



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103448256 B

(45)授权公告日 2017.03.01

(21)申请号 201310111578.X

(22)申请日 2013.04.01

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 103448256 A

(43)申请公布日 2013.12.18

(30)优先权数据

T02012A000284 2012.03.30 IT

(73)专利权人 阿莱尼亚·马基公司

地址 意大利上韦内戈诺市

(72)发明人 硅多·西伯纳

埃托雷·莫斯塔尔达

朱塞佩·约维内

(74)专利代理机构 北京中博世达专利商标代理

有限公司 11274

代理人 申健

(51)Int.Cl.

B29C 70/32(2006.01)

B29C 53/82(2006.01)

B29C 33/48(2006.01)

B29C 70/54(2006.01)

(56)对比文件

WO 2007/148301 A2, 2007.12.27,

US 2006/0042437 A1, 2006.03.02,

US 3183732 A, 1965.05.18,

US 6692681 B1, 2004.02.17,

US 2010/0154990 A1, 2010.06.24,

DE 19525023 A1, 1997.01.16,

WO 03/049898 A1, 2003.06.19,

审查员 武剑

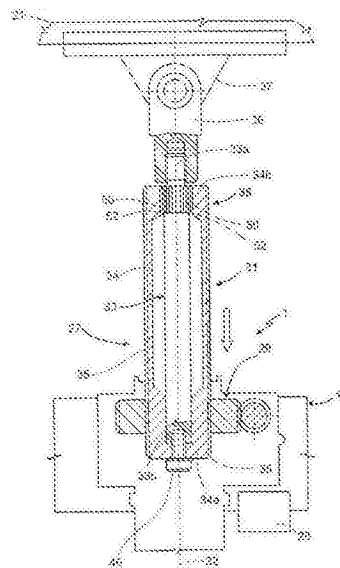
权利要求书1页 说明书5页 附图5页

(54)发明名称

用于制造飞机机身的装置的扇区的致动系统

(57)摘要

一种用于制造飞机机身的装置(2)的扇区的致动系统,在所述飞机机身中,分层心轴(4)由外表面(5)所界定,该外表面(5)包括围绕轴(7)成角度地被分隔和沿着引导件在以下两者之间移动的多个扇区(12):扩张分层位置,在该位置中扇区(12)具有平行于轴(7)且被并排布置的更大的直线边缘(13)和相对于轴(7)的扇区(12)的外表面一起限定外表面(5);收缩拆卸位置,在该位置中至少一部分的扇区(12)靠近远离表面(5)的踪迹移动的轴(7),以便允许从飞机的结构部中抽取心轴(4)。各个扇区设置有螺钉-螺母螺旋式致动系统(27),该制动系统中,螺纹元件(31)通过电动机(28)围绕旋转轴(32)旋转。螺纹元件(31)包括内轴(33)和外管状部(34),在内轴(33)和管状部(34)之间设置有约束工具(38)。



1. 一种用于制造飞机机身的装置(2)的扇区的致动系统,在所述用于制造飞机机身的装置(2)中,分层心轴(4)由外表面(5)限定,所述外表面(5)相对于对称轴(7)限定了一个回转体;所述分层心轴(4)适合于接收和支持多层渗入的合成材料,所述合成材料被沉积且围绕在所述外表面(5)上,并形成多个重叠层,所述重叠层经受在真空下的高温聚合过程,用于形成所述飞机的结构部;

所述分层心轴(4)包括围绕所述对称轴(7)成角度地被分隔和沿着引导件在以下两者之间移动的多个扇区(12):

-扩张分层位置,在所述扩张分层位置中,所述扇区(12)具有平行于所述对称轴(7)且被并排布置的更大的直线边缘(13),以及,扇区(12)的与所述对称轴(7)相对的外表面一起限定所述外表面(5);以及

-收缩拆卸位置,在所述收缩拆卸位置中,至少一部分的所述扇区(12)通过远离所述外表面(5)的踪迹移动而靠近所述对称轴(7),以便减少所述分层心轴的径向尺寸并且允许从飞机的结构部中抽出所述分层心轴(4)本身;

各扇区设置有所述致动系统,所述致动系统为螺钉-螺母式致动系统(27),所述螺钉-螺母式致动系统(27)包括沿着径向旋转轴(32)延伸的螺纹直线元件(31)、螺母(29)和发动工具(28),

其特征在于,所述螺纹直线元件(31)包括内轴(33)和外管状部(34),所述内轴(33)由第一材料制成且沿着所述旋转轴(32)延伸,所述外管状部(34)由第二材料制成、在所述内轴(33)的一部分上轴向地被安装且外部设置有螺纹;

所述第一材料具有相对于所述第二材料的膨胀系数更小的膨胀系数;

在所述内轴(33)和所述外管状部(34)之间设置有约束工具(38),所述约束工具(38)适合于阻止所述外管状部(34)相对于所述内轴(33)的角位移,允许所述外管状部(34)相对于所述内轴(33)线性滑动;

所述外管状部(34)的第一端部(34a)被连接到所述内轴(33)的相应的端部;

施加到所述螺纹直线元件(31)的热应力使所述外管状部(34)的第二自由端部(34b)产生相对于所述内轴(33)的滑动,从而所述热应力使所述螺纹直线元件(31)产生有限的整体延长,所述整体延长只取决于所述第一材料的减少的延长,也跟随所述热应力,各扇区保留在先前所限定的扩张分层位置中。

2. 根据权利要求1所述的系统,其特征在于,所述约束工具(38)包括在所述内轴(33)的一部分的外表面上被获得的多个纵向肋(50),所述纵向肋(50)适合于与在所述外管状部(34)的相应部分的内表面上被获得的相对的纵向凹槽(52)连接。

3. 根据权利要求1所述的系统,其特征在于,所述第一材料是INVAR 36以及所述第二材料是钢铁,其中,INVAR是主要由铁和镍组成的金属合金。

4. 根据权利要求1所述的系统,其特征在于,所述螺母(29)和所述发动工具(28)由所述分层心轴(4)的内支持结构(10)所支承,以及所述螺纹直线元件(31)具有与各自扇区(12)连接(35,36)的端部(33a)。

5. 根据权利要求1所述的系统,其特征在于,各所述扇区(12)包括:具有横截面的弯曲的壁(20),该横截面带有圆弧轮廓;以及向内朝向所述分层心轴(4)的加强结构(21),该加强结构适合于阻止所述壁(20)偏移/变形。

用于制造飞机机身的装置的扇区的致动系统

发明领域

[0001] 本发明涉及一种用于制造飞机机身的装置的扇区的致动系统。

[0002] 发明背景

[0003] 专利申请PCT WO 2007/148301描述了一种用于制造飞机机身的装置,在该飞机机身中分层心轴由外表面界定,该外表面相对于对称轴限定一个回转体(尤其是筒件)。分层心轴适合于接收和支持多层渗入的合成材料,所述合成材料被围绕和沉积在心轴的外表面上,以分层相形成多个重叠的层。所述重叠层在高压罐中经受随后的在真空下高温聚合过程,用于形成飞机(通常是机身的管状部)的结构部。

[0004] 分层心轴包括围绕所述轴成角度地被分隔且由引导件支承的多个扇区,所述引导件从支持网格结构径向地延伸。该扇区在以下两者之间是移动的;扩张分层位置,在所述扩张分层位置,该扇区具有平行于该轴且被并排布置的更大的直线边缘,以及,扇区的与该轴相对的外表面限定了所述外表面;以及,收缩拆卸位置,在所述收缩拆卸位置,该扇区远离该表面的踪迹移动而靠近轴,以便允许在真空下在聚合过程结束时从飞机的结构部中抽出分层心轴。

[0005] 在扩张分层位置处,对于扇区重要的是维持相对于彼此成角度和轴向稳定的位置,因为在零件之间的任何微小的移动都可能无法恢复地改变结构断面的几何形状。例如,专利申请人已经指出使用来制造大型客机的结构断面的分层心轴必须具有低的尺寸公差,例如,低于0.5mm。

[0006] 从扩张分层位置移动到收缩拆卸位置的各个扇区通常借助于螺钉-螺母致动系统执行,所述致动系统由定位在支持网格结构上的电动机所驱动。

[0007] 所述螺钉通常由钢铁制成,所述钢铁已知是在高温下大量扩张的金属;专利申请人事实上已经评述,在高压罐中通常达到的温度(大约200-300℃)处,螺钉通常会延长几毫米(例如,大约10mm),从而当冷却时将该扇区从扩张分层位置移动到其中当再次冷却时外表面具有比该外表面更大的直径所在的扩张位置。

[0008] 上述现象导致了飞机的结构部所具有的尺寸不相应于设计尺寸,因此,该结构部不可以被使用(例如,因为该结构部不能够与其他部连接)。

[0009] 因此感觉需要制造一种扇区致动系统,所述致动系统解决了以上所述的技术问题且对于在高压罐内执行的热循环不敏感。

[0010] 文件DE195 25 023、JP2002 361541、US 4 802 558和US 2010/155984代表了已知的现有技术。

发明内容

[0011] 前述目的通过本发明获得,本发明涉及一种用于制造飞机机身的装置的扇区(sector)的致动系统,其中,分层心轴由外表面界定,所述外表面相对于对称轴限定了一个回转体;所述分层心轴适合于接收和支持多层渗入的合成材料,所述合成材料被沉积且围绕所述外表面(5),所述外表面(5)形成多个重叠层,所述重叠层经受在真空下的高温聚合

过程,用于形成所述飞机的结构部;分层心轴包括围绕所述对称轴成角度地被分隔和沿着引导件在以下两者之间移动的多个扇区;扩张分层位置,在所述扩张分层位置中,所述扇区具有平行于该对称轴且被并排布置的更大的直线边缘,以及,扇区的与该对称轴相对的外表面限定所述外表面;以及收缩拆卸位置,在所述收缩拆卸位置中,至少一部分的所述扇区通过远离所述外表面的踪迹移动而靠近所述对称轴,以便减少分层心轴的径向尺寸并且允许从飞机的结构部中抽出所述分层心轴;各扇区设置有螺钉-螺母式致动系统,所述螺钉-螺母式致动系统包括沿着径向旋转轴延伸的螺纹直线元件、螺母和发动工具,所述螺纹直线元件包括内轴和外管状部,所述内轴由第一材料制成且沿着所述旋转轴延伸,所述外管状部由第二材料制成、在所述内轴的一部分上轴向地被安装且外部设置有螺纹;所述第一材料具有比所述第二材料的膨胀系数更小的膨胀系数;在内轴和外管状部之间设置有约束工具,所述约束工具适合于阻止外管状部相对于内轴有的位移,允许外管状部相对于内轴线性滑动;外管状部的第一端部被连接到内轴的相应的端部;施加到螺纹直线元件上的热应力使外管状部的第二自由端部产生相对于内轴的滑动,从而所述热应力不使螺纹直线元件整体地延长,各个扇区保留在也跟随热应力的先前所限定的扩张分层位置中。

附图说明

[0012] 现在参考附图来说明本发明,所述附图示出了优选的实施方式的示例,其中;

[0013] 图1图示了以透视图用于制造飞机机身的装置,该装置使用根据本 发明的致动系统;

[0014] 图2图示了以透视图-在图1中图示的装置的内部结构;

[0015] 图3图示了在图1和2中图示的、突出根据本发明制造的致动系统的装置的横截面的侧视放大图;

[0016] 图4图示了在纵向截面中的、在第一闭合操作位置中的致动系统的一部分;

[0017] 图5图示了在纵向截面中的、在第二开启操作位置中的致动系统的一部分。

具体实施方式

[0018] 在图3、4和5中,用于制造飞机机身的装置2(图1)的扇区的致动系统通过1整体地被指示。

[0019] 特别地,装置2(图1)包括由外表面5所界定的分层心轴4,所述外表面5相对于对称轴7限定了一个回转体。分层心轴4适合于接收和支持多层渗入的合成材料(impregnated synthetic material),所述合成材料被沉积在和散绕在外表面5上,所述外表面5形成多个重叠层,所述重叠层完全地且一致地覆盖外表面5。多层合成材料(例如,碳纤维)由在分层心轴4上的分层头(lamination head)(已知类型的-未图示的)所沉积。

[0020] 例如,所述带件可以通过使分层心轴4围绕对称轴7旋转且使分层头(未图示)沿着所述对称轴7以协调的方式移动而被沉积。例如,专利申请US2005/0039843图示了分层头。在所述带件的分层的端部处,多层渗入的合成材料经受在真空下聚合过程,从而制成飞机的管状结构部。所述过程通过将分层心轴4放置在高压罐(未图示)中并执行已知类型的热加热循环来执行。

[0021] 在所示出的示例中,外表面5是圆柱形的且分层心轴4被使用来制造飞机机身的圆

柱形管状部。

[0022] 分层心轴4包括围绕对称轴7成角度地分开且由支持结构10所负荷的多个扇区12(如图所示-借助于实施例-六个扇区12),所述支持结构10(在图2中所示意性地示出的)沿着对称轴7以线性方式延伸。

[0023] 该扇区12在以下两者之间是移动的:

[0024] 扩张分层位置(图1和5),在扩张分层位置中,扇区12具有平行于对称轴7被并排布置的更大的直线边缘13,以及,扇区12的与对称轴7相对的外表面彼此相邻且限定-作为总体-圆柱形外表面5;以及

[0025] 收缩拆卸位置(图5),在收缩拆卸位置,扇区12远离外表面5的踪迹移动而靠近对称轴7,从而减少分层心轴4的径向尺寸,以便允许在该过程结束时从飞机的结构部中抽出分层心轴。

[0026] 支持结构10在第一和第二环形端部16a,16b(图2)之间延伸,各环形端部设置有轴向延伸的各自的截头圆锥形端部17a,17b。

[0027] 截头圆锥形端部部分17a,17b由金属材料制成且各界定与对称轴7同轴的中心开口18。

[0028] 专利申请W0 2007/148301提供了实施方案的实施例以及上述类型的结构的使用和端部17a,17b的结构的使用。

[0029] 各扇区12包括横截面具有带有60°的孔且中心在对称轴7中的圆弧形的轮廓的弯曲金属壁20(图3、5)和加强结构21,所述加强结构21由彼此轴向分隔的多个肋21形成且面向朝向分层心轴4的内侧,以便阻止壁20偏移/变形,确保外表面5保持完美的圆柱形且与对称轴7同轴。

[0030] 两个连续的扇区12的相邻缘边13适合于在周边重叠区域13s(图4)中定位为一个在另外一个上。

[0031] 在各扇区12的加强结构21和支持结构之间,提供了一对直线引导件17(已知类型的且因此不进一步图示),适合于支持扇区12和允许在扩张分层位置和收缩分层位置之间的各弯曲壁20的直线平移移动,所述直线平移移动在相对于对称轴7的径向上且在相对方向上。

[0032] 各个扇区的移动由致动系统27(在图3中以放大尺寸图示)获得,所述致动系统27被定位在一对引导件15之间且设置有被配置用于实现上述平移移动的电动机28(图3,示意性示出)。

[0033] 再次根据本发明,致动系统27是螺钉-螺母式且包括由支持结构10所支撑的且由电动机28旋转(为了简便,传动没有在图3中图示)的螺母29和螺纹直线元件31,所述螺纹直线元件31与螺母29连接且具有连接到扇区12的加强结构21的一个端部。螺纹直线元件31在径向方向上沿着位于垂直于对称轴7的平面上的旋转轴32延伸。

[0034] 可替代地,螺母29可以被布置在扇区12的加强结构21和由支持结构10支撑且由电动机28所旋转的螺纹直线元件31上。

[0035] 螺纹直线元件31包括由第一金属材料制成且沿着旋转轴32延伸的内轴33(图3)和由第二金属材料制成、轴向地被安装在轴33上且外部地设置有螺纹件35的外部圆柱形管状部34,所述螺纹件35与螺母29接合,所述螺母29由支持结构10支撑且由电动机28旋转(如

以上所突出的,为了简便,在电动机28的输出轴和螺母29之间的传递件没有示出)。外管状部34的长度大约等于内轴33的长度,因此,所述内轴33在几乎整个长度上被覆盖且被包含在由外管状部34所限定的圆柱形腔内。

[0036] 第一金属材料(例如INVAR 36)具有比第二金属材料(例如,钢铁)的膨胀系数更小的膨胀系数。

[0037] 例如,钢铁可以具有以下的热膨胀系数(以mm/°C为单位来表达)。

[0038]

合金钢	18NiCrMo5	0.0124
合金钢	34CrNiMo6	0.0124
合金钢	42 CrMo 4	0.0124
圆柱形钢	St35 - St37	0.0124
圆柱形钢	ST 52	0.0124
圆柱形钢	ST E 460	0.0124
不锈钢	AISI 304 X5CrNi 18-10	0.0165
不锈钢	AISI 316 X5CrNiMo 17-12-2	0.0165
不锈钢	AISI 410 X12 Cr 13	0.011
不锈钢	AISI 420 X30 Cr 13	0.011
不锈钢	AISI 430 X6 Cr 17	0.01
不锈钢	AISI 630 X5CrNiCuNb 16-4	0.011
不锈钢	AISI 904	0.0161

[0039]

	X1NiCrMoCu25-20-5	
硬化不锈钢	X105 Cr Mo 17	

[0040] 如已知的,Invar是主要由铁(64%)和镍(36%)组成的金属合金,具有痕量的碳和

铬,由瑞士诺贝尔奖获得者物理学家Charles Edouard Guillaume发现。其热膨胀系数(长度大约是 $10^{-6}K^{-1}$)相比较于钢铁的热膨胀系数,是其的大约十分之一。

[0041] 第二金属材料具有比第一材料的膨胀系数更大的膨胀系数但具有比第一材料的机械强度特性更好的机械强度特性。

[0042] 轴33具有第一端部33a,矩形板36从所述第一端部33a延伸,所述矩形板36反过来被铰接到支架37,所述支架37径向地从加强结构21朝向轴7延伸。

[0043] 第一端部33a没有被圆柱形外管状部34所覆盖且具有比由圆柱形外管状部34覆盖的轴33的部分更小的直径。

[0044] 轴33的第二端部33b设置有容纳螺钉46的终端部的轴孔,所述螺钉46使用来以稳定的方式将外管状部34的第一端部34a固定到轴33。

[0045] 成角度的约束工具38设置在内轴33和外管状部之间,适合于阻止外管状部34相对于内轴33的角位移(以及因此允许将由电动机28所产生的转矩转移到轴33),但是跟随总体地施加到螺纹直线元件31的热应力,允许外管状部34相对于内轴33线性滑动。

[0046] 例如,约束工具38可以由多个纵向肋50制成(例如具有三角形截面-图3),所述纵向肋50设置在内轴33的终端部的外表面上且适合于与设置在外管状部34的终端部的内表面上的相对的纵向凹槽52连接。

[0047] 以这种方式,作用到螺纹直线元件31的温度的升高(所述温度的升高是由在高压锅中执行的热循环造成)使外管状部34产生变形,所述外管状部34延长且因此相对于内轴33将外管状部的第二端部34b朝向矩形板36移动(约束工具38允许在零件之间相对滑动,且第二端部34b自由地移动),所述内轴33不经受因为所使用的材料而发生的重大的尺寸变化。螺纹直线元件31的整体长度在任何情况下都增加得非常小,因为,其由内轴33的端部33b和33a之间的距离所限定,所述内轴33具有非常受限的膨胀系数。以这种方式,热应力使螺纹直线元件31产生受限的总体延长,所述螺纹直线元件31只取决于第一材料的减少的延长。

[0048] 因此,装置2的高压锅加热不需要扇区12相对于在加热之前限定的位置的移动。因此保证了所需要的飞机的管状机身元件的尺寸公差。

[0049] 此外,螺母与由抗磨损的金属材料制成的螺纹件连接,因此提供了能够承受多个扇区开启/关闭循环的健壮的致动系统。

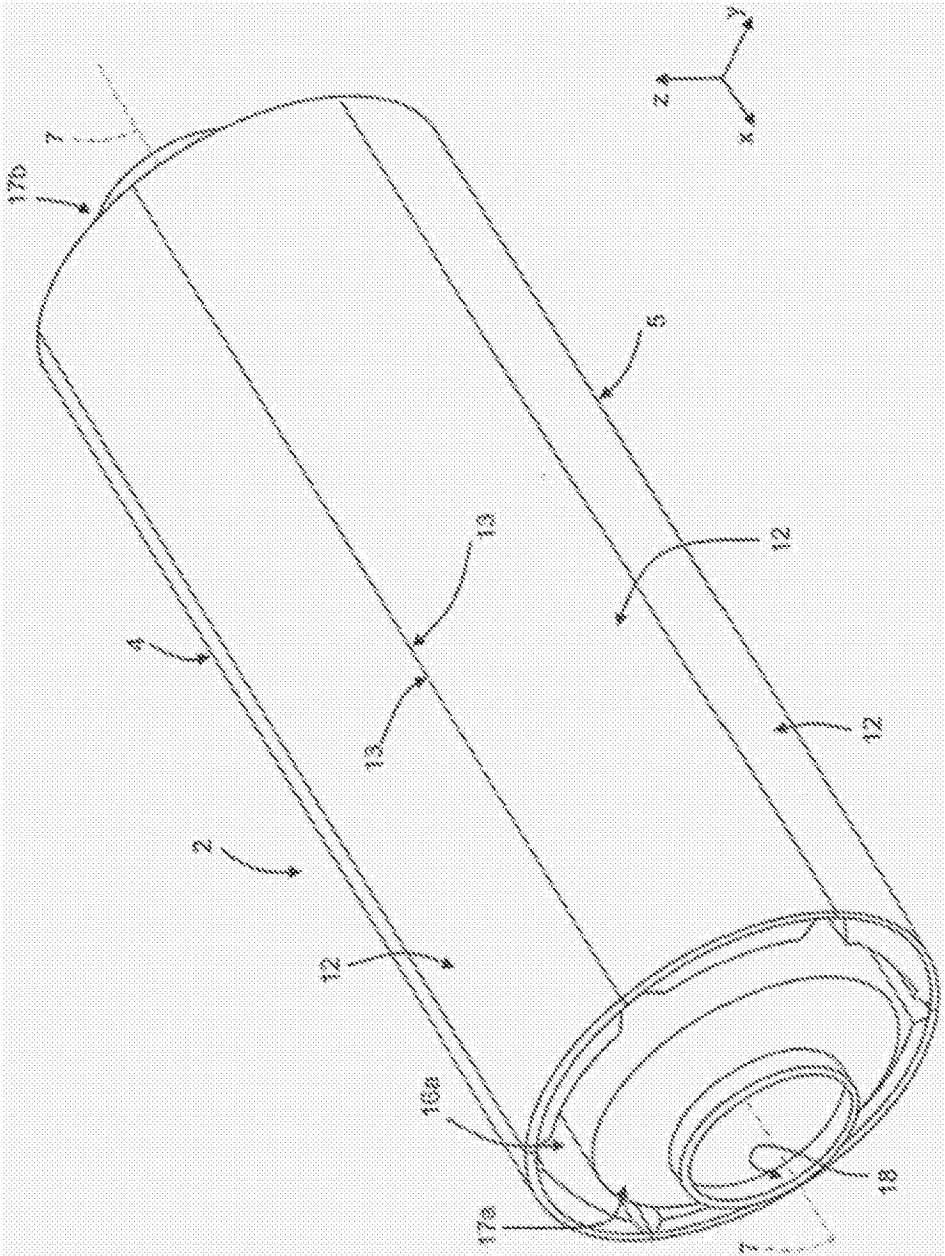


图1

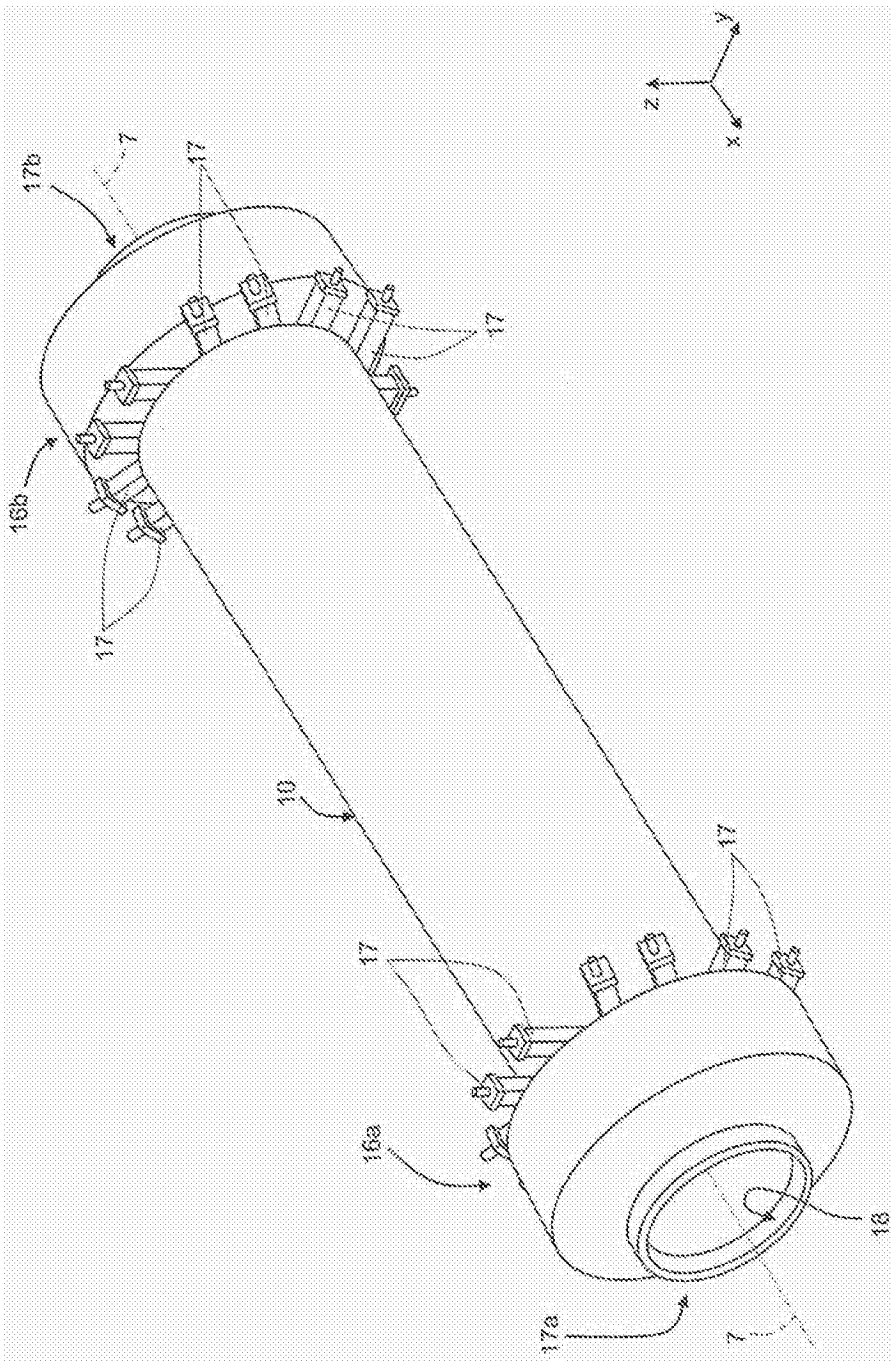


图2

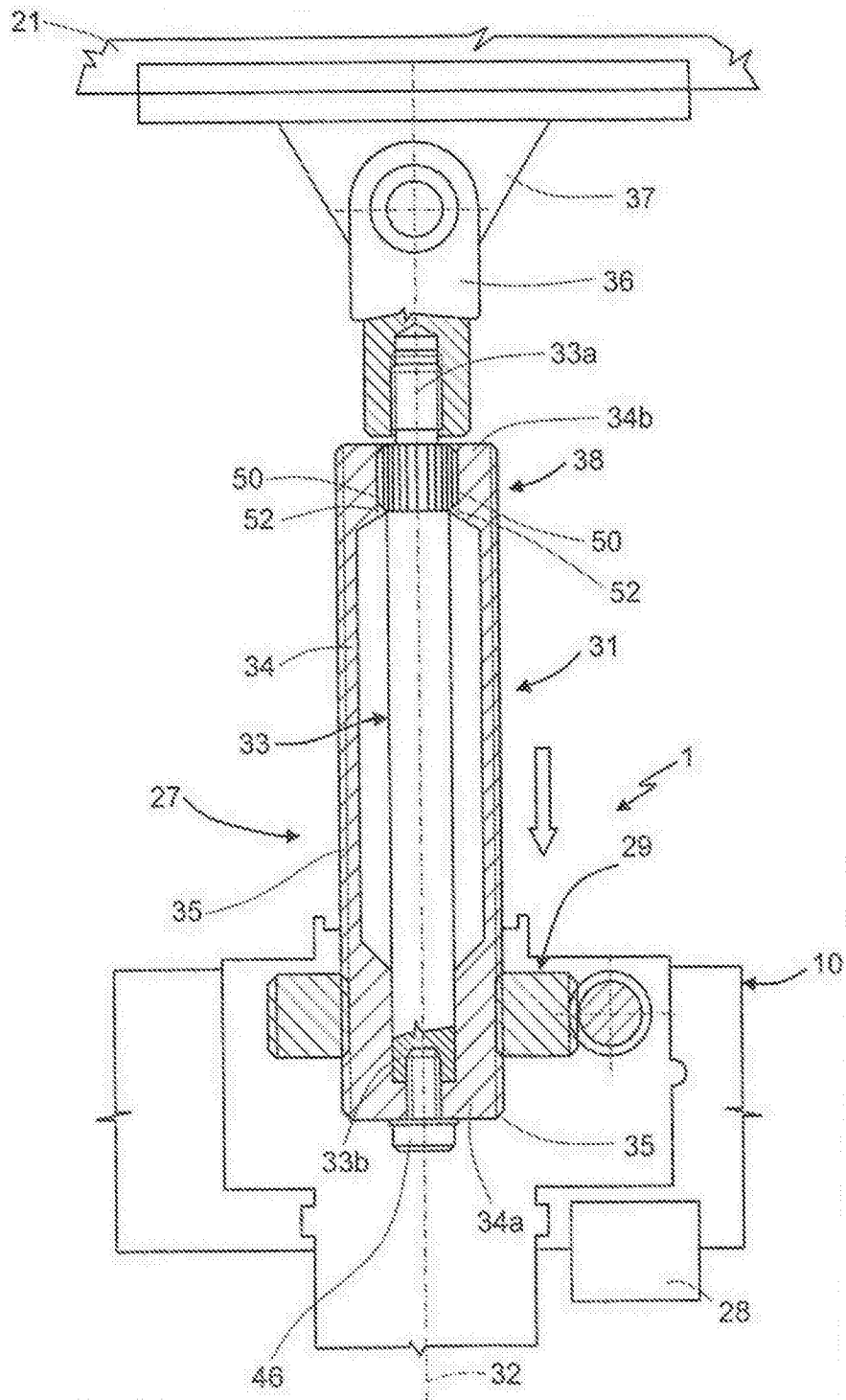


图3

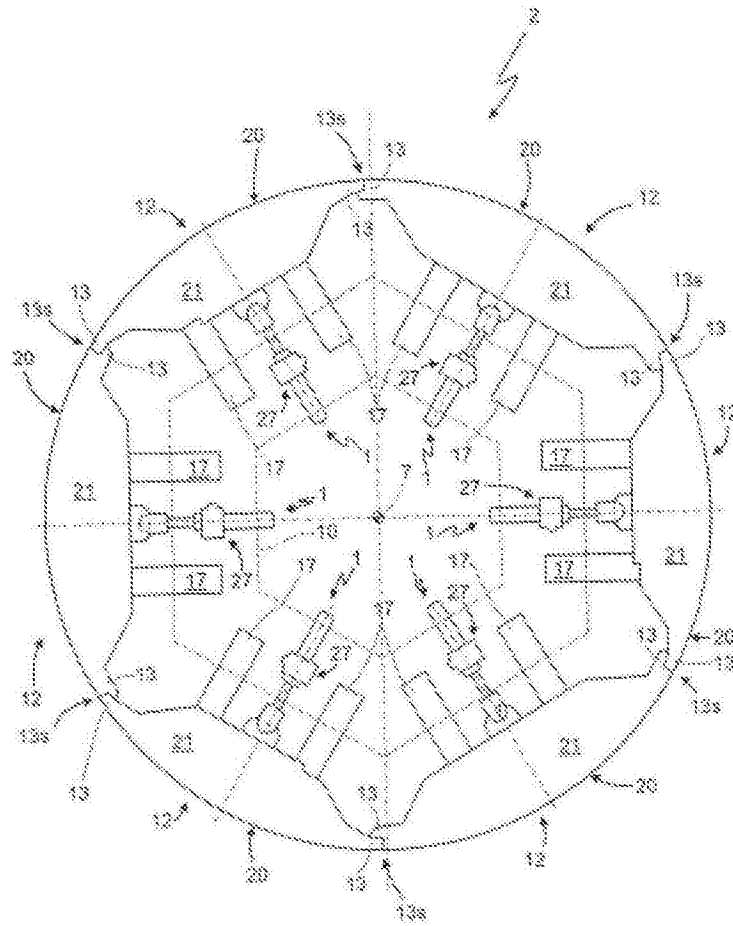


图4

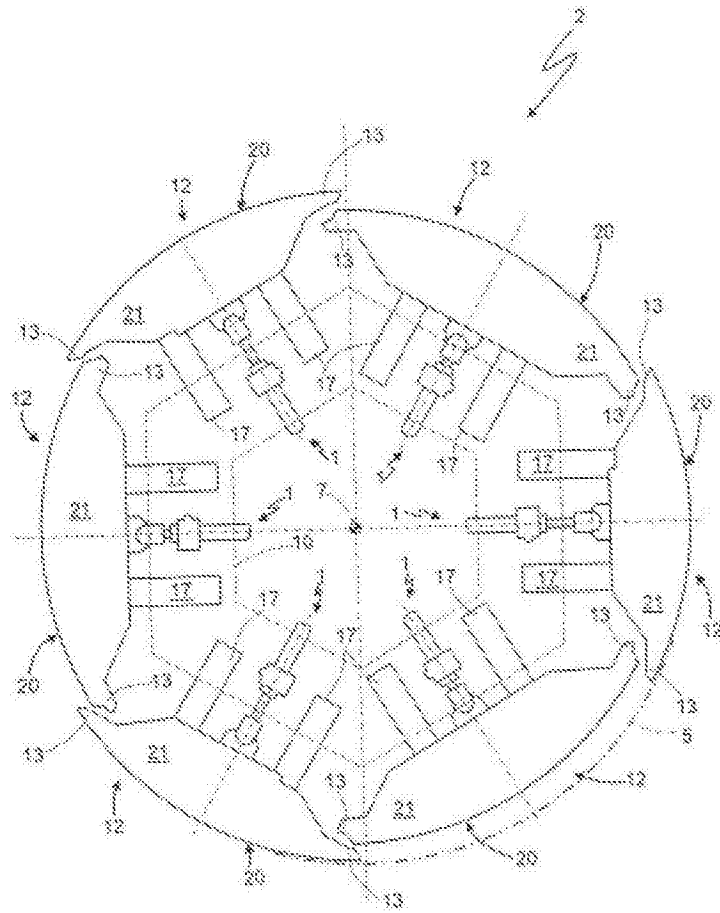


图5