(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 119525912 A
(43)申请公布日 2025.02.28

(21)申请号 202411189621.9

(22)申请日 2024.08.28

(30)优先权数据
FR2309139 2023.08.31 FR

(71)申请人 空中客车运营简化股份公司
地址 法国

(72)发明人 C·希罗尔 M·切斯诺 M·贝杜

(74)专利代理机构 中国贸促会专利商标事务所有限公司 11038
专利代理师 白皎

(51)Int.Cl.
B23P 6/04(2006.01)

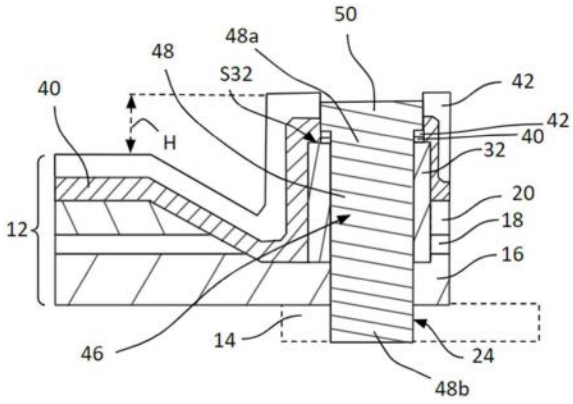
权利要求书2页 说明书8页 附图9页

(54)发明名称

用于修复飞行器的具有防护缺陷的结构零件的方法以及因此修复的飞行器结构零件

(57)摘要

用于修复飞行器的具有防护缺陷的结构零件的方法以及因此修复的飞行器结构零件。本发明涉及一种用于修复在用于接纳紧固装置的孔口(22)附近具有防护缺陷(26)的飞行器金属结构零件(12)的区域(30)的方法,该方法包括:将隔离装置(32)围绕所述孔口(22)定位在所述区域(30')上的步骤;将油漆涂层(40)施加到所述区域从而覆盖所述隔离装置的步骤;以及在施加油漆涂层的步骤之前或之后,将金属紧固装置(46)插入到隔离装置的孔口(34)中的步骤。隔离装置使得能够避免紧固装置的金属与形成所述飞行器结构的金属之间的直接接触,并因此避免受损区域与紧固件之间的任何电化学耦合的风险。



CN 119525912 A

1.一种用于修复飞行器的具有防护缺陷(26)的金属结构零件(12)的区域(30)的方法,所述结构零件的所述区域(30)具有用于接纳金属紧固装置的第一孔口(22),所述第一孔口(22)具有第一直径,所述修复方法包括:

-打磨步骤(E01),在所述步骤期间,对所述飞行器结构零件的所述区域(30)中的油漆进行打磨,

其特征在于,所述修复方法还包括:

-将隔离装置(32)定位的步骤(E10,E10'),在所述步骤期间,将所述隔离装置(32)围绕所述第一孔口(22)定位在所述飞行器结构零件的所述经打磨区域(30')上,所述隔离装置(32)包括第二孔口(34),所述第二孔口的第二直径基本上等于所述第一孔口(22)的第一直径,所述隔离装置(32)围绕所述第一孔口(22)定位在所述飞行器结构零件的所述经打磨区域(30')上而使得所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)同轴,

-施加至少一层油漆涂层(40)的步骤(E20),在所述步骤期间,将底漆涂层(40)施加到所述飞行器结构零件的经打磨区域(30'),所述底漆涂层(40)被施加到所述隔离装置(32)。

2.根据权利要求1所述的修复方法,包括:在将所述隔离装置(32)定位的步骤(E10')之前,将紧固装置(46)插入的步骤(E40'),在所述步骤期间,将所述紧固装置(46)插入到所述隔离装置(32)的第二孔口(34)中,并且其中,在将所述隔离装置(32)定位的步骤(E10')期间,将所述紧固装置(46)插入到所述第一孔口(22)中,并且在施加所述油漆涂层(40)的步骤(E20)期间,将所述油漆涂层(40)施加到所述紧固装置(46)。

3.根据权利要求2所述的修复方法,其中,所述紧固装置(46)采用具有第一端和第二端(48a,48b)的柄部(48)以及位于所述第一端(48a)处的头部(50)的形式,所述紧固装置(46)通过所述柄部(48)的第二端(48b)插入到所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)中,其中,所述隔离装置(32)的外径大于所述紧固装置(46)的头部(50)的直径,并且其中,在将所述紧固装置(46)插入的步骤(E40')期间,所述紧固装置(46)的头部(50)支承抵靠所述隔离装置(32)。

4.根据权利要求1所述的修复方法,包括:在施加所述油漆涂层(40)的步骤(E20)之前,将紧固装置(46)插入的步骤(E40''),在所述步骤期间,将所述紧固装置(46)插入到所述第一孔口(22)和所述隔离装置(32)的第二孔口(34)中,并且在施加所述油漆涂层(40)的步骤(E20)期间,将所述油漆涂层(40)施加到所述紧固装置(46)。

5.根据权利要求1所述的修复方法,包括:在施加所述油漆涂层(40)的步骤(E20)之前,将掩蔽装置(36)定位的步骤(E12),在所述步骤期间,将所述掩蔽装置(36)定位在所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)中;以及在施加所述油漆涂层(40)的步骤(E20)之后,将所述掩蔽装置(36)移除的步骤(E30),在所述步骤期间,将所述掩蔽装置(36)从所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)移除;以及将紧固装置(46)插入的步骤(E40),在所述步骤期间,将所述紧固装置(46)插入到所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)中。

6.根据权利要求5所述的修复方法,其中,所述紧固装置(46)采用具有第一端和第二端(48a,48b)的柄部(48)以及位于所述第一端(48a)处的头部(50)的形式,所述紧固装置(46)通过所述柄部(48)的第二端(48b)插入到所述第一孔口和所述第二孔口(22,34)中,其中,所述隔离装置(32)的外径大于所述紧固装置(46)的头部(50)的直径,并且其中,在将紧固装置(46)插入的步骤(E40')期间,所述紧固装置(46)的头部(50)支承抵靠所述油漆涂层

(40)。

7.根据权利要求1至6之一所述的修复方法,包括:在打磨步骤(E01)之后,表面处理步骤(E50),在所述步骤期间,将化学转化涂层或反应性底漆(52)施加到所述飞行器结构零件的所述经打磨区域(30')的至少一部分。

8.根据前述权利要求之一所述的修复方法,其中,所述隔离装置(32)采用在支撑材料上涂覆的压敏粘合剂的形式。

9.根据前述权利要求之一所述的修复方法,其中,所述隔离装置(32)由乙烯基、聚氨酯或环氧树脂制成。

10.根据前述权利要求之一所述的修复方法,其中,所述隔离装置(32)包括腐蚀抑制剂。

11.根据前述权利要求之一所述的修复方法,其中,所述隔离装置(32)的厚度介于30微米至200微米之间。

12.一种飞行器金属结构零件(12),所述飞行器金属结构零件具有使用根据前述权利要求之一所述的修复方法进行修复的区域(30)。

用于修复飞行器的具有防护缺陷的结构零件的方法以及因此修复的飞行器结构零件

技术领域

[0001] 本申请涉及一种用于修复存在于飞行器的结构零件的区域中的防护缺陷(例如油漆缺陷)的方法,结构零件的所述区域在所述防护缺陷附近具有用于接纳紧固装置的孔口。本申请还涉及一种经历这种修复方法的飞行器结构零件。

背景技术

[0002] 众所周知,飞行器的、与所述飞行器的燃料箱形成界面的结构(比如飞行器的、由金属(例如铝合金)制成的机翼或中央翼盒)的元件经受表面处理,并且接着以至少一个油漆涂层(阳极氧化处理涂层、底漆涂层和面漆涂层)覆盖,以便为其提供针对腐蚀的主动防护,以及针对与燃料箱的边界区域中的发火花风险的隔离功能。

[0003] 飞行器的结构的不同零件使用紧固元件彼此组装,以便形成飞行器的结构。

[0004] 在飞行器的金属或铝合金结构零件的制造期间,或者更一般地,在形成飞行器的结构的不同零件的组装期间,结构零件的油漆可能发生损坏,比如刮擦或撞击,这种损坏特别是由钻孔工具引起的,或者是在安装/移除(临时的或永久的)紧固件的操作期间引起的。必须修复这种损坏,使得整个结构得到防护,特别是针对腐蚀得到防护。

[0005] 为了修复油漆的这种损坏,首先打磨飞行器的结构零件的受损表面,以便使所述结构零件的表面光滑并确保表面无裂纹,并且接着可以对经打磨表面施加表面处理,以便允许提高油漆的粘合力。将第一底漆涂层(含有腐蚀抑制剂)施加到经处理表面,以便为结构零件提供抗腐蚀特性,并且最终,可选地,将第二面漆涂层施加到结构零件的受损区域表面。此防护系统确保针对腐蚀的防护以及在雷击期间发火花的情形下所需的针对紧固元件的隔离功能。一旦执行了这些步骤,防护缺陷就不再可见,修复即告完成。

[0006] 然而,在表面处理与底漆涂层之间、以及接着在底漆涂层与面漆涂层之间,必须观察干燥时间。为了之后能够将紧固件安装在飞行器的结构上,在施加最后一层油漆涂层后,也必须观察干燥时间。对于施加到结构的油漆中所含有的树脂的聚合来说,这些干燥时间是必要的。然而,这些干燥时间相对长(超过24小时)。如果没有观察这些干燥时间,则无法保证飞行器的结构的抗腐蚀特性和抗雷击特性。

[0007] 当在紧固元件附近出现结构零件的油漆损坏时,如果紧固元件安装在没有观察干燥时间的油漆上,则存在油漆开裂或龟裂的风险,这会导致紧固元件的金属材料将与形成结构零件的基材的金属材料接触的风险。这会导致紧固元件与结构零件的基材之间的电化腐蚀的风险增加,并且不符合电磁危害(EMH)要求。飞行器的结构零件与紧固元件之间的隔离屏障(通常由不同的油漆涂层产生)无法得到保证。

[0008] 此外,对结构的油漆损坏的修复通常在通达受限的有限区域中进行,这使得加速干燥措施的实施变得复杂甚至无法实现。在环境温度下干燥需要数十小时,这对生产周期有很大影响。

[0009] 本发明旨在克服这些缺点。

发明内容

[0010] 本发明旨在提出一种解决方案,该解决方案通过引入隔离装置而使得能够恢复形成用于将两个飞行器结构零件彼此紧固的装置的金属材料与形成所述飞行器结构零件的金属材料之间的隔离屏障。

[0011] 为此,本发明涉及一种用于修复飞行器的具有防护缺陷的金属结构零件的区域的方法,结构零件的所述区域具有用于接纳金属紧固装置的第一孔口,所述第一孔口具有第一直径。该修复方法包括:

[0012] -打磨步骤,在该步骤期间,对飞行器结构零件的所述区域中的油漆进行打磨。

[0013] 根据本发明,该修复方法还包括:

[0014] -将隔离装置定位的步骤,在该步骤期间,将隔离装置围绕所述第一孔口定位在飞行器结构零件的所述经打磨区域上,所述隔离装置包括第二孔口,该第二孔口的第二直径基本上等于第一孔口的第一直径,所述隔离装置围绕第一孔口定位在飞行器结构零件的所述经打磨区域上而使得所述第一孔口和所述第二孔口同轴,

[0015] -施加至少一个油漆涂层的步骤,在该步骤期间,将底漆涂层施加到飞行器结构零件的经打磨区域,所述底漆涂层被施加到所述隔离装置。

[0016] 有利地,隔离装置的引入使得能够避免旨在插入到第一孔口中的紧固装置(由金属材料制成)与飞行器结构零件(也由比如铝合金等金属材料制成)之间的直接接触。

[0017] 根据一个特征,修复方法包括:在将隔离装置定位的步骤之前,将紧固装置插入的步骤,在该步骤期间,将紧固装置插入到隔离装置的第二孔口中,并且在将隔离装置定位的步骤期间,将紧固装置插入到第一孔口中,并且在施加油漆涂层的步骤期间,将所述油漆涂层施加到所述紧固装置。

[0018] 有利地,紧固装置被安装成使得它们与隔离装置直接接触,并且不再与飞行器结构零件的区域接触,这使得能够避免紧固装置的金属材料与形成飞行器结构的金属材料之间的接触。

[0019] 根据另一特征,紧固装置采用具有第一端和第二端的柄部以及位于所述第一端处的头部的形式,所述紧固装置通过柄部的第二端插入到第一孔口和第二孔口中,隔离装置的外径大于紧固装置的头部的直径。

[0020] 根据此特征,在将紧固装置插入的步骤期间,所述紧固装置的头部支承抵靠隔离装置。

[0021] 根据另一特征,该修复方法包括:在施加油漆涂层的步骤之前,将紧固装置插入的步骤,在该步骤期间,将紧固装置插入到第一孔口和隔离装置的第二孔口中,并且在施加油漆涂层的步骤期间,将所述油漆涂层施加到所述紧固装置。

[0022] 根据一个特征,该修复方法包括:在施加油漆涂层的步骤之前,将掩蔽装置定位的步骤,在该步骤期间,将掩蔽装置定位在第一孔口和第二孔口中;以及在施加油漆涂层的步骤之后,将掩蔽装置移除的步骤,在该步骤期间,将掩蔽装置从第一孔口和第二孔口移除;以及将紧固装置插入的步骤,在该步骤期间,将紧固装置插入到第一孔口和第二孔口中。

[0023] 根据一个特征,在将紧固装置插入的步骤期间,所述紧固装置的头部支承抵靠油漆涂层。

[0024] 有利地,隔离装置的引入使得能够消除安装紧固装置之前的油漆干燥时间。隔离

装置使得能够避免紧固装置的金属材料与形成飞行器结构的金属材料之间的直接接触,即使在施加在紧固装置的头部与隔离装置之间的油漆开裂或龟裂的情形下也是如此。

[0025] 根据另一特征,该修复方法包括:在打磨步骤之后,表面处理步骤,在该步骤期间,将化学转化涂层或反应性底漆施加到飞行器结构零件的所述经打磨区域的至少一部分。

[0026] 本发明还涉及一种飞行器结构组件,该飞行器结构组件包括第一金属结构零件和第二结构零件,第一结构零件至少具有用于接纳紧固装置的第一孔口,所述第一孔口具有第一直径,第一结构零件和第二结构零件通过插入到所述第一孔口中的金属紧固装置而彼此紧固。

[0027] 根据本发明,飞行器结构还包括隔离装置,该隔离装置具有第二孔口,该第二孔口的第二直径基本上等于第一孔口的第一直径,所述隔离装置围绕第一孔口定位在第一结构零件上,使得所述第一孔口和第二孔口同轴,紧固装置被插入到第二孔口和第一孔口中。

[0028] 因此,本发明涉及一种飞行器金属结构零件,该飞行器金属结构零件具有通过根据本发明的修复方法进行修复的区域。

[0029] 根据一个特征,紧固装置采用具有第一端和第二端的柄部以及位于所述第一端处的头部的形式,所述紧固装置通过柄部的第二端插入到第一孔口和第二孔口中,隔离装置的外径大于紧固装置的头部的直径,第一结构零件覆盖有底漆涂层。根据此特征,所述紧固装置的头部支承抵靠所述隔离装置,并且所述隔离装置和所述紧固装置覆盖有所述油漆涂层。

[0030] 根据另一特征,所述紧固装置的头部支承抵靠油漆涂层。

[0031] 有利地,紧固装置在已施加油漆涂层之后安装,并且因此与飞行器结构零件的油漆涂层直接接触,或者(如果不可以观察油漆涂层的干燥时间,并且在放置所述紧固装置期间,所述油漆涂层已被压力推出紧固装置与飞行器结构零件之间的接触区域)与隔离装置接触。在任何情形下,紧固装置都不与飞行器结构零件的区域直接接触,这使得能够避免紧固装置的金属材料与形成飞行器结构的金属材料之间的接触。

[0032] 根据另一特征,隔离装置采用在支撑材料上涂覆的压敏粘合剂的形式。

[0033] 有利地,隔离装置因此可以粘合到飞行器结构零件的经打磨区域,并且在放置紧固装置时被紧固装置压缩。这使得能够保证隔离装置在紧固装置与飞行器结构零件的区域之间形成隔离屏障。

[0034] 根据另一特征,隔离装置由乙烯基、聚氨酯或环氧树脂制成。

[0035] 根据另一特征,隔离装置包括腐蚀抑制剂。

[0036] 根据另一特征,隔离装置的厚度介于30微米至200微米之间。

附图说明

[0037] 参照附图,通过阅读仅作为示例给出的本发明的以下描述,进一步的特征和优点将变得明显,在附图中:

[0038] [图1] 是飞行器的具有防护缺陷的结构零件的区域的俯视图,

[0039] [图2] 是沿着线I-I截取的图1的截面视图,

[0040] [图3] 是用于修复具有防护缺陷的飞行器结构零件的区域的方法的步骤的流程图,其展示了本发明的一个实施例,

[0041] [图4] 是根据本发明的一个实施例的在修复方法的步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0042] [图5] 是沿着线IV-IV截取的图4的截面视图,

[0043] [图6] 是根据本发明的一个实施例的在修复方法的另一步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0044] [图7] 是沿着线VI-VI截取的图6的截面视图,

[0045] [图8] 是根据本发明的一个实施例的在修复方法的另一步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0046] [图9] 是沿着线VIII-VIII截取的图8的截面视图,

[0047] [图10] 是根据本发明的一个实施例的在修复方法的另一步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0048] [图11] 是沿着线X-X截取的图10的截面视图,

[0049] [图12] 是根据本发明的另一实施例的在修复方法的步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0050] [图13] 是沿着线XII-XII截取的图12的截面视图,

[0051] [图14] 是根据本发明的另一实施例的在修复方法的另一步骤期间的飞行器的结构零件的区域的俯视图,

[0052] [图15] 是沿着线XIV-XIV截取的图14的截面视图,

[0053] [图16] 是根据本发明的一个实施例的在修复方法的步骤期间的飞行器的结构零件的区域的截面视图,

[0054] [图17] 是飞行器的侧视图。

具体实施方式

[0055] 如图17所示,飞行器8包括结构10。此结构10包括多个结构零件12、14,这些结构零件被涂漆并且接着使用紧固装置彼此组装。结构零件12、14可以是但不限于飞行器的、与飞行器的燃料箱形成界面的结构(比如飞行器的机翼或中央翼盒)的元件。在这些飞行器结构零件12、14的组装期间,在结构零件中的一个结构零件12的油漆上可能出现缺陷,比如刮擦或撞击。结构零件的油漆的这种损坏可能导致所述结构零件的防护的缺陷。

[0056] 图1和图2示出了旨在彼此组装的飞行器结构零件12、14。飞行器结构零件12包括金属本体16,例如铝合金本体,该金属本体在已经历阳极氧化处理(铝的特定表面处理,包括使用电解产生非常坚固的、均匀的氧化铝涂层)后覆盖有氧化铝涂层18。例如,氧化铝涂层18的厚度介于1微米至5微米之间。此飞行器结构零件12还覆盖有至少一层油漆涂层20。例如,飞行器结构零件12可以如图2所示的那样覆盖有单层油漆涂层20,或者覆盖有称为底漆的第一油漆涂层以及称为面漆的第二油漆涂层。将一层或多层油漆涂层施加到飞行器的结构零件取决于所述结构零件在飞行器上的位置。根据结构零件在飞行器上的位置,所述结构零件会经受可能导致出现腐蚀的各种条件,并且因此需要较大或较小程度的腐蚀防护。第二面漆涂层仅施加到某些结构零件,这取决于这些结构零件在飞行器上的位置。在任何情形下,结构零件都覆盖有至少一层防护漆涂层。单层油漆涂层20或第一油漆涂层通常含有腐蚀抑制剂。油漆涂层20的厚度是例如大约25微米。飞行器结构零件12还包括用于接

纳紧固装置的孔口22。此孔口22沿着图2中表示为X的轴线延伸。如图2所示,氧化铝涂层18或油漆涂层20在正交于轴线X的平面内延伸。孔口22穿过飞行器结构零件12,即孔口22出现在飞行器结构零件12的两侧上。同样,飞行器结构零件14包括与飞行器结构零件12的孔口22同轴的孔口24,使得紧固装置可以被插入到所述孔口22、24中,以便将飞行器结构零件12、14彼此紧固。

[0057] 飞行器结构零件12具有缺陷26,该缺陷穿过油漆涂层20和氧化铝涂层18,并且可能会穿透到本体16的厚度中。在此缺陷26的位置中,本体16不再受到氧化铝或油漆的防护,并且因此,本体16在缺陷26的位置中没有最佳的抗腐蚀特性和抗雷击特性。当然,不是所有的缺陷26都必然会到达本体16。一些缺陷26可能仅穿透油漆涂层20的一部分,或者穿过油漆涂层20并且仅穿透氧化铝涂层18的一部分。穿透油漆涂层20的至少一部分的损坏被认为是缺陷。

[0058] 此缺陷26位于用于接纳紧固装置的孔口22附近。“在附近”是指对于紧固装置的直径D,缺陷26位于以用于接纳紧固装置的孔口22为中心的区域中,该区域的直径小于或等于紧固装置的直径D的五倍。图1所示的区域28示出了被认为是在紧固装置附近的区域。此区域28含有缺陷26。因此,图1所示的、以缺陷26为中心并包括用于接纳紧固装置的孔口22的区域30被认为是飞行器结构零件12的、必须进行修复的受损区域。

[0059] 图3示出了用于修复飞行器结构零件12的受损区域30的方法的不同步骤的流程图。

[0060] 该方法包括对受损区域30进行打磨的第一步骤E01,以便使缺陷26平滑(即,使缺陷减小)并因此从受损区域30移除油漆的一部分。特别地,打磨围绕缺陷26定位的受损区域30中的油漆。图4和图5示出了此打磨步骤E01之后的飞行器结构零件12。在经打磨的受损区域30’中,油漆涂层20的一部分和氧化铝涂层18的一部分已被移除,使得金属或铝飞行器结构零件的本体16在此区域30’中露出(即,裸露)。特别地,位于缺陷26与用于接纳紧固装置的孔口22之间的油漆涂层20和氧化铝涂层18已被移除。因此,缺陷26不再可见。

[0061] 在经打磨的受损区域30’的周边上,在本体16与飞行器结构零件12的表面S之间可以看到平滑的、逐渐的过渡。这避免了在飞行器结构零件12的表面S与受损区域30’的底部之间出现突变的角度过渡。例如,如在图5中可以看出的,在线A处,经打磨的受损区域30’的底部对应于油漆涂层20,而在线B处,经打磨的受损区域30’的底部对应于氧化铝涂层18,而在线C处,经打磨的受损区域30’的底部对应于飞行器结构零件12的本体16。

[0062] 根据一个实施例,该方法接着包括将隔离装置32围绕用于接纳紧固装置的孔口22在区域30’中定位在飞行器结构零件的本体16上的步骤E10。隔离装置32可以直接定位在结构零件的裸露本体16上、或在氧化铝涂层18上、或在油漆涂层40上。图6和图7示出了此步骤E10之后的飞行器结构零件12。隔离装置32是具有环形基部的基本上圆柱形的,并且在正交于所述本体16的方向上(沿着轴线X)从本体16延伸。隔离装置32具有孔口34,该孔口沿着轴线X延伸,该孔口的直径基本上等于用于接纳紧固装置的孔口22的直径。隔离装置32在区域30’中定位成使得所述隔离装置32的孔口34和用于接纳紧固装置的孔口22同轴。隔离装置32的厚度(沿着轴线X的尺寸)介于30微米至200微米之间。因此,隔离装置32相对于飞行器结构零件12的在受损区域30外部的表面S形成突起。隔离装置32可以采取在支撑材料上涂覆的压敏粘合剂的形式,例如由塑料材料制成的膜。隔离装置只有一个表面是粘合剂。隔离

装置32的粘合剂部分旨在围绕用于接纳紧固装置的孔口22在区域30'中与飞行器结构零件的本体16接触,而隔离装置32的非粘合剂部分旨在面向紧固装置46的头部50。隔离装置32因此可以围绕用于接纳紧固装置的孔口22在区域30'中粘接到飞行器结构零件的本体16上。根据一种配置,隔离装置32可以由乙烯基、聚氨酯或环氧树脂制成。根据一种配置,隔离装置32包括腐蚀抑制剂,以便在紧固时提高飞行器结构零件12的抗腐蚀特性。

[0063] 根据此第一实施例,该方法接着包括将掩蔽装置36定位在隔离装置32的孔口34中的步骤E12。掩蔽装置36是具有圆形基部的基本上圆柱形的。掩蔽装置36的形状与隔离装置的孔口34的形状互补。掩蔽装置36的直径基本上等于隔离装置32的孔口34的直径。如图7所示,掩蔽装置36的长度(沿着轴线X的尺寸)可以足以插入到用于接纳紧固装置的孔口22中。换句话说,掩蔽装置36的长度可以大于隔离装置32的厚度。掩蔽装置36被插入到隔离装置的孔口34中,使得掩蔽装置与隔离装置32的上表面S32齐平。替代性地,掩蔽装置36可以被插入到隔离装置32的孔口34中,使得掩蔽装置从隔离装置的上表面S32突起。掩蔽装置36可以采取旨在从飞行器结构零件12移除的插塞或栓钉的形式。掩蔽装置36因此是可移除的。与掩蔽装置36完全插入到隔离装置32的孔口34中时相比,部分地延伸到隔离装置32的孔口34外部的掩蔽装置36较容易抓握。

[0064] 根据此第一实施例,该方法包括将第一底漆涂层40施加到飞行器结构零件的经打磨区域30'的步骤E20。此步骤E20对应于抗腐蚀表面处理。此油漆涂层40也施加到隔离装置32和掩蔽装置36。例如,底漆涂层40的厚度为大约25微米。特别地,隔离装置32由底漆40与之粘合的材料制成。

[0065] 根据此第一实施例,该方法接着包括将第二面漆涂层42施加到第一油漆涂层40的步骤E22。例如,面漆涂层42的厚度为大约25微米。此步骤E22是可选的,并且取决于飞行器结构零件12,特别是取决于飞行器结构零件在飞行器上的位置。图8和图9示出了此步骤E22之后的飞行器结构零件12。如在图8中可以看出的,一旦施加了油漆涂层40、42,就不再可以确定缺陷26的准确位置,因为缺陷已被修复。以已知方式,掩蔽装置36的位置已被预先标记,使得所述掩蔽装置可以容易移除。当掩蔽装置36与隔离装置32的上表面S32齐平时,与掩蔽装置突起超过隔离装置32的孔口34时相比,油漆涂层40、42更均匀地分布在隔离装置上。

[0066] 根据此第一实施例,该方法接着包括将掩蔽装置36从隔离装置32的孔口34移除并且如果适用的话从用于接纳紧固装置的孔口22移除的步骤E30。覆盖有油漆涂层40、42的掩蔽装置36从孔口34、22移除,以便为紧固装置留出自由空间。因为掩蔽装置36的直径等于隔离装置32的孔口的直径,所以仅移除了掩蔽装置36上的油漆涂层40、42,这使得隔离装置32的孔口34是自由的,并且隔离装置32的上表面S32覆盖有油漆涂层40、42。

[0067] 根据此第一实施例,该方法接着包括将紧固装置46插入到隔离装置32的孔口34中、插入到用于接纳紧固装置的孔口22中、以及插入到飞行器结构零件14的孔口24中的步骤E40。此步骤E40可以在油漆涂层42的干燥时间过去之前执行。图10和图11示出了此步骤E40之后的飞行器结构零件12、14。紧固装置46采用具有第一端48a和第二端48b的柄部48以及位于柄部48的第一端48a处的头部50的形式。头部50的直径大于柄部48的直径。柄部48的直径基本上等于隔离装置32的孔口34的直径。紧固装置46通过柄部48的第二端48b插入到孔口34中,接着插入到孔口22中,并且接着插入到孔口24中。隔离装置32的外径大于头部50

的直径。在将紧固装置46插入的步骤E40期间,头部50支承抵靠油漆涂层42。更具体地,在紧固装置46的紧固时,在油漆涂层42的干燥期间,头部50与油漆涂层42接触,这会导致开裂或龟裂,或者导致油漆移出面向紧固装置46的头部50的区域并移至隔离装置的上表面S32上方。油漆42的一部分(如图11所示)可以保留在头部50与隔离装置32之间,但不一定在紧固装置46与隔离装置32之间的整个表面上。这同样适用于油漆涂层40,该油漆涂层只有一部分可以保留在紧固装置46的头部50与隔离装置32之间。在任何情形下,由金属材料制成的紧固装置46都会与油漆涂层40、42接触、或者与隔离装置32直接接触(在所有油漆已从头部50与隔离装置32的上表面S32之间的区域排出的情形下,或者在开裂已出现在油漆涂层40、42的整个厚度上的情形下)。因为油漆涂层40、42和隔离装置32由非金属材料制成,所以紧固装置46与飞行器结构零件12之间的电化腐蚀风险大大降低,并且电磁要求得到满足。

[0068] 根据一个特征,紧固装置46包括垫圈(图中未示出),该垫圈旨在布置在紧固装置的头部50下方并且在将紧固装置46插入的步骤E40期间支承抵靠油漆涂层42。隔离装置32的外径大于垫圈的直径。在紧固装置46的紧固时,油漆42的一部分可以保留在垫圈与隔离装置32之间,但不一定在紧固装置46与隔离装置32之间的整个表面上。这同样适用于油漆涂层40,该油漆涂层只有一部分可以保留在垫圈与隔离装置32之间。在任何情形下,由金属材料制成的紧固装置46都会与油漆涂层40、42接触、或者与隔离装置32直接接触(在所有油漆已从垫圈与隔离装置32的上表面S32之间的区域排出的情形下,或者在开裂已出现在油漆涂层40、42的整个厚度上的情形下)。

[0069] 根据第二实施例,在打磨步骤E01之后并且在施加第一油漆涂层的步骤E20之前,作为步骤E10和E12的变型,该方法包括将紧固装置46插入到隔离装置32的孔口34中的步骤E40'。紧固装置46的头部50支承抵靠隔离装置32的上表面S32。根据此第二实施例,该方法接着包括将隔离装置32连同紧固装置46围绕用于接纳紧固装置的孔口22在区域30'中定位在飞行器结构零件的本体16上的步骤E10'。在此步骤E10'期间,隔离装置32被定位成使得紧固装置46被插入到用于接纳紧固装置的孔口22中和飞行器结构零件14的孔口24中。图12和图13示出了此步骤E10'之后的飞行器结构零件12。由金属制成的紧固装置46与隔离装置32直接接触。紧固装置46与飞行器结构零件12之间发生电化腐蚀的风险既而大大降低。

[0070] 根据此第二实施例,油漆涂层40施加到隔离装置32和紧固装置46。紧固装置在施加油漆涂层之前被定位。特别地,隔离装置32和紧固装置46由底漆40与之粘合的材料制成。图14和图15示出了根据此第二实施例的步骤E22之后的飞行器结构零件12。如在图14中可以看出的,一旦施加了油漆涂层40、42,就不再可以确定缺陷26的准确位置,因为缺陷已被修复。

[0071] 有利地,在此第二实施例中,紧固装置被涂漆,并且因此与所描述的第一实施例相比,在施加油漆涂层40、42之后不可见。

[0072] 作为此第二实施例的变型,在定位隔离装置的步骤E10之后并且在施加第一油漆涂层40的步骤E20之前,作为步骤E10'和E12的变型,该方法包括将紧固装置46插入到隔离装置32的孔口34和用于接纳紧固装置46的孔口22中的步骤E40''。因此,隔离装置32在紧固装置46插入之前布置在结构零件上,而不是像第二实施例中那样与紧固装置46同时布置。

[0073] 如图11和图15所示,在修复方法的不同步骤之后,飞行器结构零件12上的第二油漆涂层42的在受损的区域30之外的上表面S42与在紧固装置46上或在所述紧固装置46附近

的上表面之间存在高度差(表示为H,沿着轴线X)。上表面S42不是线性的。这个高度差H是肉眼看不到的,或者是极小的。因此,油漆缺陷26的修复在修复后从外部是不可见的(只有隔离装置32的存在指示已经历了根据本发明的修复方法的防护缺陷的存在)。

[0074] 根据另一实施例,在打磨步骤E01之后,并且在施加第一油漆涂层的步骤E20之前,该方法包括对飞行器结构零件的经打磨区域30'进行表面处理的步骤E50,在该步骤期间,将表面处理52、例如化学转化涂层或反应性底漆施加到飞行器结构零件的经打磨区域30'的一部分。这种表面处理52允许提高底漆涂层的粘合力。表面处理可以在浸浴中施加、或者局部施加。图16示出了此步骤E50之后的飞行器结构零件12。特别地,表面处理52不施加在预先存在的底漆涂层20上,而是仅施加在预先存在的氧化铝涂层18上或在飞行器结构零件12的裸露本体16上。优选地,(局部或浸浴)表面处理仅施加到飞行器结构零件12的裸露本体16。优选避免重叠表面处理。根据一个实施例,在打磨步骤E01期间,因为氧化铝涂层18薄(大约介于1微米至5微米之间),所以氧化铝涂层被完全移除,这使得能够仅将表面处理52施加到飞行器结构零件12的裸露本体16。例如,如图16所示,表面处理52施加在线B和线C处而不是在线A处。在底漆涂层20上,此表面处理52不是必要的。此表面处理52的干燥时间介于30分钟至1小时之间。例如,此表面处理52的厚度小于或等于1微米。氧化铝涂层18在浸浴表面处理后的厚度可以为大约5微米,而在局部表面处理(比如化学转化)后的厚度可以为大约1微米。

[0075] 不管实施例如何,紧固装置46与飞行器的飞行器结构零件12之间存在隔离装置32使得能够在形成所述紧固装置46的金属材料与形成所述飞行器结构零件的金属材料之间建立隔离屏障,这使得能够降低在修复所述紧固装置附近的缺陷时发生电化腐蚀的风险,并且能够确保沿着飞行器结构零件的整个长度满足电磁要求。

[0076] 此外,这使得能够使防护缺陷的修复独立于施加到飞行器的所述结构零件的油漆的干燥时间。

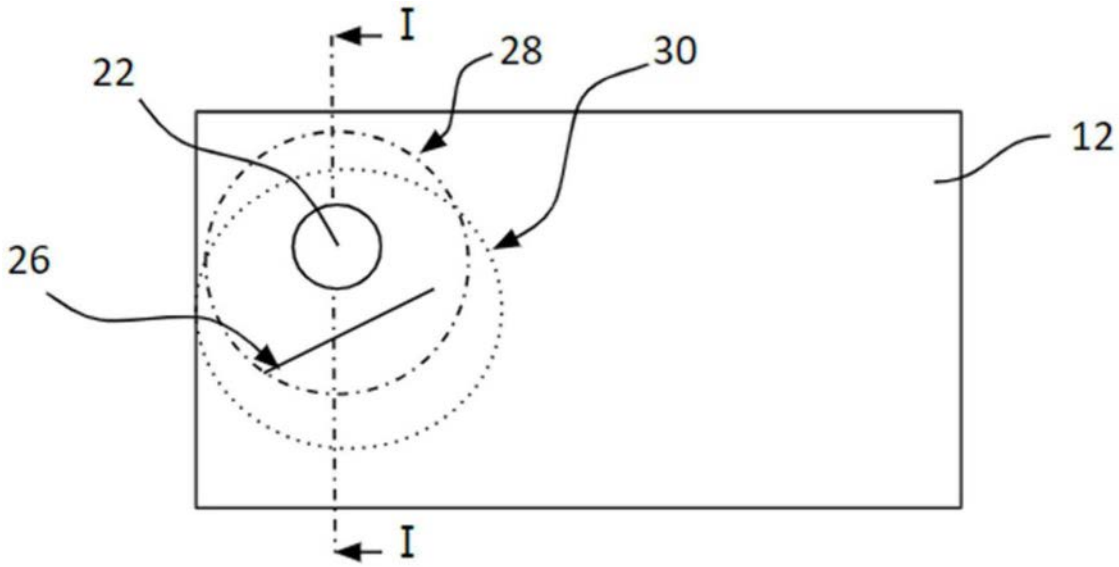


图1

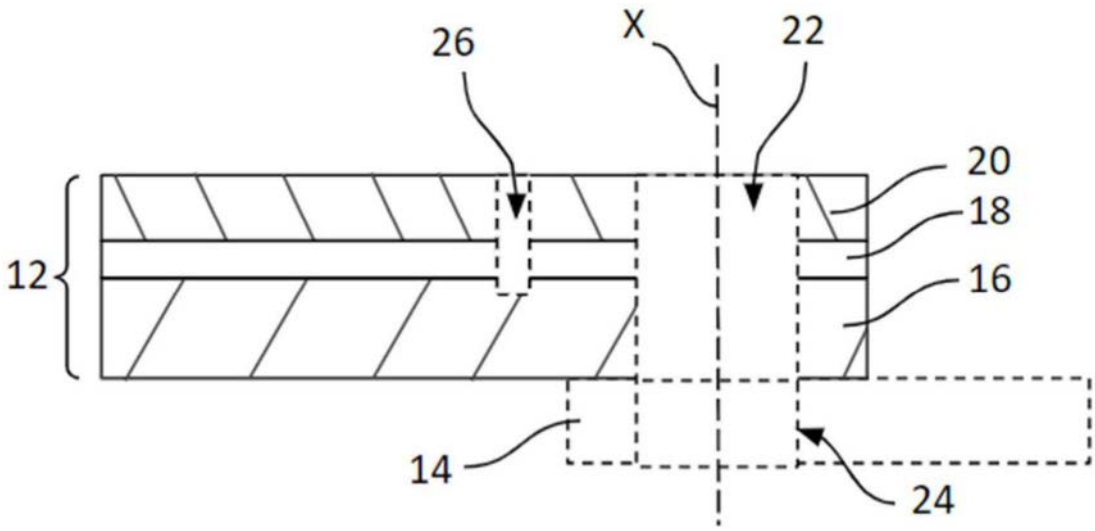


图2

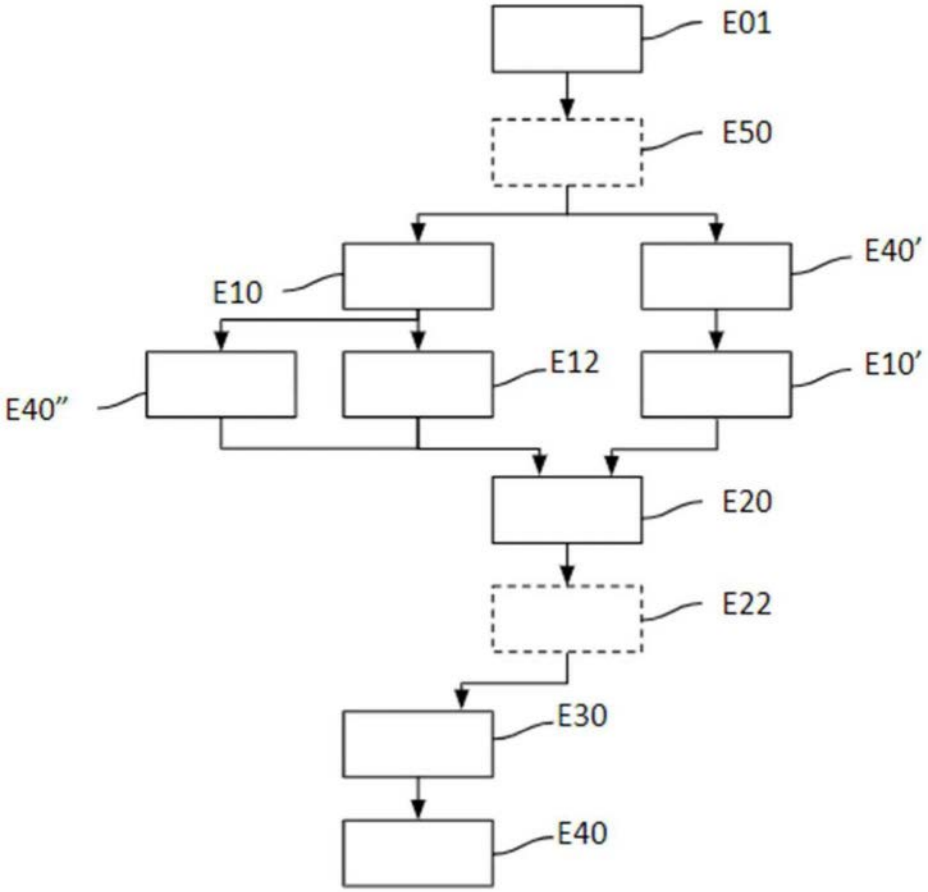


图3

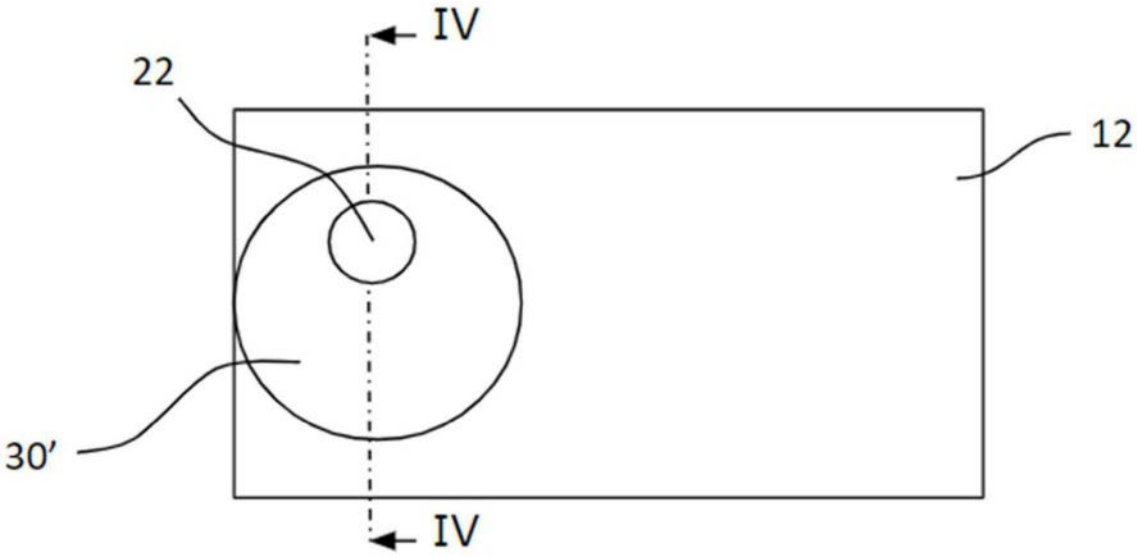


图4

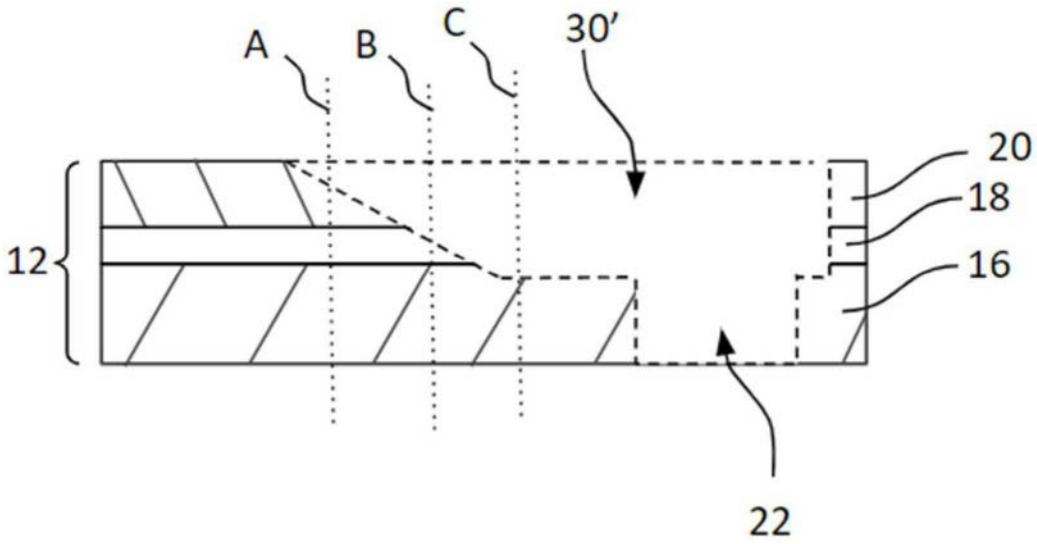


图5

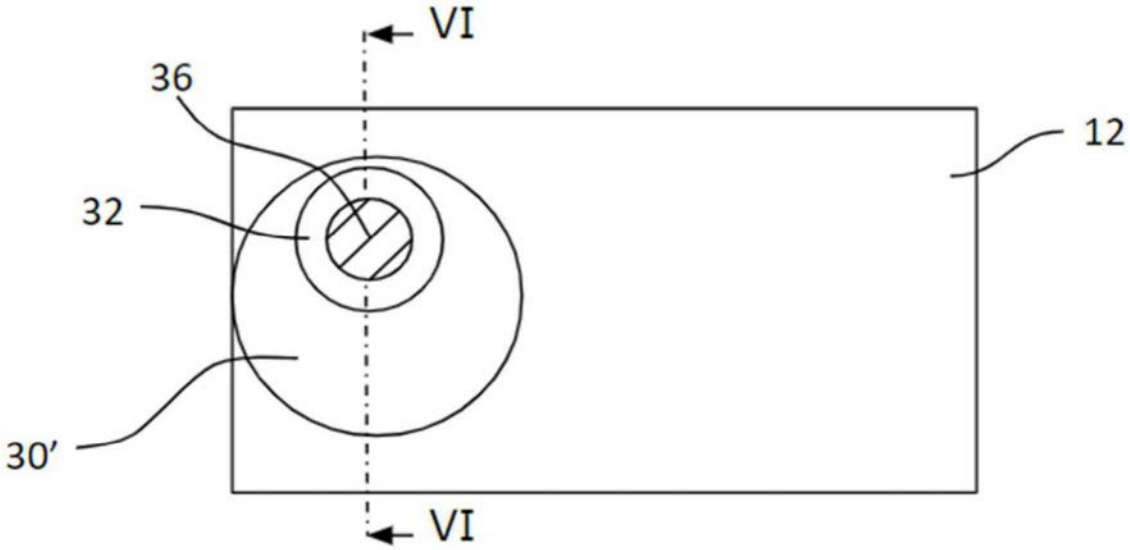


图6

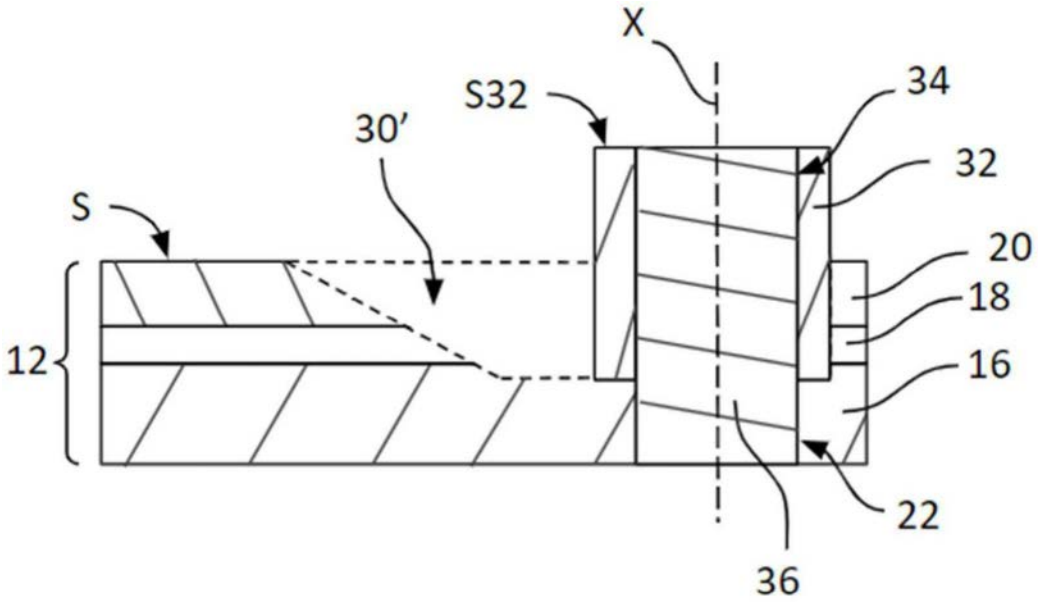


图7

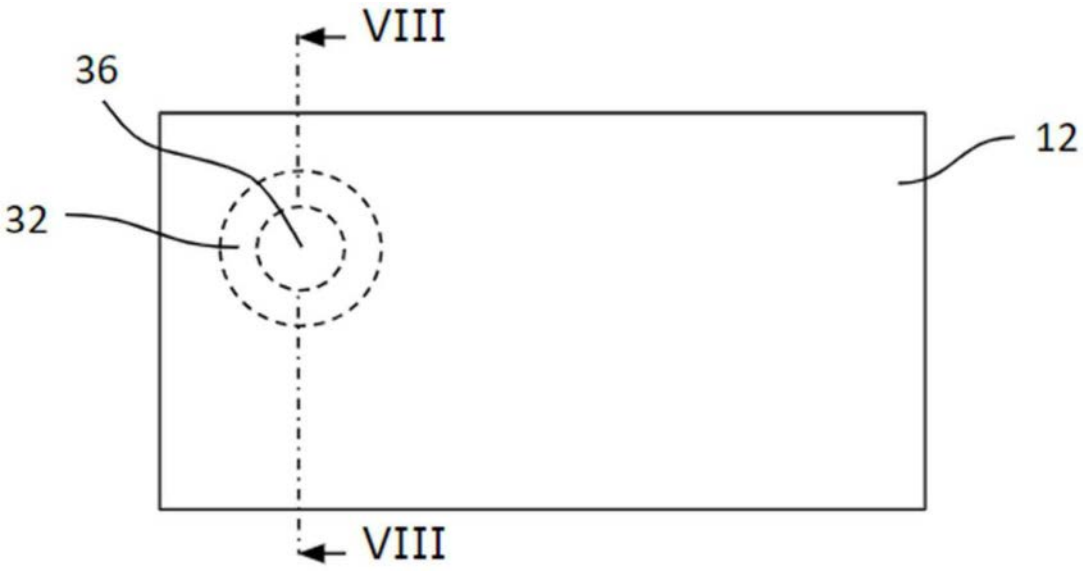


图8

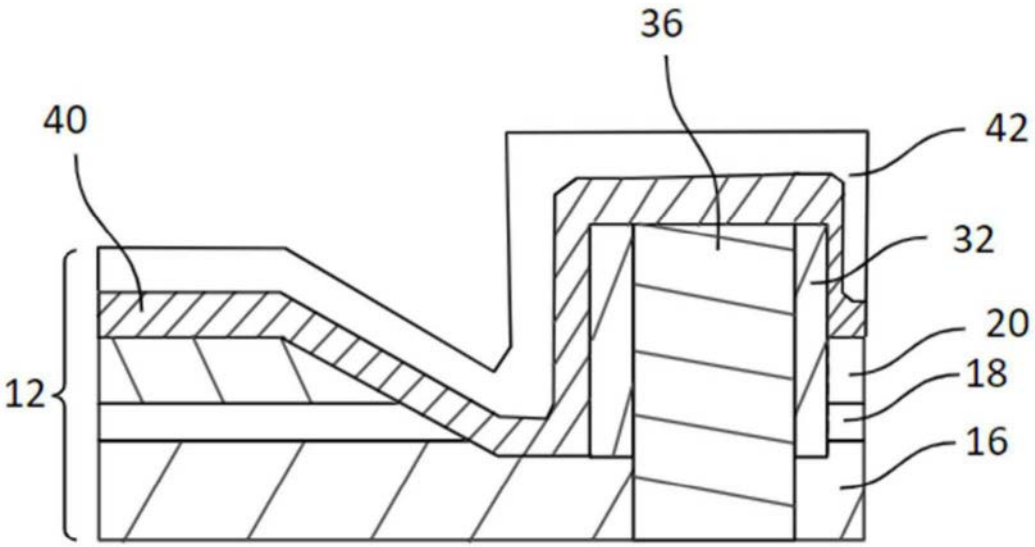


图9

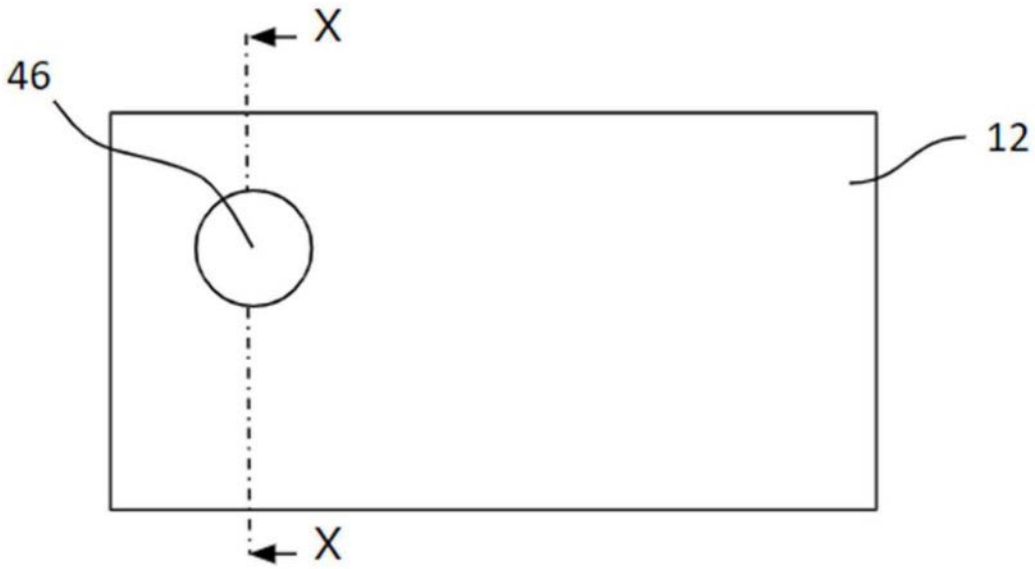


图10

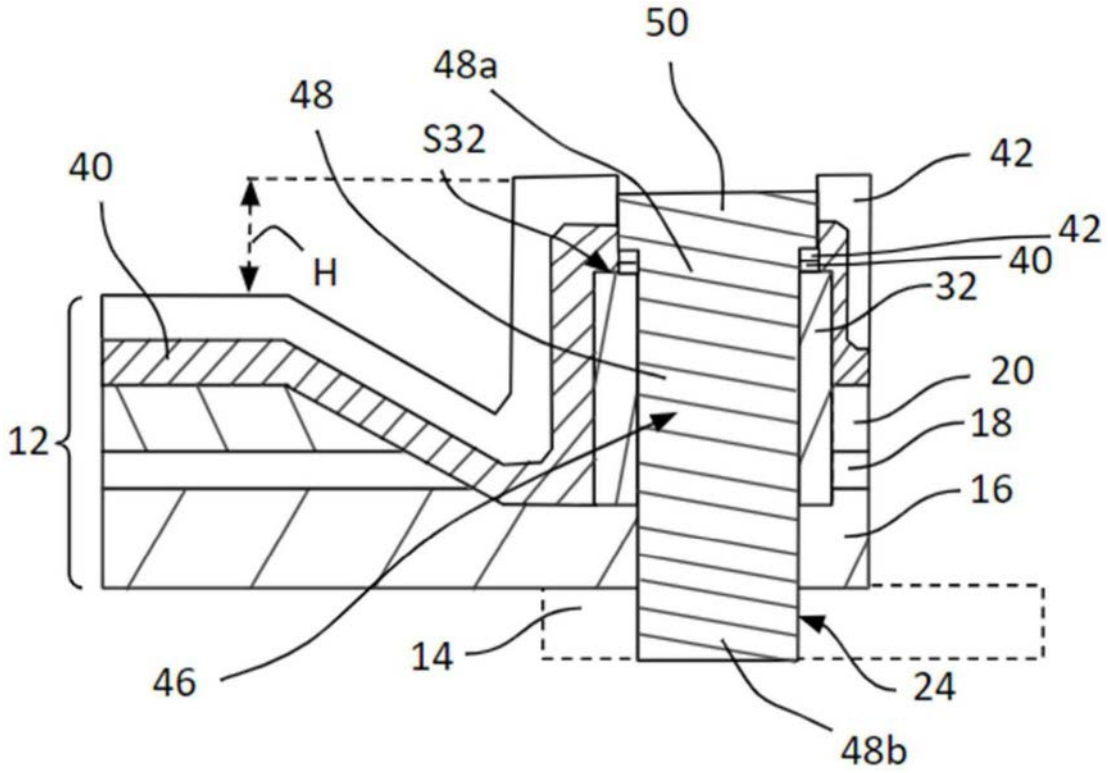

50
48a
48
S32
42
40
42
H
40
32
20
12
18
16
46
14
24
48b

图11

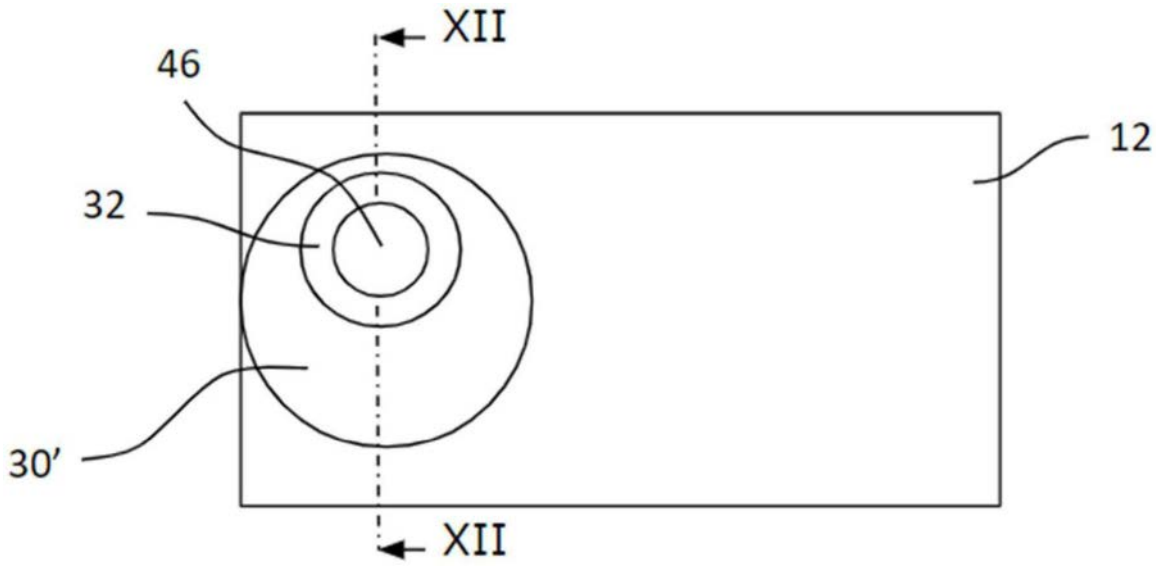

XII
46
12
32
30'
XII

图12

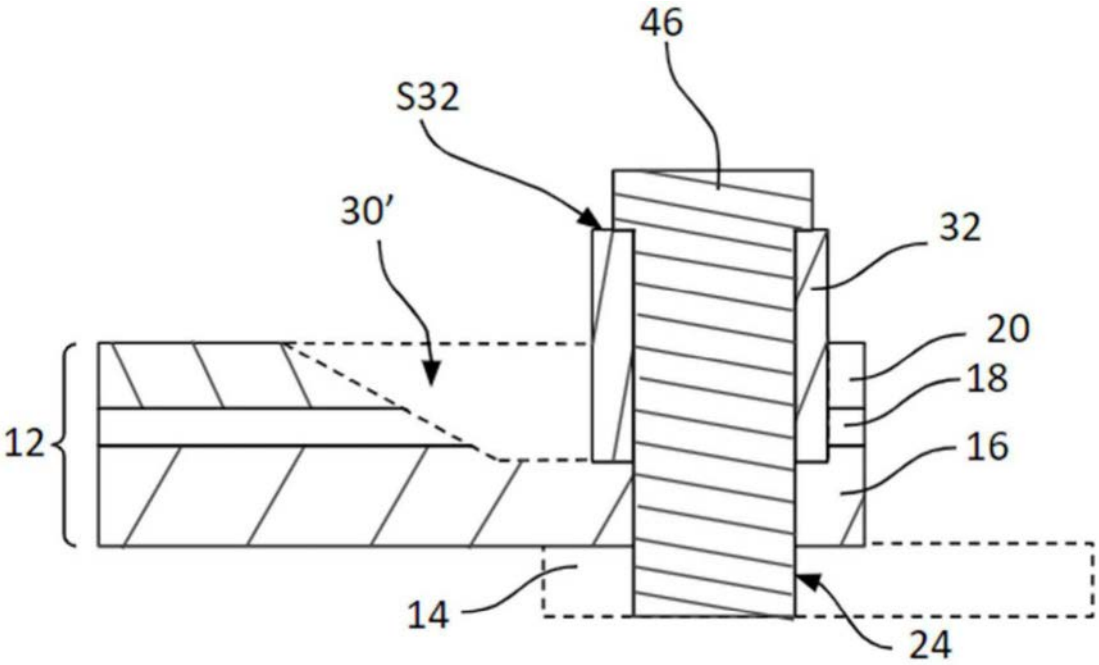


图13

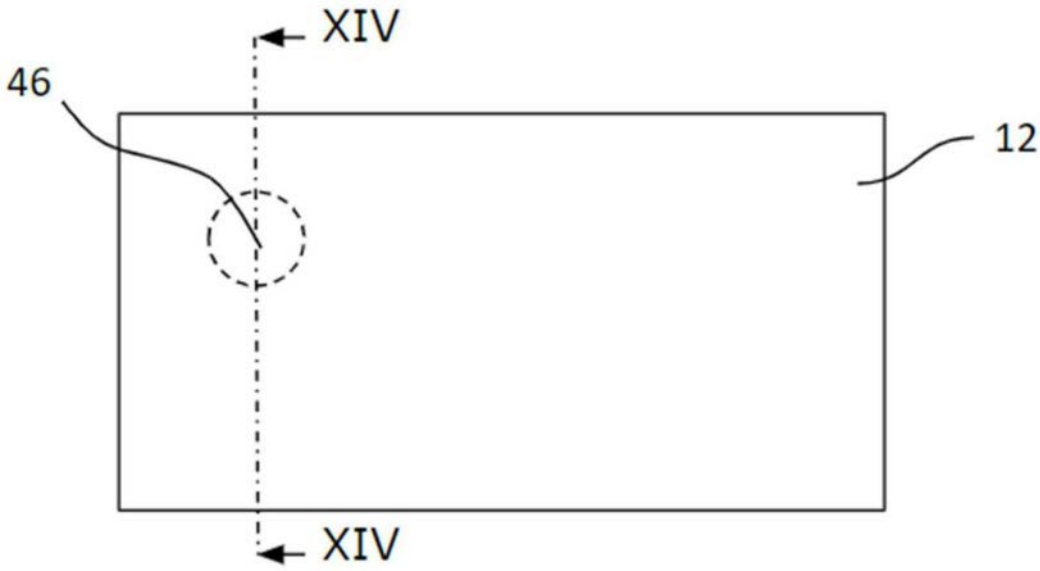


图14

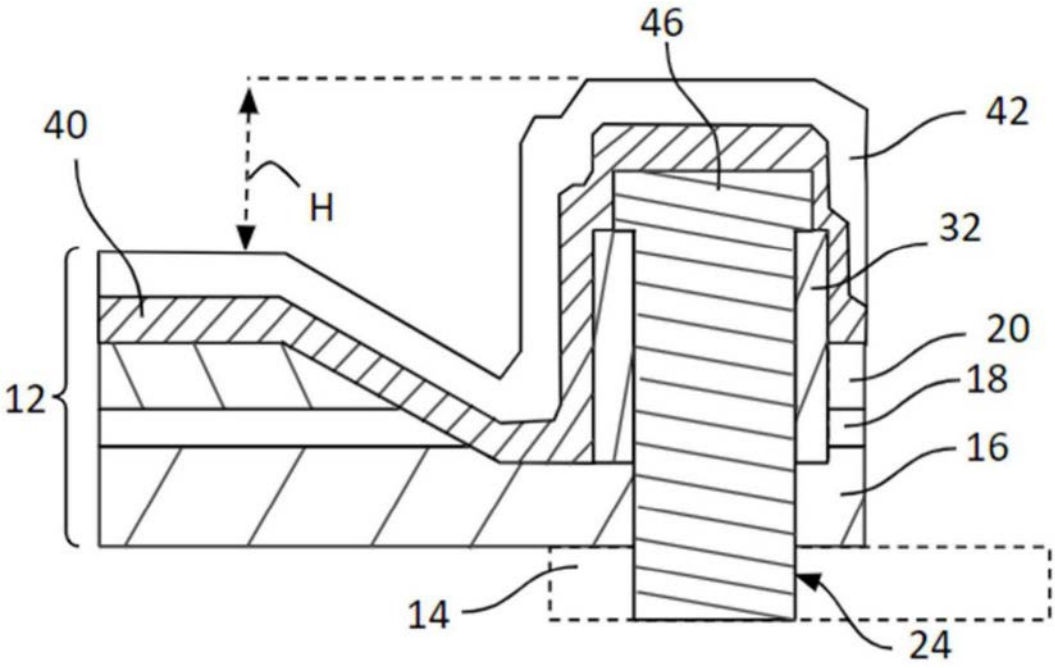


图15

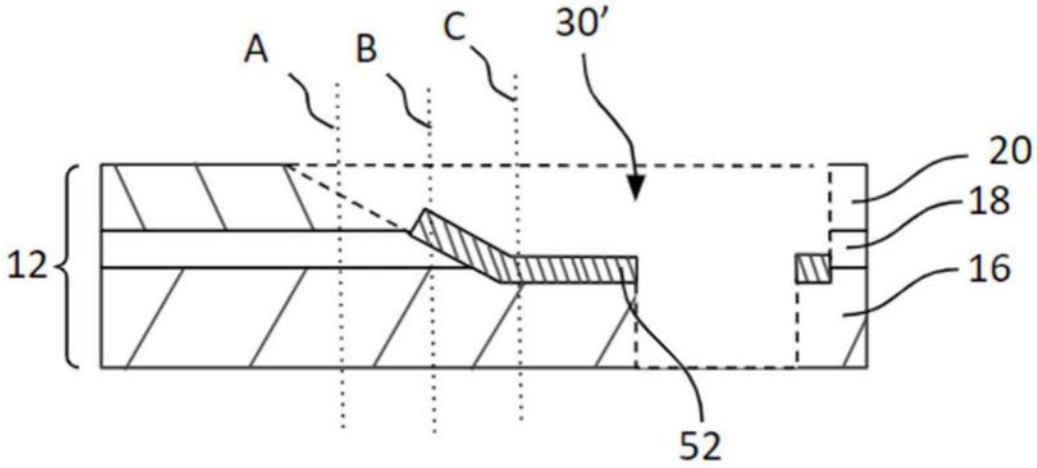


图16

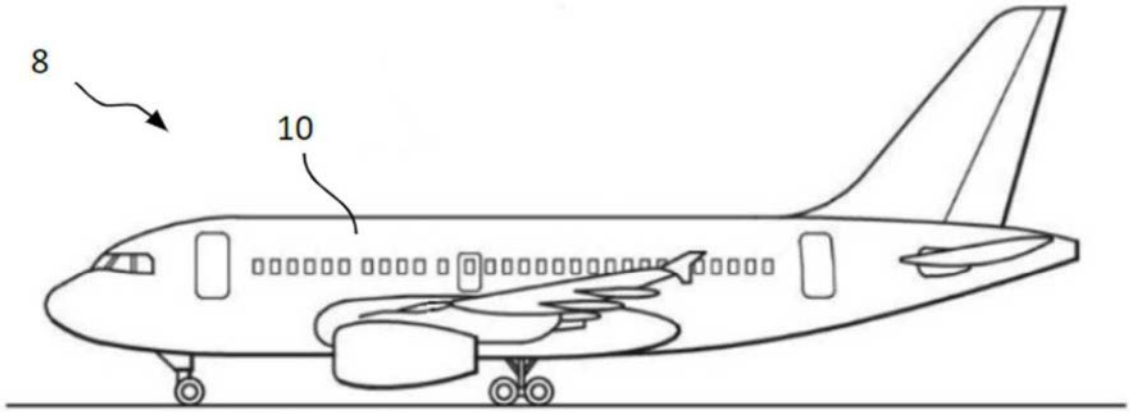


图17