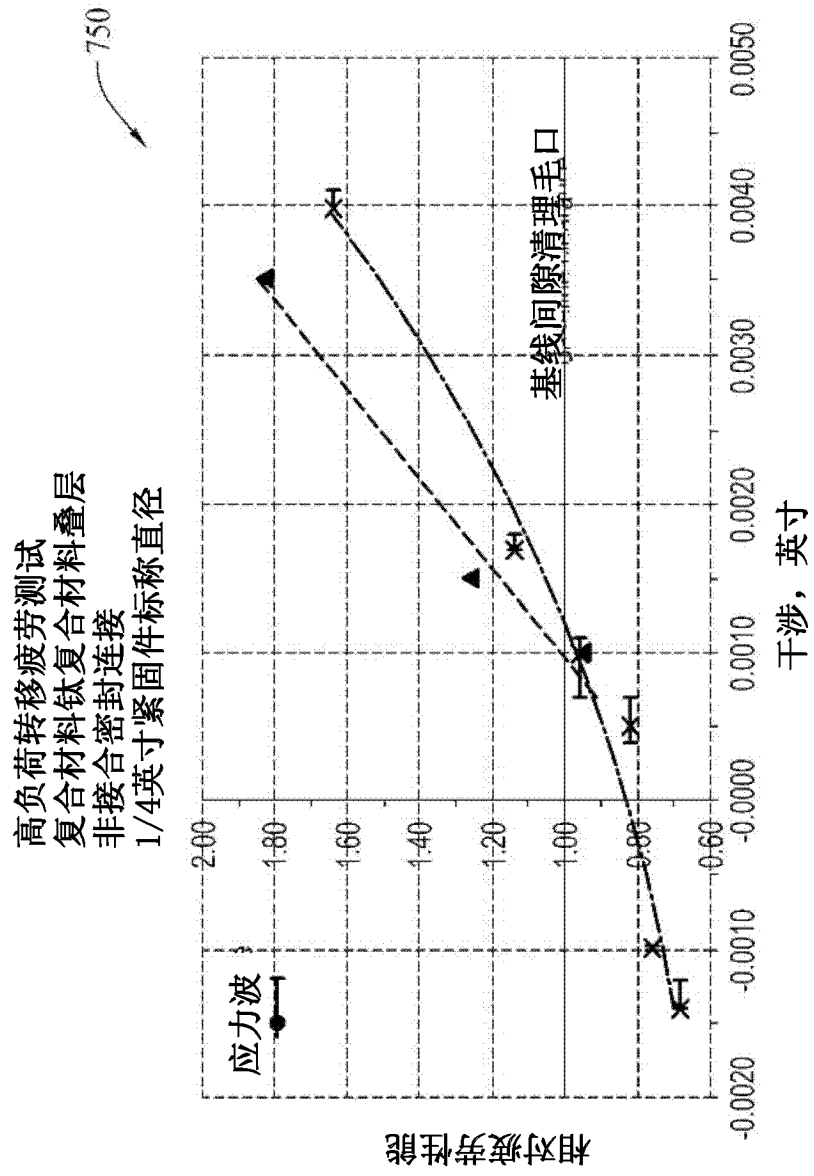


图17

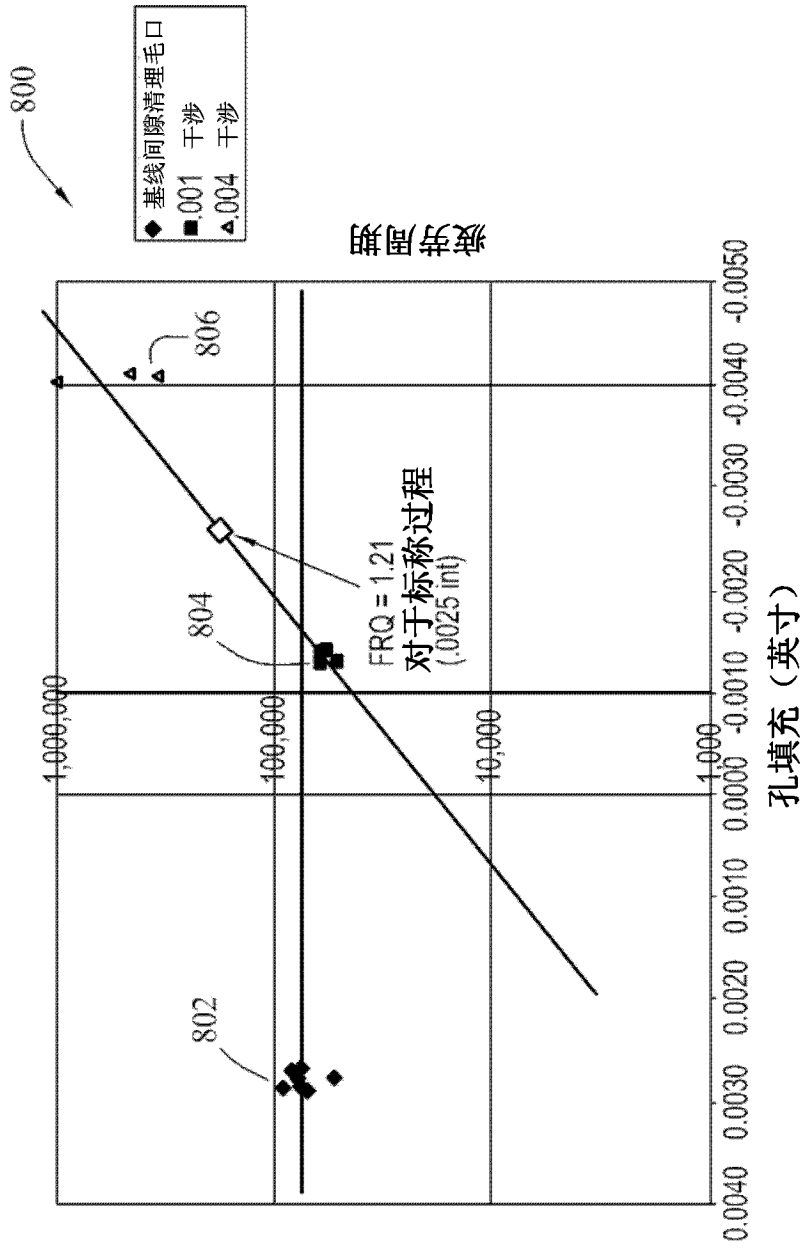


图18

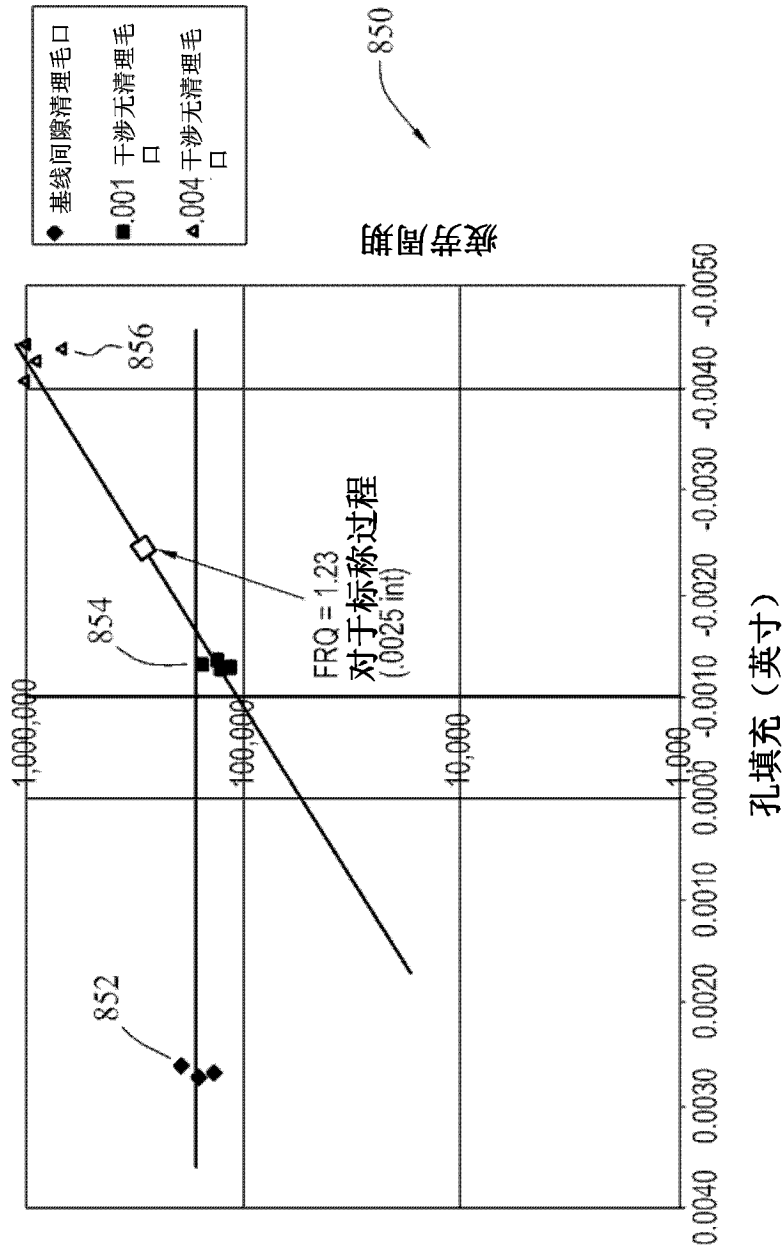


图19

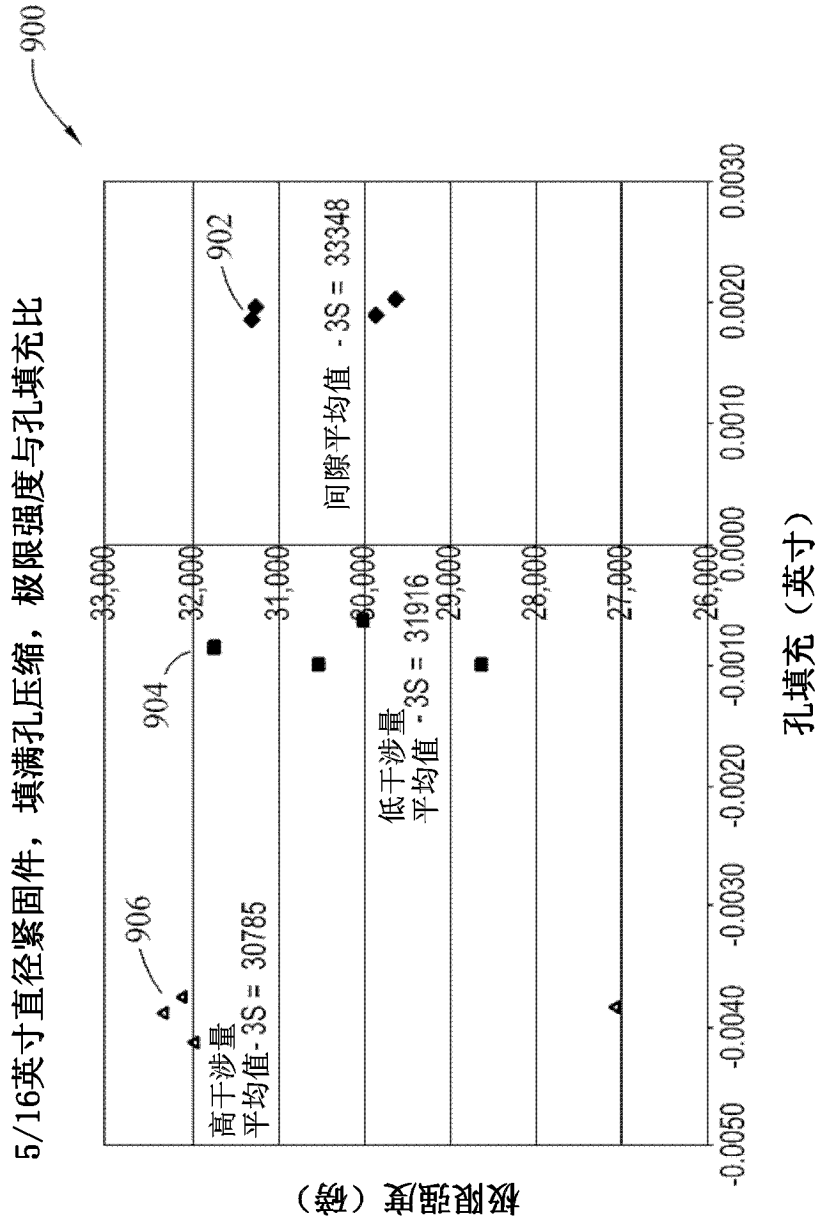


图20

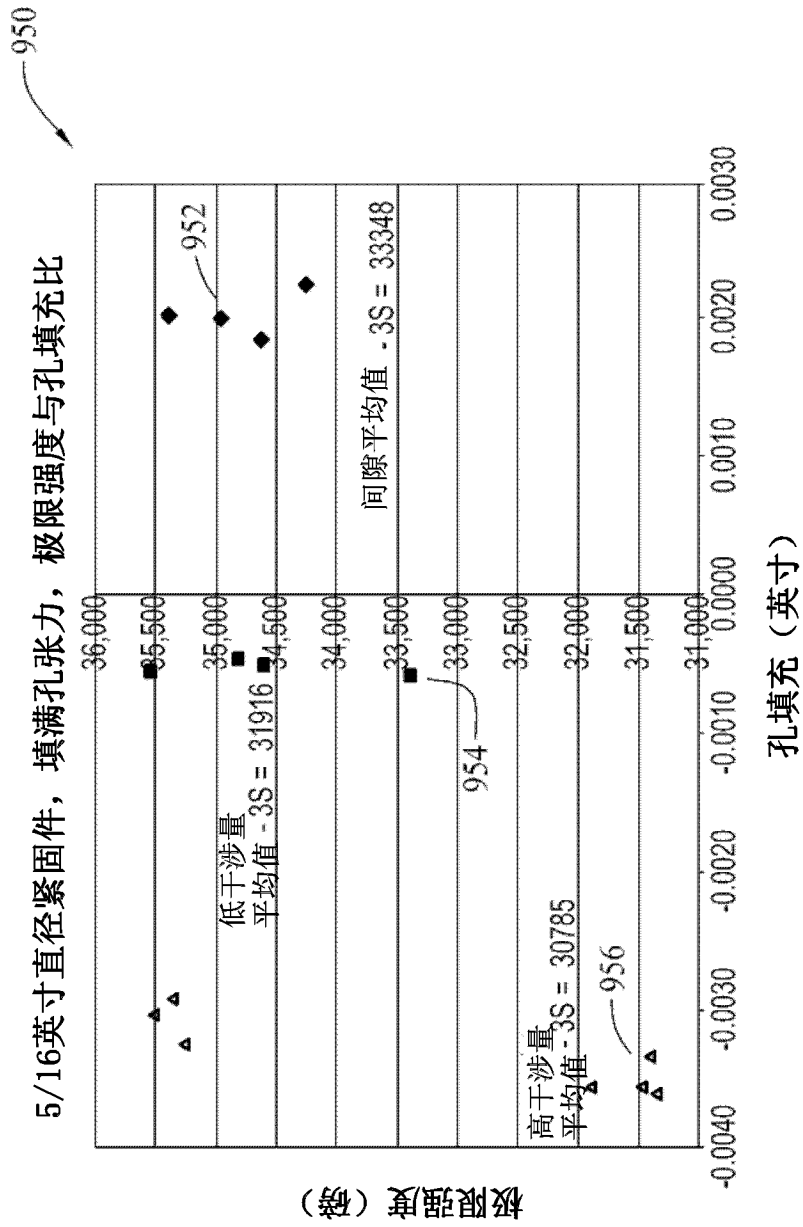


图21

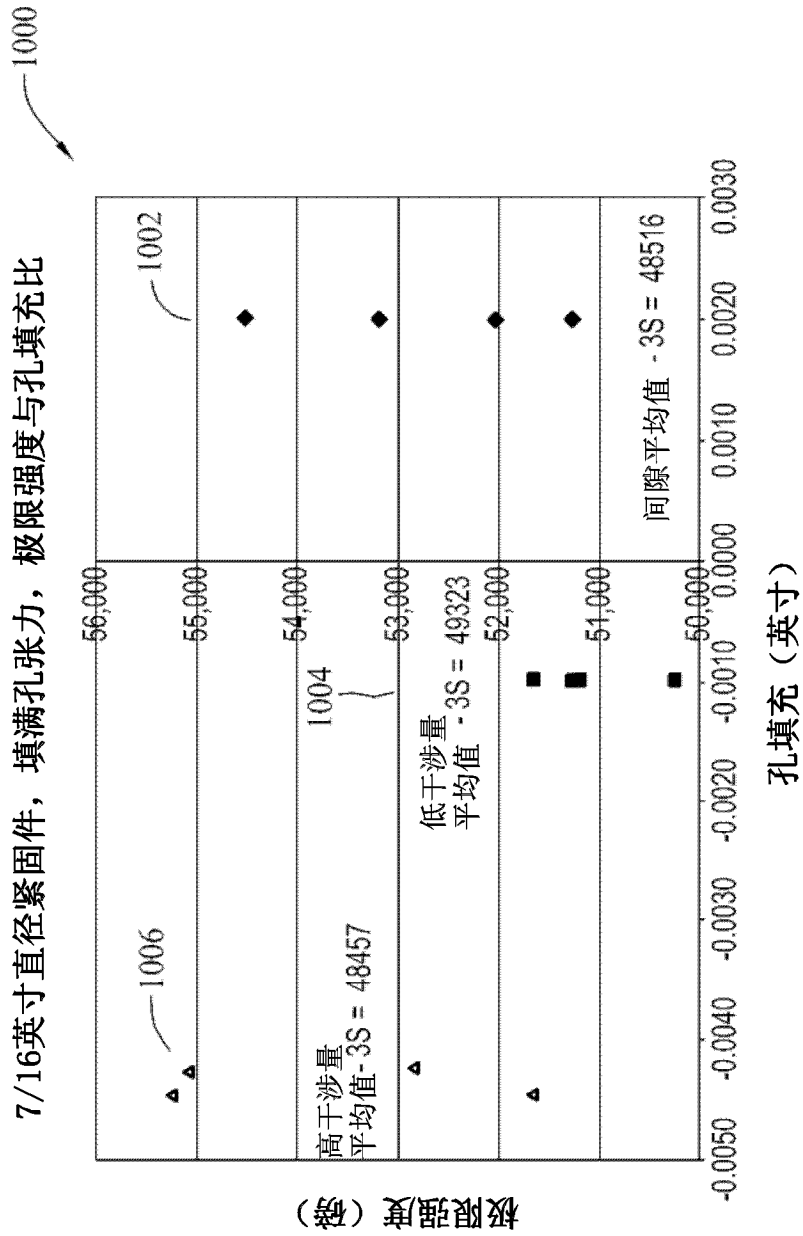


图22

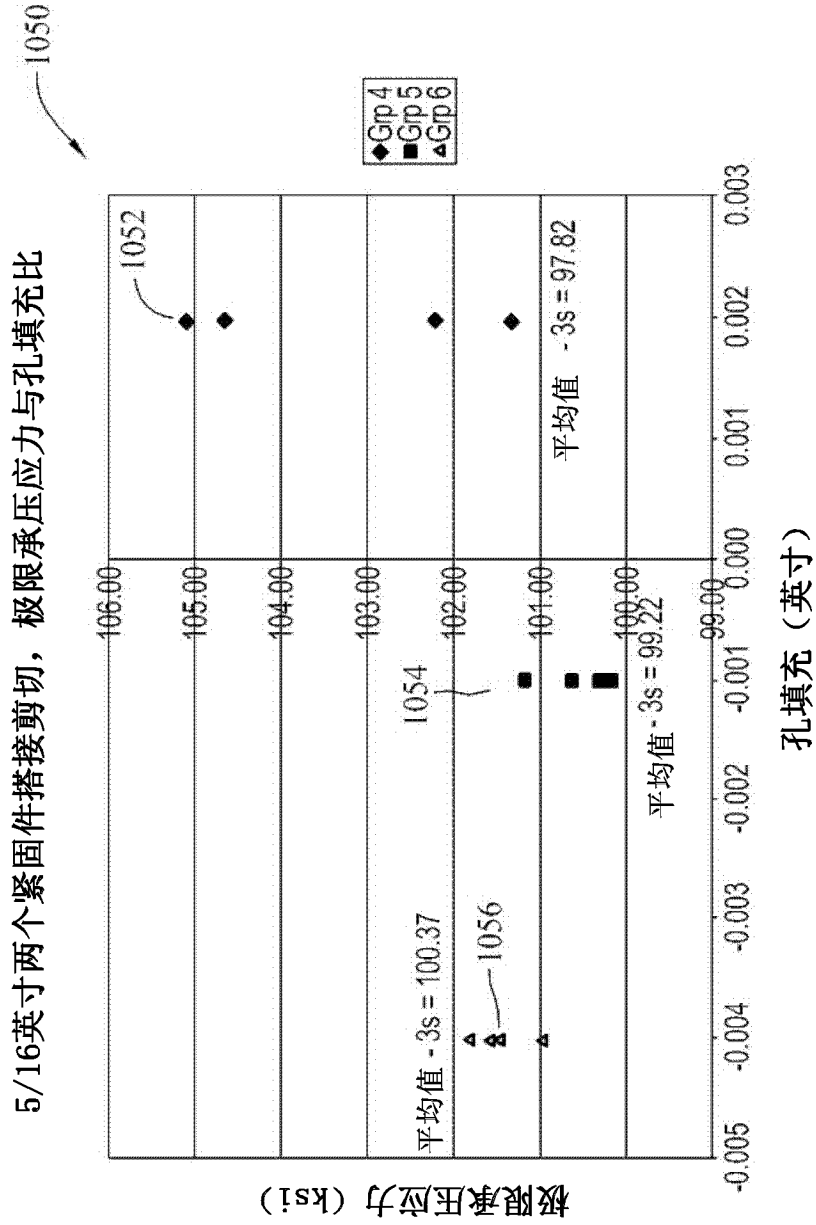


图23

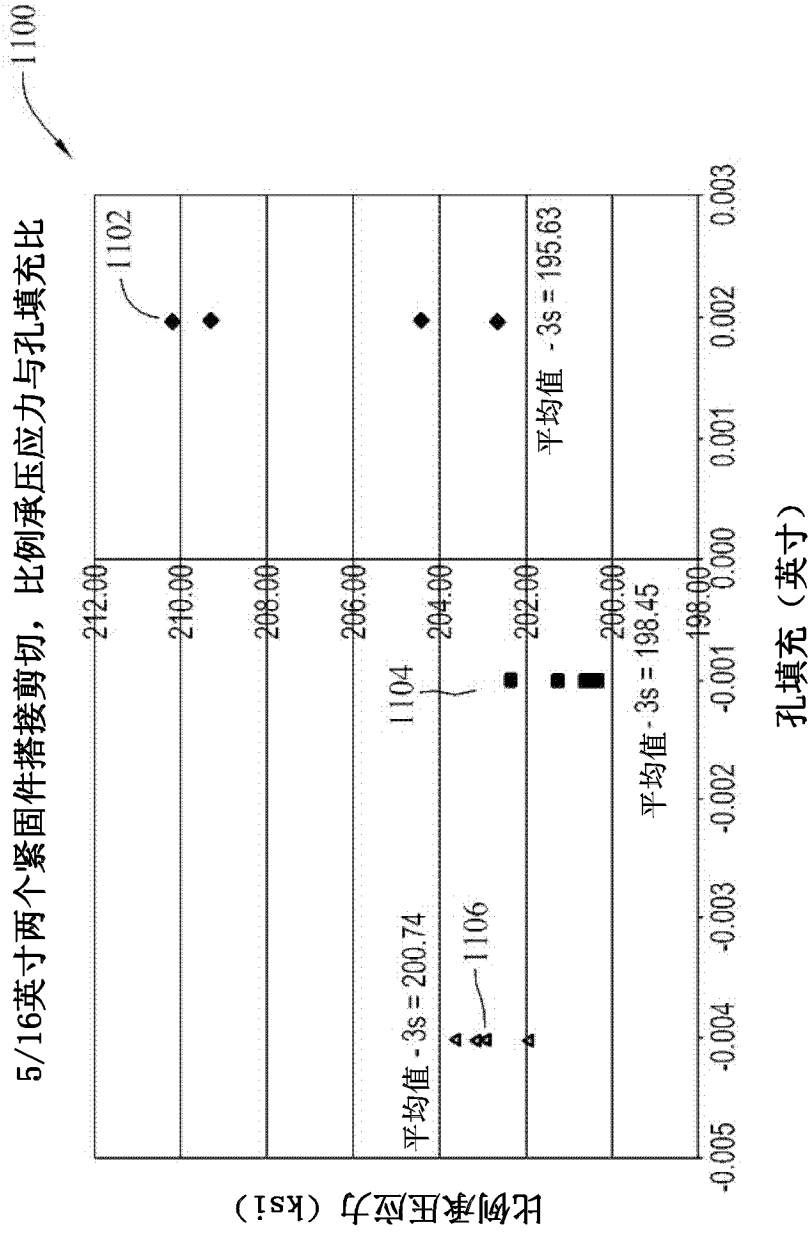


图24

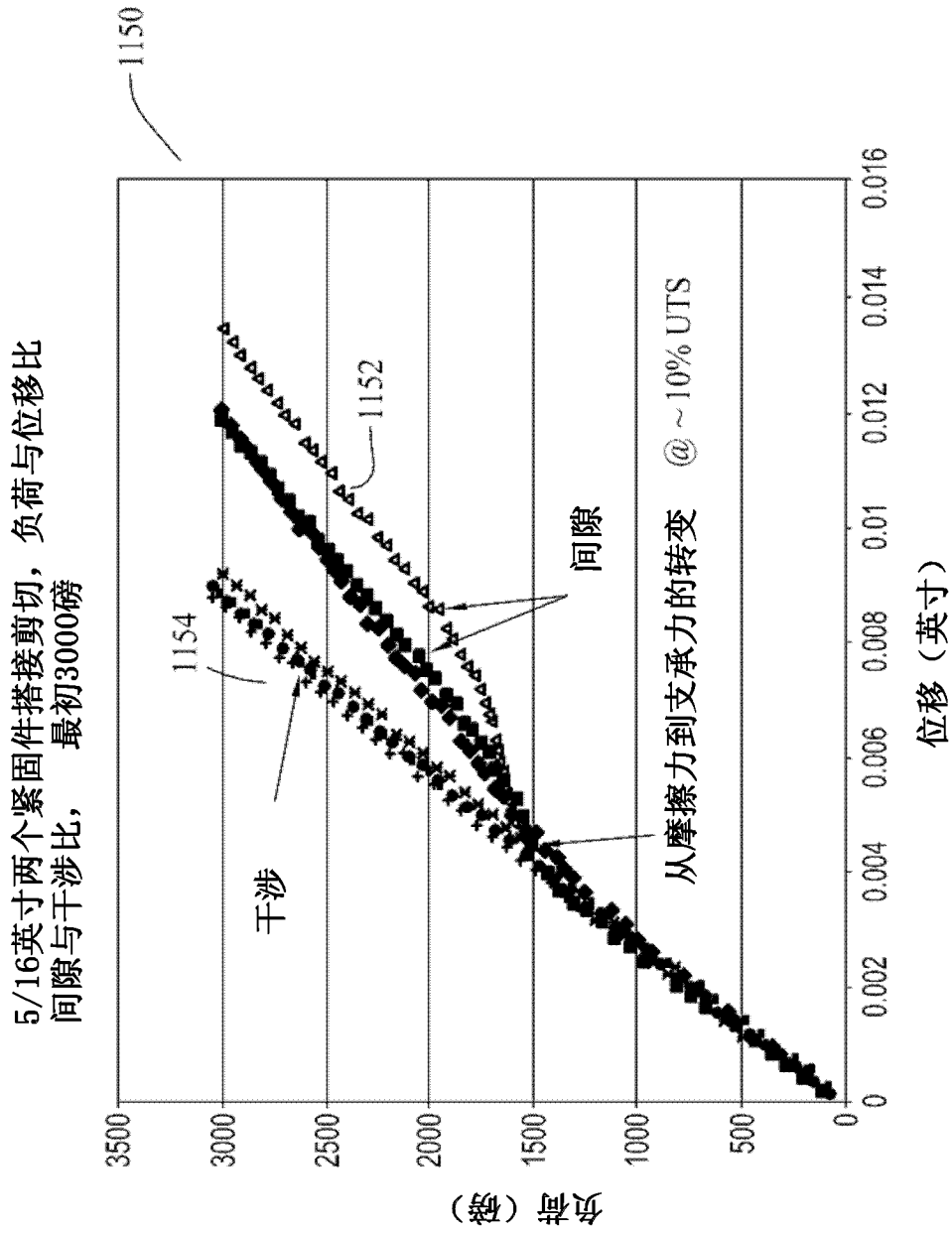


图25

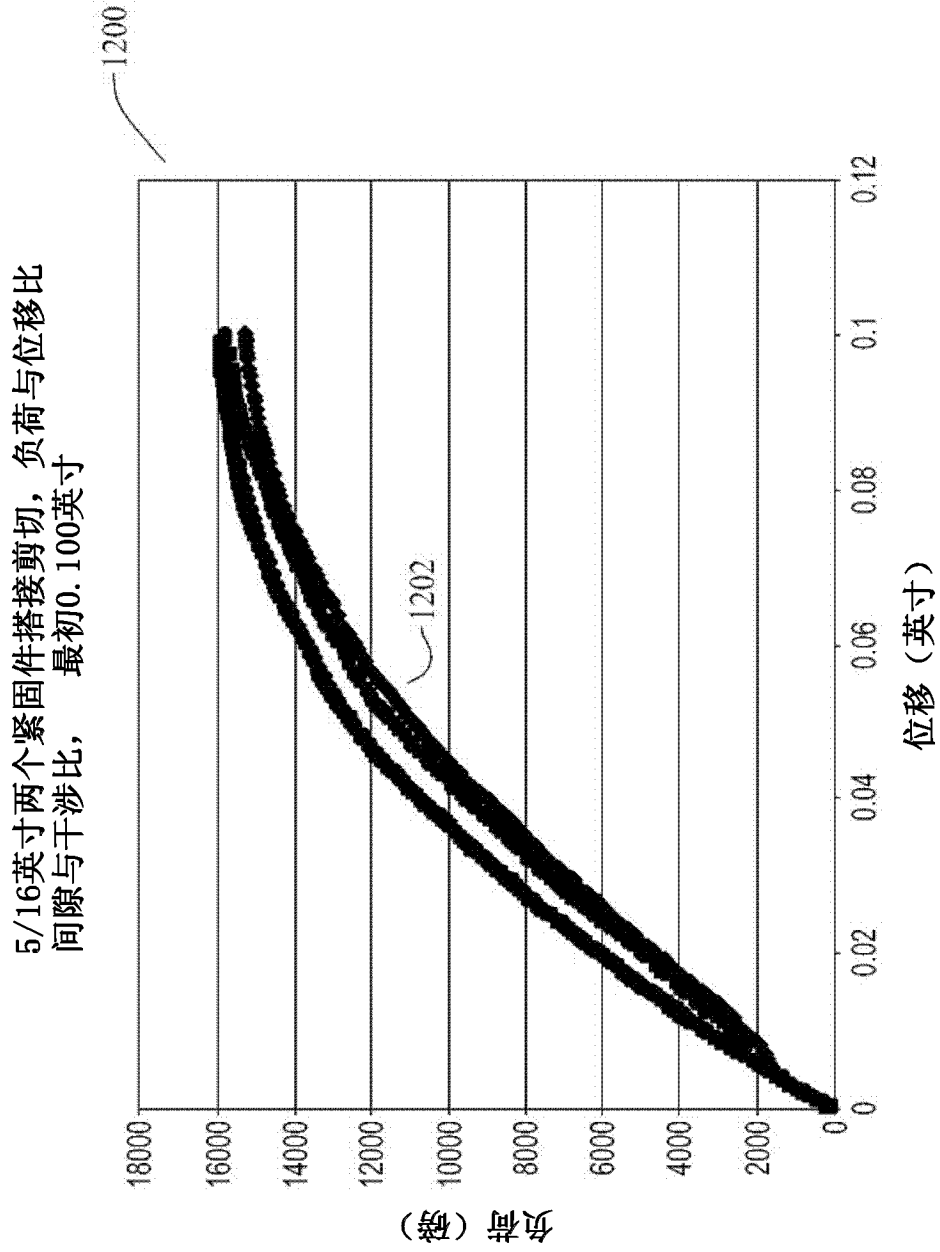


图26

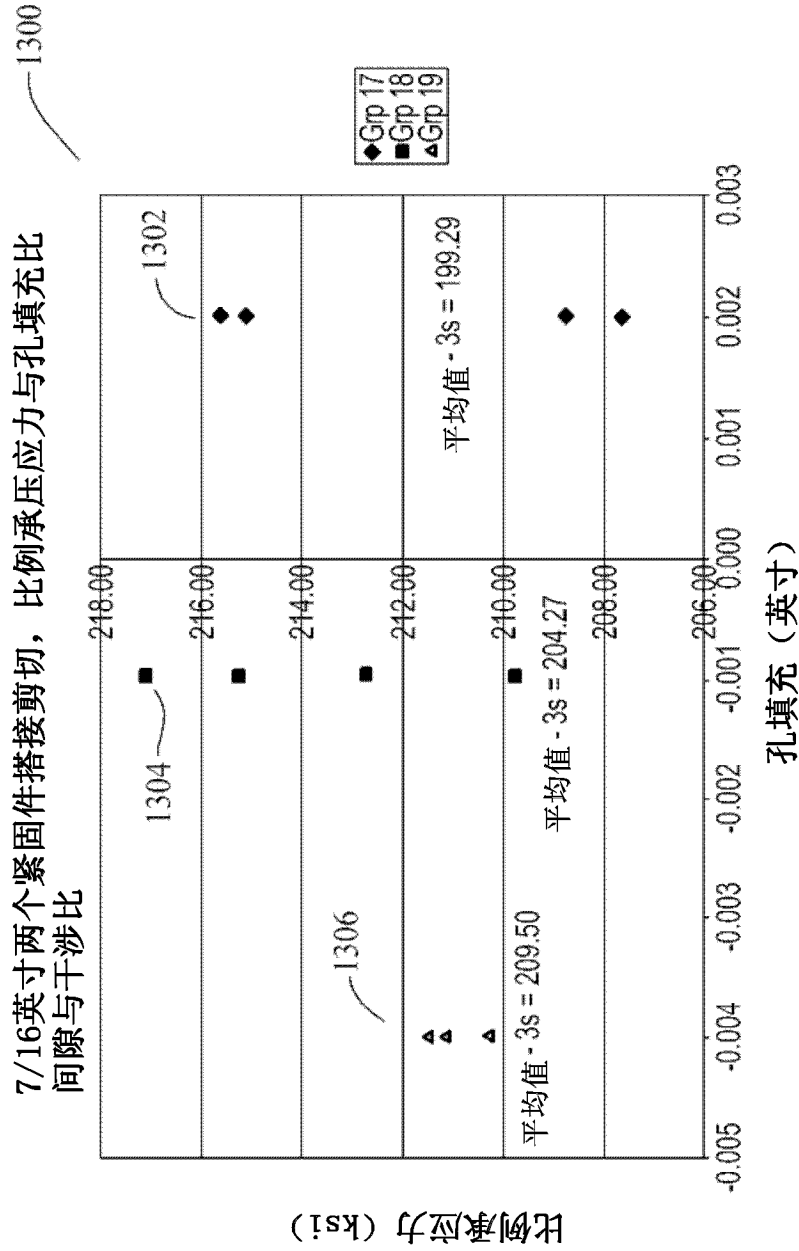


图28

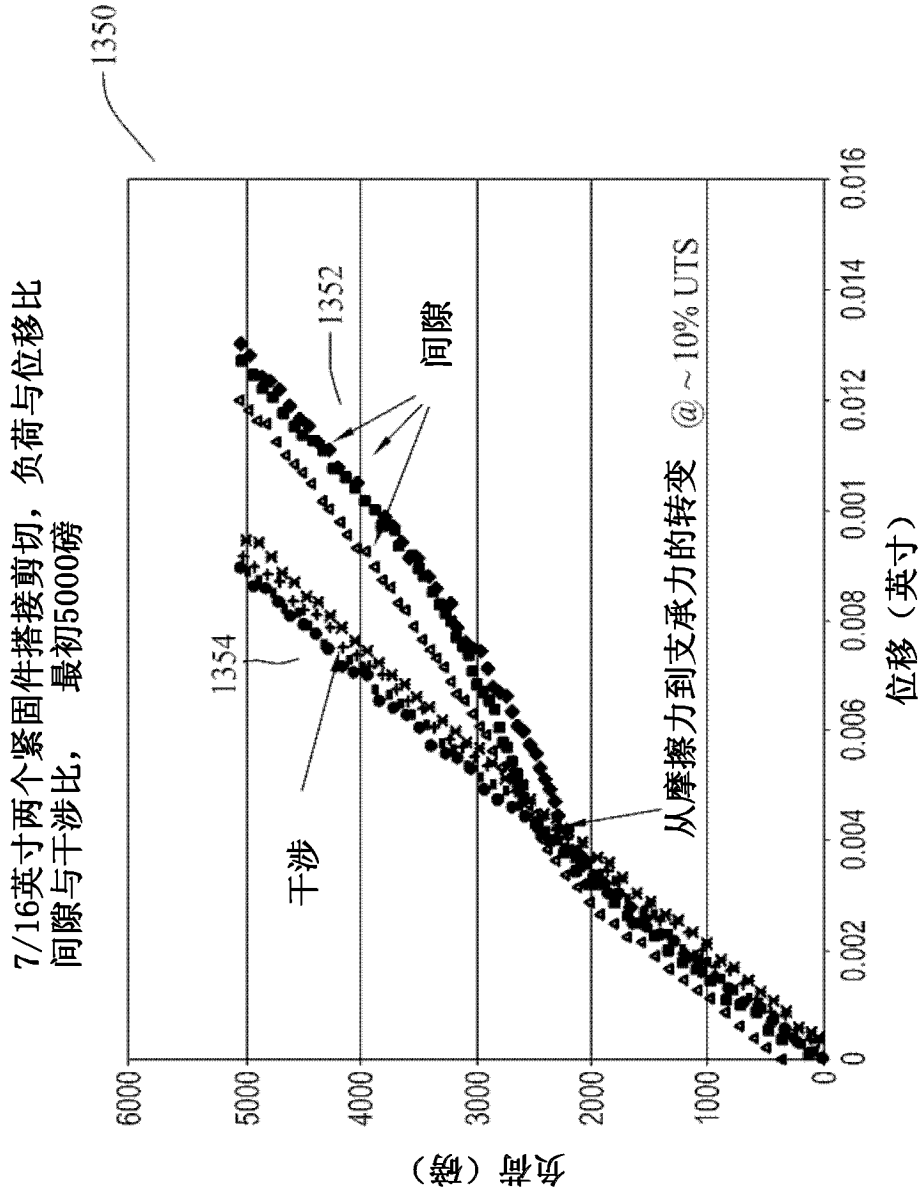


图29

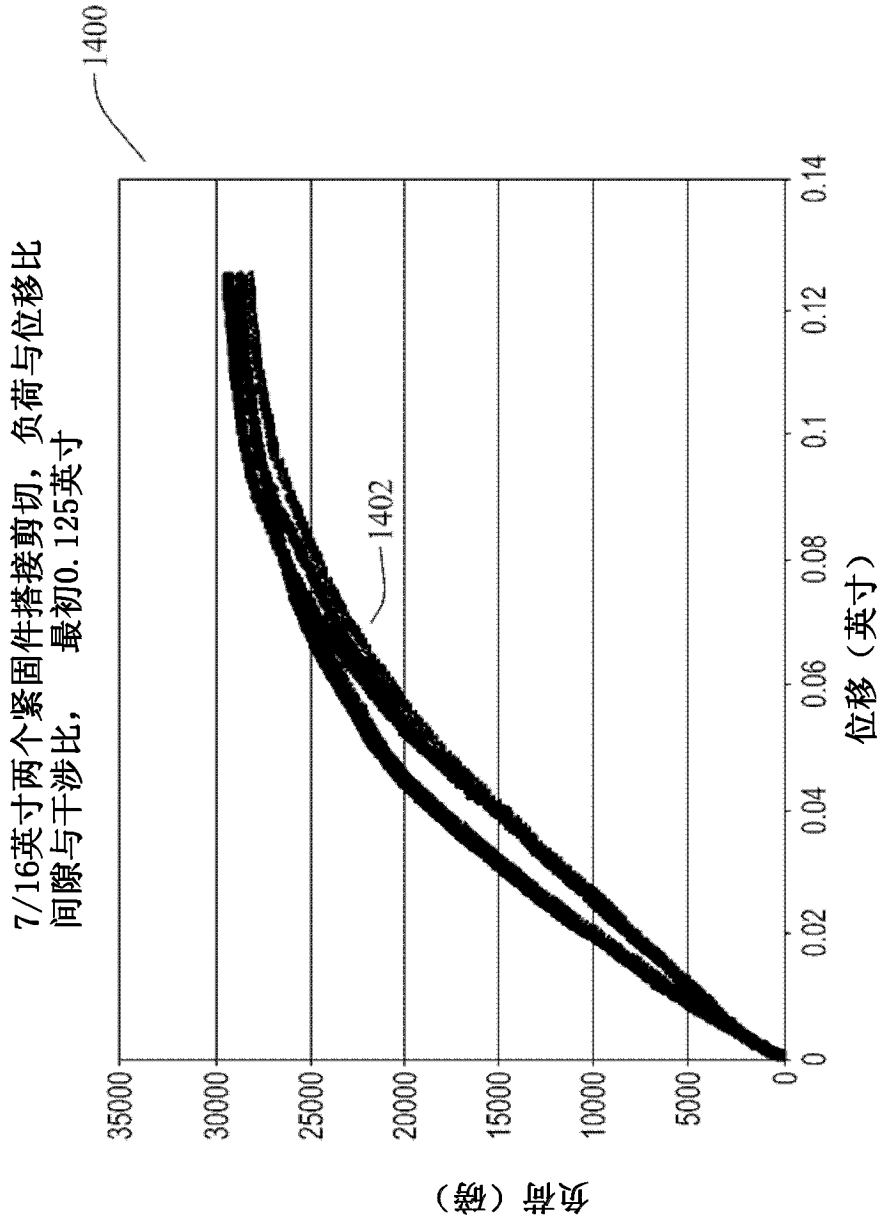


图30

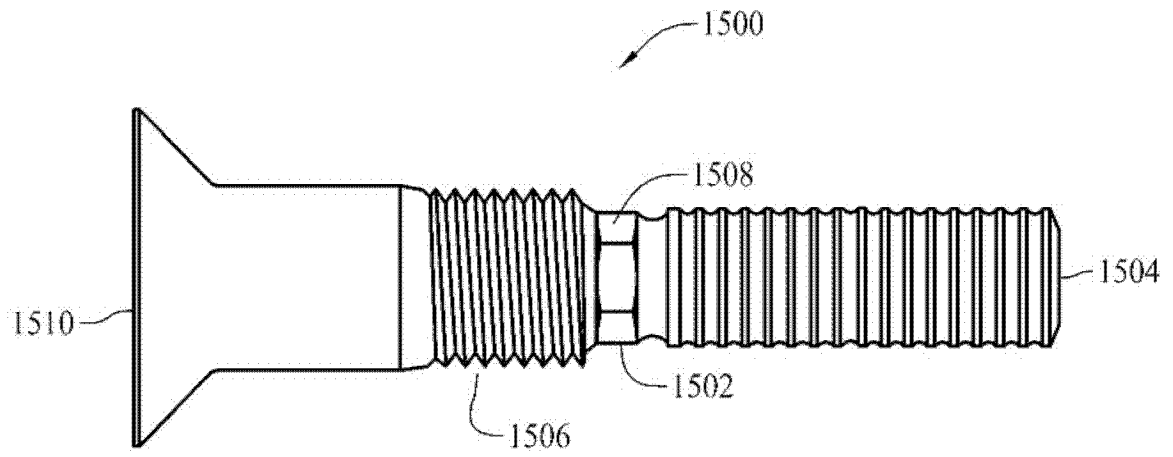


图31

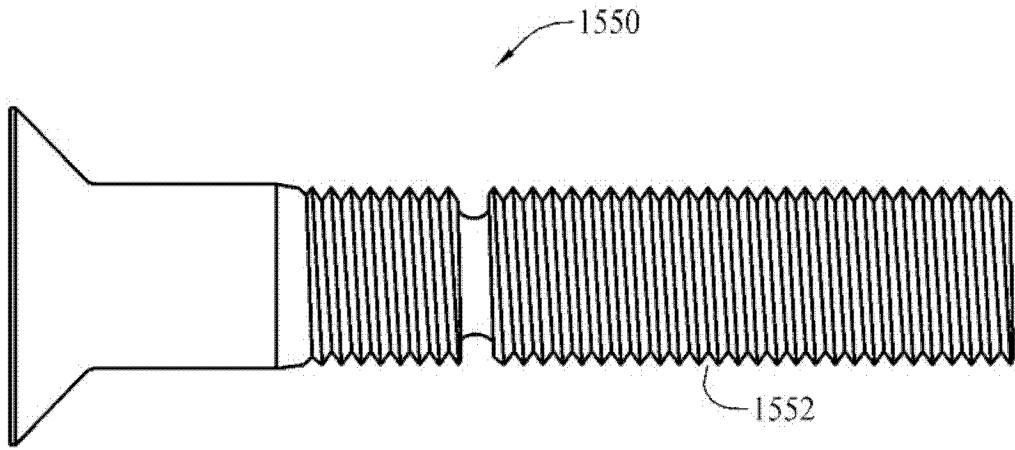


图32

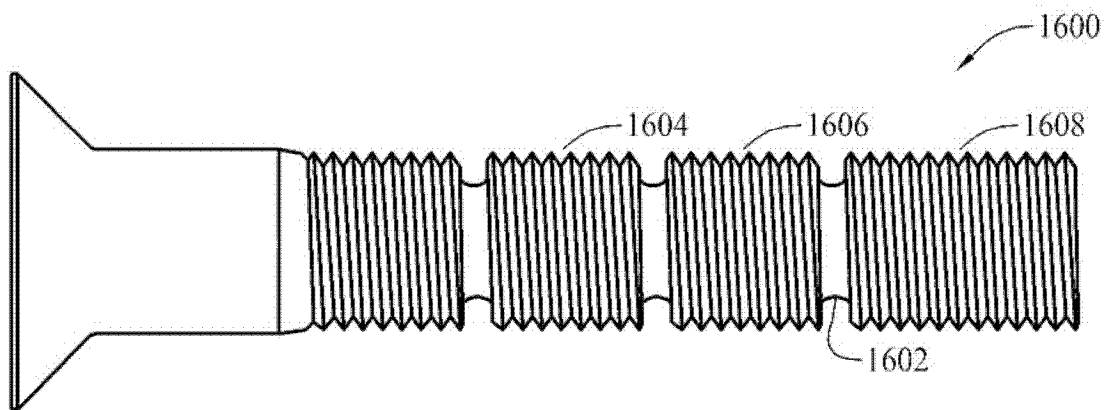


图33

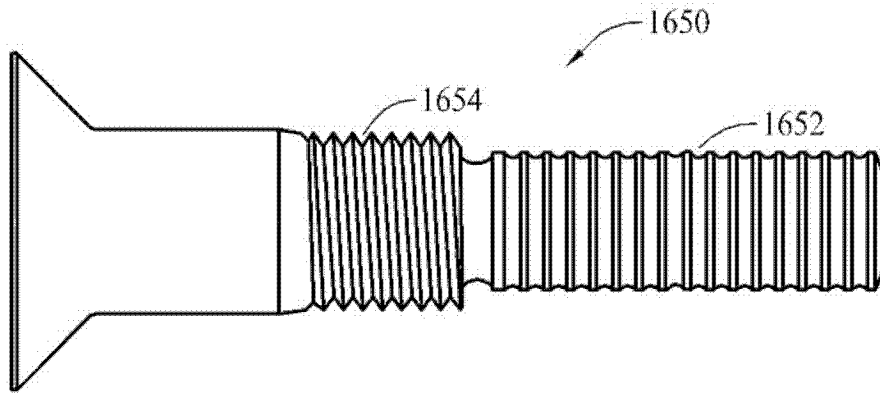


图34

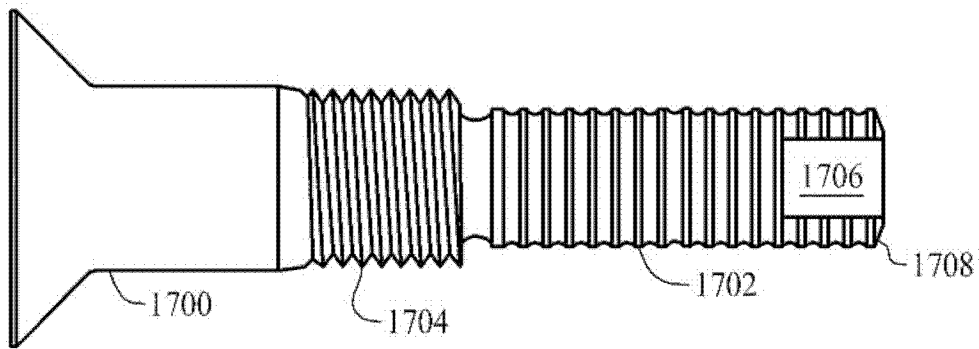


图35

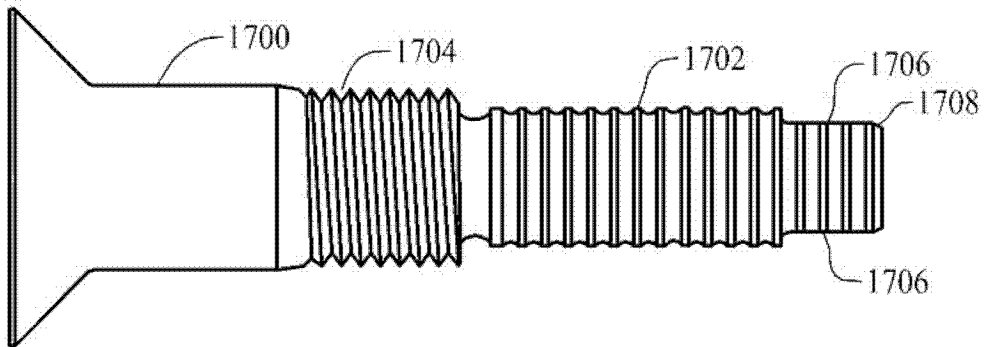


图36

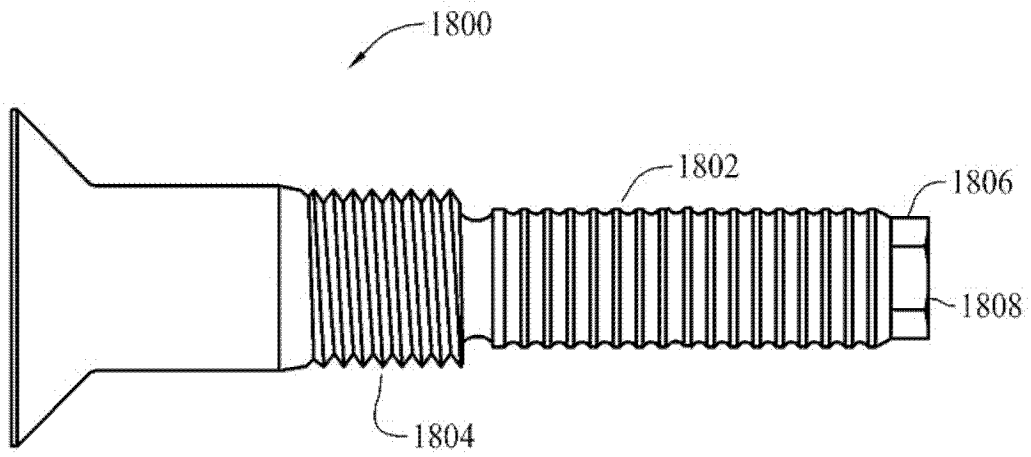


图37