



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112943770 B

(45) 授权公告日 2024. 08. 27

(21) 申请号 202011447307.8

(22) 申请日 2020.12.09

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112943770 A

(43) 申请公布日 2021.06.11

(30) 优先权数据
1914097 2019.12.10 FR

(73) 专利权人 空中客车运营简化股份公司
地址 法国图卢兹

(72) 发明人 J·科尔马格罗 P·梅西纳

(74) 专利代理机构 北京市金杜律师事务所
11256
专利代理师 易咏梅 李立行

(51) Int.Cl.

F16B 19/02 (2006.01)

F16B 21/10 (2006.01)

B64D 27/40 (2024.01)

(56) 对比文件

US 2015166190 A1, 2015.06.18

US 2019241272 A1, 2019.08.08

审查员 齐常华

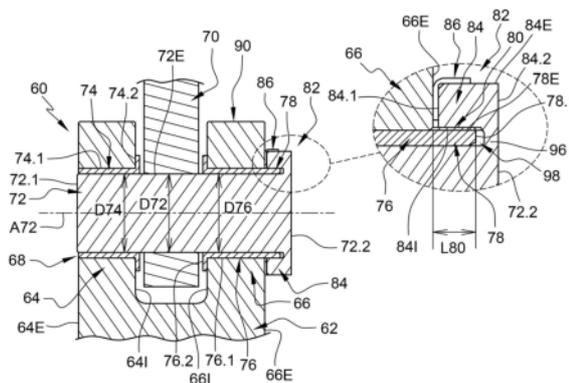
权利要求书2页 说明书6页 附图6页

(54) 发明名称

包括在平移和旋转中固定的连接销的组件，
包括该组件的发动机附件或飞机

(57) 摘要

本发明涉及一种组件，该组件包括由第一导向环(74)和第二导向环(76)支撑的连接销(72)，该第一导向环和第二导向环位于轭架(62)的第一分支和第二分支(64、66)中，导向环(76)中的一个导向环包括从分支(66)中的一个分支的外表面(66E)突出的管状延伸部(78)，该管状延伸部(78)在其外周面(78E)上具有螺纹部分(80)。此外，该组件包括螺母(84)和固定系统(86)，螺母(84)被构造为能够拧在管状延伸部(78)的螺纹部分(80)上，固定系统(86)被构造为能够使螺母(84)在平移和/或旋转中被固定，螺母(84)和连接销(72)通过不可拆卸的完整连接件连接或形成单个部件。该方案使得可以减少构成组件的零件的数目。本发明还涉及包括这种组件的发动机附件或飞机。



1. 一种组件,包括:

连接销(72);

第一导向环(74),所述第一导向环(74)支撑所述连接销(72),并位于轭架(62)的第一分支(64)中;

第二导向环(76),所述第二导向环(76)支撑所述连接销(72),并位于所述轭架(62)的第二分支(66)中,所述第二导向环(76)包括管状主体(76.1)和从所述第二分支(66)的外表面(66E)突出的管状延伸部(78);

其特征在于,所述第二导向环(76)的所述管状延伸部(78)包括具有螺纹部分(80)的外周面(78E),所述组件包括螺母(84)和固定系统(86),其中所述螺母(84)被构造为能够拧到所述第二导向环(76)的所述管状延伸部(78)的所述螺纹部分(80)上,所述固定系统(86)被构造为能够使螺母(84)在平移和/或旋转中被固定,

并且所述螺母(84)和所述连接销(72)具有共同的旋转轴线并且所述连接销(72)远离第一导向环(74)的远端固定连接至所述螺母(84)以获得不可拆卸的完整连接件或形成单个部件,所述连接销(72)的远端横向表面(72.2)和螺母(84)的远端横向表面(84.2)在同一横向平面中,连接销(72)和螺母(84)之间的纵向间隙形成纵向凹槽(98),该纵向凹槽(98)在连接销(72)的整个周向上延伸,并被构造为能够容纳所述第二导向环(76)的所述管状延伸部(78)。

2. 根据权利要求1所述的组件,其特征在于,所述连接销(72)和所述螺母(84)通过至少一个焊接部(100.1、100.2)连接,以获得所述不可拆卸的完整连接件。

3. 根据权利要求2所述的组件,其特征在于,所述螺母(84)包括横向壁(102),所述横向壁(102)具有朝向所述连接销(72)的横向表面(72.2)取向的内表面(102I),并且所述内表面(102I)通过至少一种表面型焊接部(100.1)与所述连接销(72)连接。

4. 根据权利要求3所述的组件,其特征在于,所述表面型焊接部(100.1)通过摩擦焊接获得。

5. 根据权利要求2所述的组件,其特征在于,所述螺母(84)包括内凸缘(104),所述内凸缘(104)具有内边缘(104.1),所述内边缘(104.1)与所述连接销(72)相邻并且通过至少一个周向焊接部(100.2)与所述连接销(72)连接,所述周向焊接部(100.2)形成在所述连接销(72)的周向的至少一部分上延伸的焊缝。

6. 根据权利要求5所述的组件,其特征在于,所述周向焊接部(100.2)在所述连接销(72)的整个周向上连续地延伸。

7. 根据权利要求5所述的组件,其特征在于,所述周向焊接部(100.2)通过利用能量束进行焊接而获得。

8. 根据权利要求1所述的组件,其特征在于,所述连接销(72)和所述螺母(84)通过压入配合(106)连接,以获得所述不可拆卸的完整连接件。

9. 根据权利要求1-8中任一项所述的组件,其特征在于,所述固定系统(86)包括带有可折叠凸耳的垫圈(90),所述垫圈(90)包括环(92)、第一可折叠凸耳(94.1)和第二可折叠凸耳(94.2),所述环(92)在操作中定位在所述螺母(84)和所述第二分支(66)之间的所述管状延伸部(78)周围,所述第一可折叠凸耳(94.1)被构造为能够在操作中抵靠所述螺母(84)的外周壁(84E)弯曲,所述第二可折叠凸耳(94.2)被构造为能够在操作中抵靠所述第二分支

(66)的外周面(91)弯曲。

10.一种发动机附件,包括根据权利要求1-9中的任一项所述的组件。

11.一种飞机,包括根据权利要求1至9中的任一项所述的组件。

包括在平移和旋转中固定的连接销的组件,包括该组件的发动机附件或飞机

技术领域

[0001] 本申请涉及一种包括在平移和旋转中固定的连接销的组件,并且涉及一种包括这种组件的发动机附件或飞机。

背景技术

[0002] 根据图1和图2中可见的配置,飞机10包括若干发动机部件12,其位于飞机10的机翼14下方。

[0003] 发动机部件12包括发动机16、定位在发动机16周围的机舱(图2中未示出)以及桅杆18,桅杆18在发动机16与飞机10的其余部分之间,特别是机翼14之间提供连接。

[0004] 桅杆18包括主要结构20,该主要结构20通过前发动机附件22、后发动机附件24和一对推力杆26连接到发动机16,以确保吸收推力。

[0005] 根据图3中可见的一种实施方式,前发动机附件22包括与桅杆18成一体的板28,其具有布置在桅杆18的任一侧上的两个轭架30以及两个连杆32,连杆32中的每一个将板28的轭架30中的一个轭架连接到与发动机16的壳体成一体的轭架34。因此,每个连杆32通过第一连接销36连接到板28的轭架30中的一个轭架,并且通过第二连接销38连接到发动机16的轭架34中的一个。

[0006] 根据在图4中可见并且在文献FR3014971中详细描述的实施例,与发动机16成一体的轭架34和连杆32之间的组件包括安装在第一导向环40和第二导向环42中的连接销38,该第一导向环40插入轭架34的第一分支34.1,第二导向环42插入轭架34的第二分支34.2,连接销38在第一分支34.1和第二分支34.2之间支撑球形连接件44,该球形连接件44配置为连接连杆32和连接销38。

[0007] 第一导向环40在第一端包括外凸缘40.1,该外凸缘40.1配置为抵靠第一分支34.1的内表面34.1I,并且在第二端包括肩部40.2,该肩部40.2配置为阻挡连接销38沿第一方向平移。第二导向环42在第一端包括外凸缘42.1,该外凸缘42.1配置为抵靠第二分支34.2的内表面34.2I。

[0008] 连接销38是圆柱体,其具有轴线A38,基本垂直于轴线A38的第一横向表面38.1和基本垂直于轴线A38的第二横向表面38.2,第一横向表面38.1配置为抵靠第一导向环40的肩部40.2。

[0009] 该组件还包括锁定装置46,该锁定装置46配置为在第二方向上阻挡连杆轴线38平移,该锁定装置46与肩部40.2相关联,使得可以使连杆轴38在平移中固定。

[0010] 阻挡装置46包括:

[0011] -第二导向环42的延伸部48,延伸部48具有带螺纹的内孔48.1和凹口48.2,

[0012] -拧在延伸部48中的锁定螺钉50,锁定螺钉50具有抵靠在连接销38的第二横向表面38.2上的前表面50.1和用于拧在螺钉50的六角形截面的后部50.2,

[0013] -锁定垫圈52,包括装配在螺钉50的六角形的后部50.2上的开口52.1和沿直径方

向相对的两个舌片52.2,其被容纳在延伸部48的凹口48.2中,以在使螺钉50对于延伸部48旋转时固定,

[0014] -外部弹性止动环54,其部分地容纳在螺钉50的后部50.2中形成的环形凹槽中,从而允许将锁定垫圈52固定在延伸部48的凹口48.2中,以及

[0015] -销56,穿过延伸部48和螺钉50的后部50.2,以在螺钉50相对于延伸部48旋转时固定。

[0016] 该实施例产生相对于轭架的分支的外表面的偏移D,这在锁定垫圈52,外部弹性止动环54和销56的堆叠中是重要的。

[0017] 文献FR3077560和US2019241272提出了一种旨在减少偏移的方案。

[0018] 但是,类似于文件FR3014971中所描述的,文献FR3077560中所描述的方案包括大量零件,这往往使组装和拆卸变得复杂。

发明内容

[0019] 本发明旨在弥补现有技术的全部或部分缺陷。

[0020] 为此,本发明涉及一种组件,该组件包括连接销,支撑该连接销的第一导向环,该第一导向环定位在轭架的第一分支中,支撑该连接销的第二导向环,该第二导向环定位在轭架的第二分支中,该第二导向环包括管状主体和从第二分支的外表面突出的管状延伸部。

[0021] 根据本发明,第二导向环的管状延伸部包括具有螺纹部分的外周面。另外,该组件包括配置为拧到第二导向环的管状延伸部的螺纹部分上的螺母,以及配置为使螺母在平移和/或旋转中固定的固定系统。螺母和连接销通过不可拆卸的整体连接件连接或一体成型。

[0022] 本发明使得可以获得具有减少数量的零件的组件,这有利于其组装和拆卸。

[0023] 根据另一特征,连接销和螺母通过至少一个焊接部连接以获得的不可拆卸的完整连接件。

[0024] 根据第一变型,螺母包括横向壁,该横向壁具有朝向连接销的横向表面取向的内表面,该内表面通过至少一种表面型焊接部与该连接销线连接。

[0025] 根据一种方法,通过摩擦焊接获得表面型焊接部。

[0026] 根据第二变型,螺母包括内凸缘,该内凸缘具有内边缘,该内边缘与连接销线相邻并且通过至少一个周向焊接部与连接销连接,周向焊接部形成在连接销的周向的至少一部分上延伸的焊缝。

[0027] 根据一种配置,周向焊接部在连接销的整个周向上连续地延伸。

[0028] 根据一种方法,通过利用能量束进行焊接获得周向焊接部。

[0029] 根据另一实施例,连接销和螺母通过压入配合连接,以获得不可拆卸的完整连接件。

[0030] 根据另一特征,固定系统包括带有可折叠凸耳的垫圈,垫圈包括环、第一可折叠凸耳和第二可折叠凸耳,环在操作中定位在螺母和第二分支之间的管状延伸部周围,第一可折叠凸耳被构造为能够在操作中抵靠螺母的外周壁弯曲,第二可折叠凸耳被构造为能够在操作中抵靠第二分支的外周面弯曲。

[0031] 本发明还涉及一种发动机附件或飞机,其包括根据上述特征之一的组件。

附图说明

[0032] 本发明的其他特征和优点将从下面的描述中看到,其中仅是通过示例的方式并参考附图进行描述,其中:

[0033] -图1是飞机的侧视图,

[0034] -图2是示出根据实施例的连接至机翼的推进单元的示意性侧视图,

[0035] -图3是示出根据实施例的前发动机附件的透视图,

[0036] -图4是示出了现有技术的实施例的发动机附件中的组件的截面视图,

[0037] -图5是示出了本发明的第一实施例的发动机附件的组件的示意性剖视图,

[0038] -图6是图5所示组件的侧视图,

[0039] -图7是示出了本发明的第二实施例的发动机附件的组件的一部分的截面视图,

[0040] -图8是其示出了本发明的第三实施例的发动机支架的组件的一部分的截面视图,

[0041] -图9是示出了本发明的第四实施例的连接销和螺母压入之前的透视图,

[0042] -图10是在连接销和螺母压入之前的、图9中示出的连接销和螺母的纵向剖视图,

[0043] -图11是在连接销和螺母压入之后的、图9中示出的连接销和螺母的透视图,

[0044] -图12是在连接销和螺母压入之后的、图9中示出的连接销和螺母的纵向剖视图,

[0045] -图13是示出了根据本发明的实施例的发动机附件的组件的不同装配阶段的视图。

[0046] 发明内容

[0047] 根据图5所示的一个实施例,前发动机附件60的一部分包括与飞机发动机(或其壳体之一)成一体的轭架62,其具有第一分支64和第二分支66,通过连接件68连接到连杆70,连杆70本身连接到飞机桅杆的主要结构。连接件68包括连接销72以及第一导向环74和第二导向环76,该连接销72在中心部分支撑球形连接件,该球形连接件连接连接销72和连杆70,第一导向环74和第二导向环76布置在球形连接件两侧,其连接连接销72和轭架62的分支64、66。

[0048] 第一分支64包括朝向第二分支66取向的内表面64I和平行于内表面64I的外表面64E。第二分支66包括朝向第一分支64取向的内表面66I和平行于内表面66I的外表面66E。根据一种构造,第一分支64的外表面64E难以接近,并且外表面64E经由第二分支66的外表面66E引入连接销72。

[0049] 第一分支64支撑第一导向环74,该第一导向环74具有管状主体74.1以及在管状主体74.1的第一端处的外凸缘74.2,该第一导向环74在操作中抵靠第一分支64的内表面64I。管状主体74.1具有内径D74。

[0050] 第二分支66支撑第二导向环76,第二导向环76具有管状主体76.1、外凸缘76.2和管状延伸部78,外凸缘76.2在管状主体76.1的第一端处,其在操作中抵靠第二分支66的内表面66I,管状延伸部78在管状主体76.1中,管状延伸部78相对于第二分支66的外表面66E突出。管状主体76.1包括与第一导向环74的内径D74基本相同的内径D76。

[0051] 连接销72是具有轴线A72的圆柱体。

[0052] 在本说明书的其余部分中,纵向是平行于轴线A72的方向,而径向是垂直于轴线A72的方向。纵向平面是包含轴线A72的平面,而横向平面是垂直于轴线A72的平面。最后,如果一个表面围绕轴线A72延伸,则该表面称为周向,如果一个表面在近似垂直于轴线A72的

平面内延伸,则该表面称为横向。

[0053] 连接销72还包括圆柱形的外周表面72E,基本垂直于轴线A72的第一横向表面72.1和基本垂直于轴线A72的第二横向表面72.2。

[0054] 连接销72的外径D72基本等于第一导向环74和第二导向环76的内径D74、D76。

[0055] 除了第二导向环76之外,连接件68的其他元件可以与现有技术的元件相同。

[0056] 尽管本文的描述应用于前发动机附件60,但是本发明不限于这种应用。因此,本发明可以应用于包括连接销的任何组件,例如,发动机附件或机翼附件的第一部分和第二部分之间的组件,第一部分(对应于图5中的轭架62)直接或间接地连接到发动机、桅杆的主要结构或飞机机翼,第二部分(对应于图5中的连杆70)直接或间接地连接到飞机的、除连接到第一部分的发动机、桅杆的主要结构或飞机机翼以外的其他部分。

[0057] 第二导向环76的管状延伸部78包括横向边缘78.1和具有螺纹部分80的外周面78E。

[0058] 第二导向环76的管状延伸部78和管状主体76.1具有相同的内径。

[0059] 当外凸缘76.2抵靠第二分支66的内表面66I时,螺纹部分80的长度L80近似等于相对于第二分支66的外表面66E突出的管状延伸部78的长度。

[0060] 该组件还包括锁定系统82,该锁定系统82使连接销72平移和旋转,该锁定系统82包括螺母84和固定系统86,螺母84拧到第二导向环76的管状延伸部78的螺纹部分80上,固定系统86配置为使螺母84在平移和/或旋转中被固定。

[0061] 根据本发明的一个特征,螺母84和连接销72通过不可拆卸的完整连接件连接或形成单个部件,从而螺母84和连接销72相对于彼此固定。

[0062] 根据一个实施例,螺母84包括外周壁84E、内周壁84I、第一横向表面84.1和第二横向表面84.2,第一横向表面84.1在操作中朝向第二分支66取向,第二横向表面84.2与第一横向表面84.1相对。

[0063] 内周壁84I具有内螺纹,该内螺纹配置为拧到管状延伸部78的螺纹部分80上。

[0064] 第一横向表面和第二横向表面84.1、84.2大致垂直于轴线A72。

[0065] 螺母84的外周壁84E包括至少一个平面88。根据一种配置,螺母84的外周壁84E包括围绕其周向分布的多个平面88(在图6中可见)。例如,螺母84的外周壁84E具有六边形截面。

[0066] 根据一个实施例,固定系统86包括垫圈90(在图6至图9中可见)。

[0067] 根据图6中可见的构造,第二分支66包括连接外表面66E和内表面66I的外围表面91,该外围表面包括在两侧延伸有两个基本平坦的侧面91.2、91.3的圆柱部分91.1。

[0068] 垫圈90包括圆盘形式的环92、第一可折叠凸耳94.1和第二可折叠凸耳94.2,环92具有外边缘和圆柱形的内边缘,其直径大于管状延伸部78的外径,第一可折叠凸耳94.1设置在环92的外边缘处,配置为在操作中抵靠螺母84的外周壁84E弯曲,第二可折叠凸耳94.2设置在环92的外边缘处,配置为抵靠第二分支66的周向表面91弯曲。在操作中,垫圈90的环92插在第二分支66和螺母84之间。根据一种配置,垫圈90包括径向相对的两个第二可折叠凸耳94.2和径向相对的两个第一可折叠凸耳94.1,两个第一可折叠凸耳94.1与两个第二可弯曲凸耳94.2等距。

[0069] 当然,本发明不限于螺母84的固定系统86。作为替代或者额外地,固定系统86可包

括穿过螺母84的销、管状延伸部78和连接销72。

[0070] 根据第一实施例,连接销72和螺母84是一体的并且由单块材料制成。

[0071] 根据该第一实施例,连接销72和螺母84通过机械加工、3D打印或任何其他工艺来制造。

[0072] 根据该第一实施例,连接销72的第二横向表面72.2和螺母84的第二横向表面84.2在同一横向平面中。形成连接销72和螺母84的材料块还包括横向壁96,横向壁96连接连接销72和螺母84的横向壁96。因此,横向壁96、连接销72和螺母84限定纵向凹槽98,该纵向凹槽98在连接销72的整个周向上延伸,并被构造为容纳管状延伸部78。

[0073] 根据图7和8中示出的第二实施例和第三实施例,连接销72和螺母84通过至少一个焊接部100.1、100.2连接,从而通过不可拆卸的完整连接件连接。

[0074] 根据图7中示出的第二实施例,螺母84包括位于螺母84的第二横向表面84.2的延伸部中的横向壁102,该横向壁102封闭螺母84以便与内周壁84I限定出一个空间,该空间被构造为能够在操作中容纳连接销72的端部和管状延伸部78。

[0075] 横向壁102具有朝向连接销72的第二横向表面72.2取向的内表面102I,该内表面102I通过至少一种表面型焊接部100.1连接至第二横向表面。

[0076] 根据一种方法,通过摩擦焊接获得表面型焊接部100.1。

[0077] 根据图8中示出的第三实施例,螺母84包括内凸缘104,其位于螺母84的第二横向表面84.2的延伸段中,并相对于内周壁84I突出,内凸缘104具有与连接销72的外周表面72E相邻的内边缘104.1。

[0078] 连接销72的第二横向表面72.2和螺母84的第二横向表面84.2位于同一平面中,螺母84的内凸缘104的内边缘104.1和连接销72的外周表面72E通过至少一个周向焊接部100.2连接,周向焊接部100.2形成在连接销72的周向的至少一部分上延伸的焊缝。根据一种配置,周向焊接部100.2s在连接销72的整个周向上连续地延伸。

[0079] 根据一种方法,通过使用诸如电子束的能量束进行焊接来获得周向焊接部100.2。

[0080] 根据图9至图12所示的第四实施例,连接销72和螺母84通过压入配合106连接,从而获得不可拆卸的完整连接件。根据一种方法,压入配合是使用液氮的冷压配合。为此,螺母84在其装配之前包括内凸缘108,该内凸缘108位于螺母84的第二横向表面84.2的延伸中,并相对于内周壁84I突出,具有略小于连杆销72的外径D72的内径D108。

[0081] 根据这些不同的实施例,由连接销72和螺母84形成的组件包括内部凸缘104、108或连接连接销72和螺母84的横向壁96、102,从而限定纵向凹槽98,该纵向凹槽98在连接销72的整个周向上延伸,并被构造为容纳管状延伸部78。

[0082] 螺母84和连接销72形成单个单元,并且螺母84相对于轭架62在平移和旋转中被固定,连接销72也相对于轭架62在平移和旋转中被固定。

[0083] 本发明还使得可以获得具有更少数量的零件的组件,这有利于装配和拆卸。

[0084] 在图9中,描述了一种安装组件的方法。

[0085] 在第一步骤中,将第二导向环76插入第二分支66的孔中,并将第一导向环74插入第一分支64的孔中。第一导向环74和第二导向环76的插入的顺序可以颠倒。第一导向环74和第二导向环76的外凸缘抵靠在第一分支64和第二分支66的内表面64I和66I上。第二导向环76的管状延伸部78相对于第二分支66的外表面66E突出。

- [0086] 在第二步骤中,连杆70位于第一分支64和第二分支66之间。
- [0087] 在第三步骤中,垫圈90被定位成围绕管状延伸部78。
- [0088] 在第四步骤中,将连接销72插入第二导向环66,接着插入连杆70,然后插入第一导向环64。将螺母84拧到位于底部的管状延伸部78上,直到第二分支66和螺母84之间只剩下一个很小但足以容纳垫圈90的空间。
- [0089] 在第五步骤中,第一可折叠凸耳94.1相对于螺母84的外周面84E的平面88弯曲 90° ,并且第二可弯曲凸耳94.2相对于第二分支66的侧面91弯曲。
- [0090] 由此,螺母84和连接销72在旋转和平移上被固定。

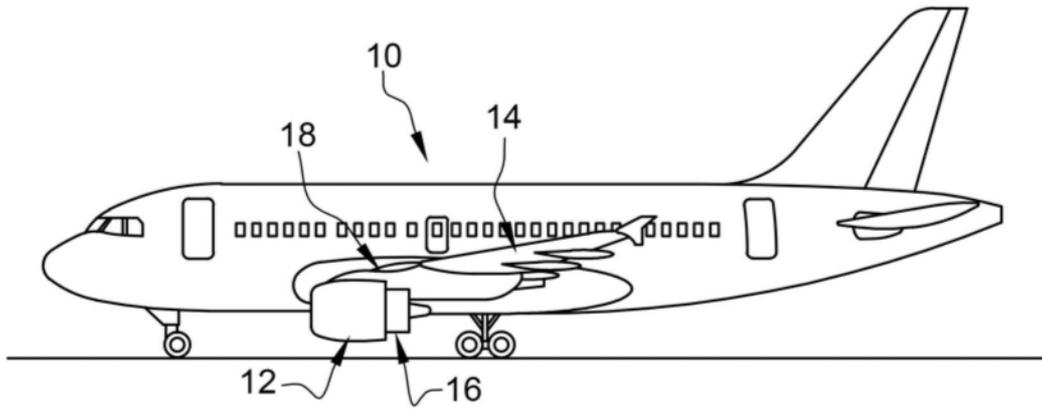


图1

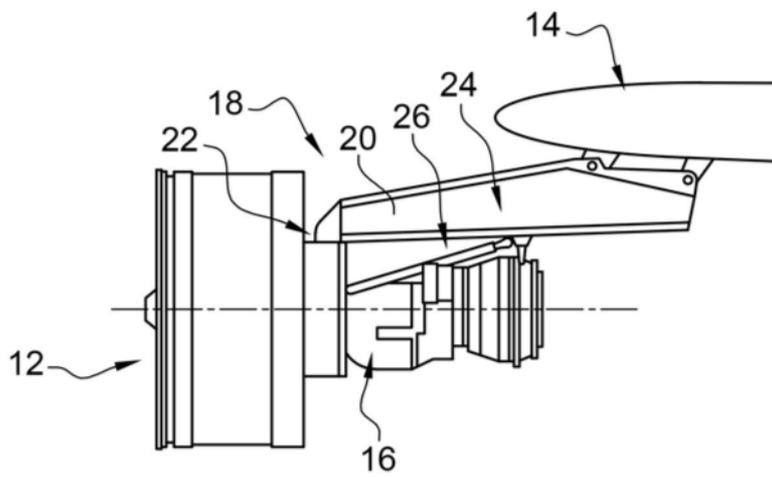


图2

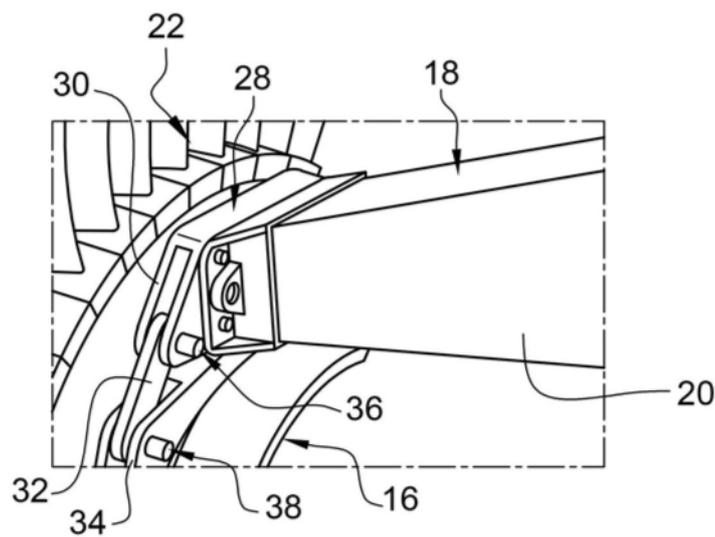


图3

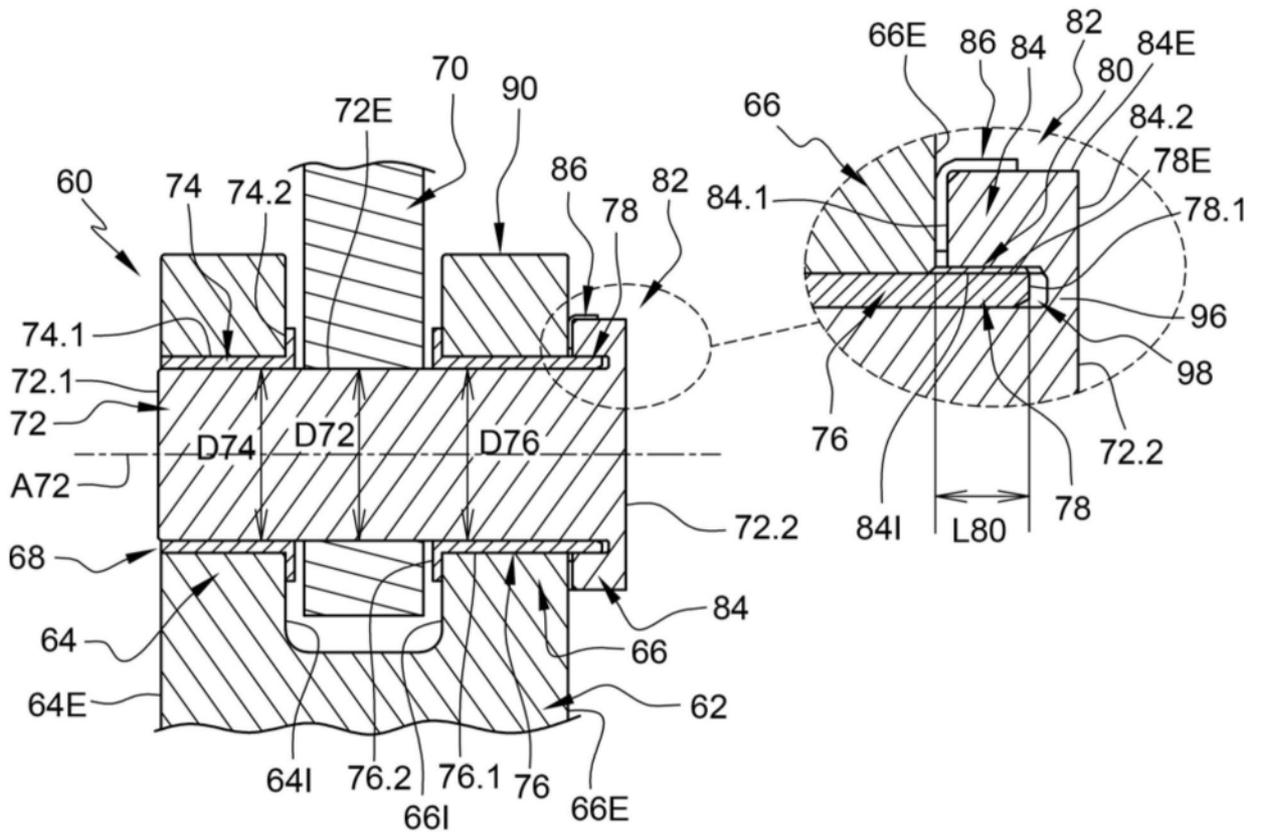


图5

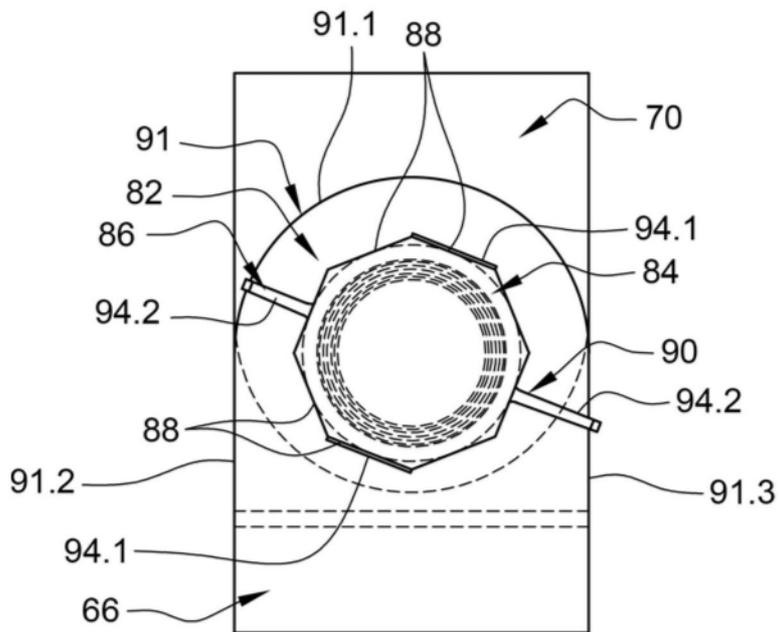


图6

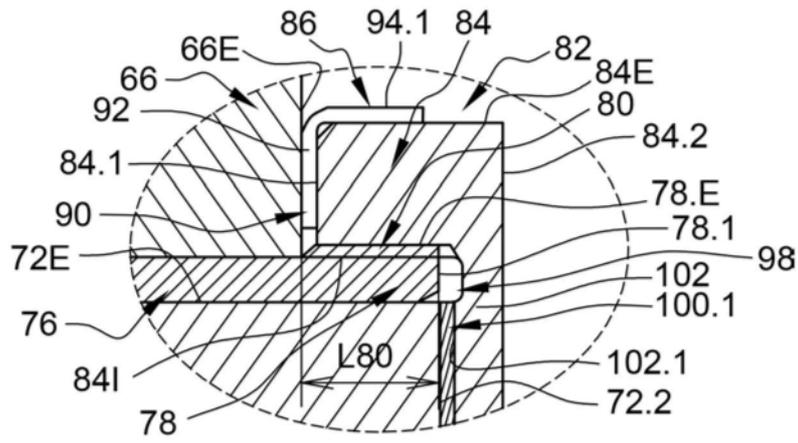


图7

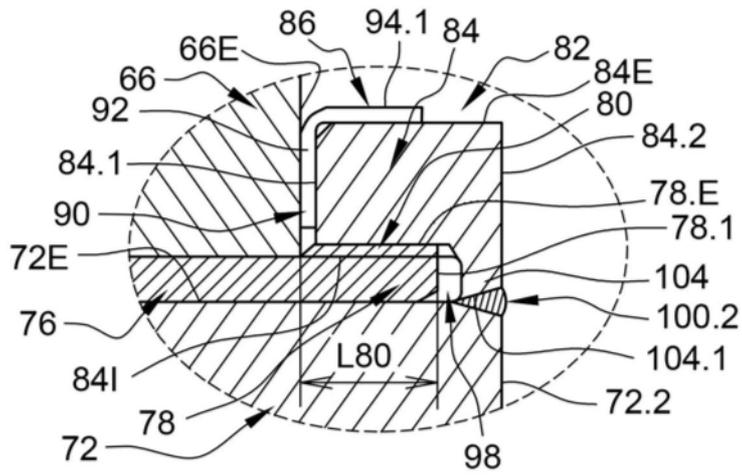


图8

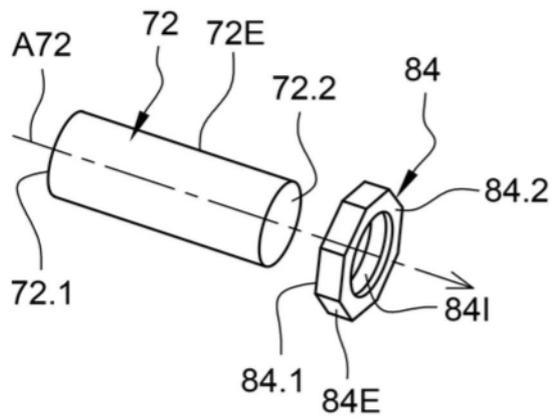


图9

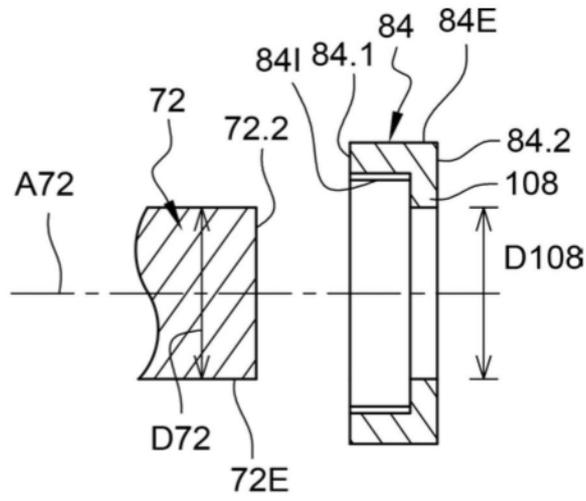


图10

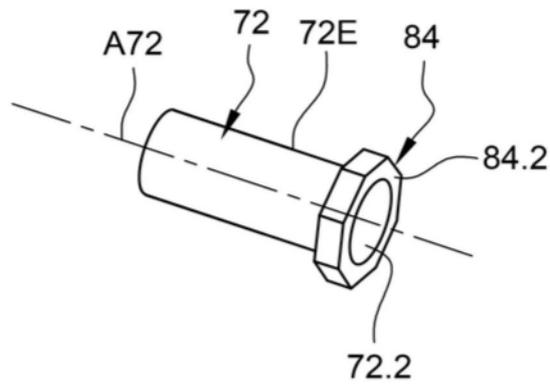


图11

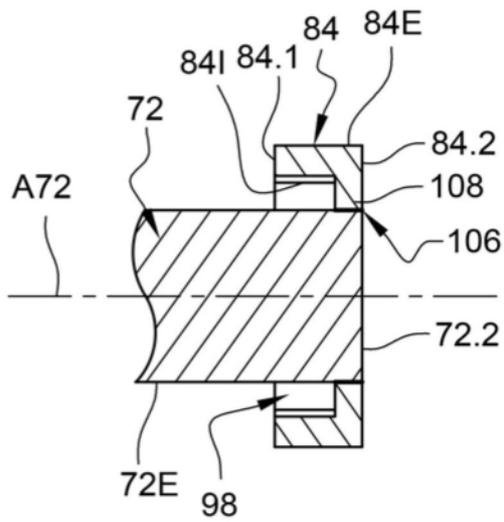


图12

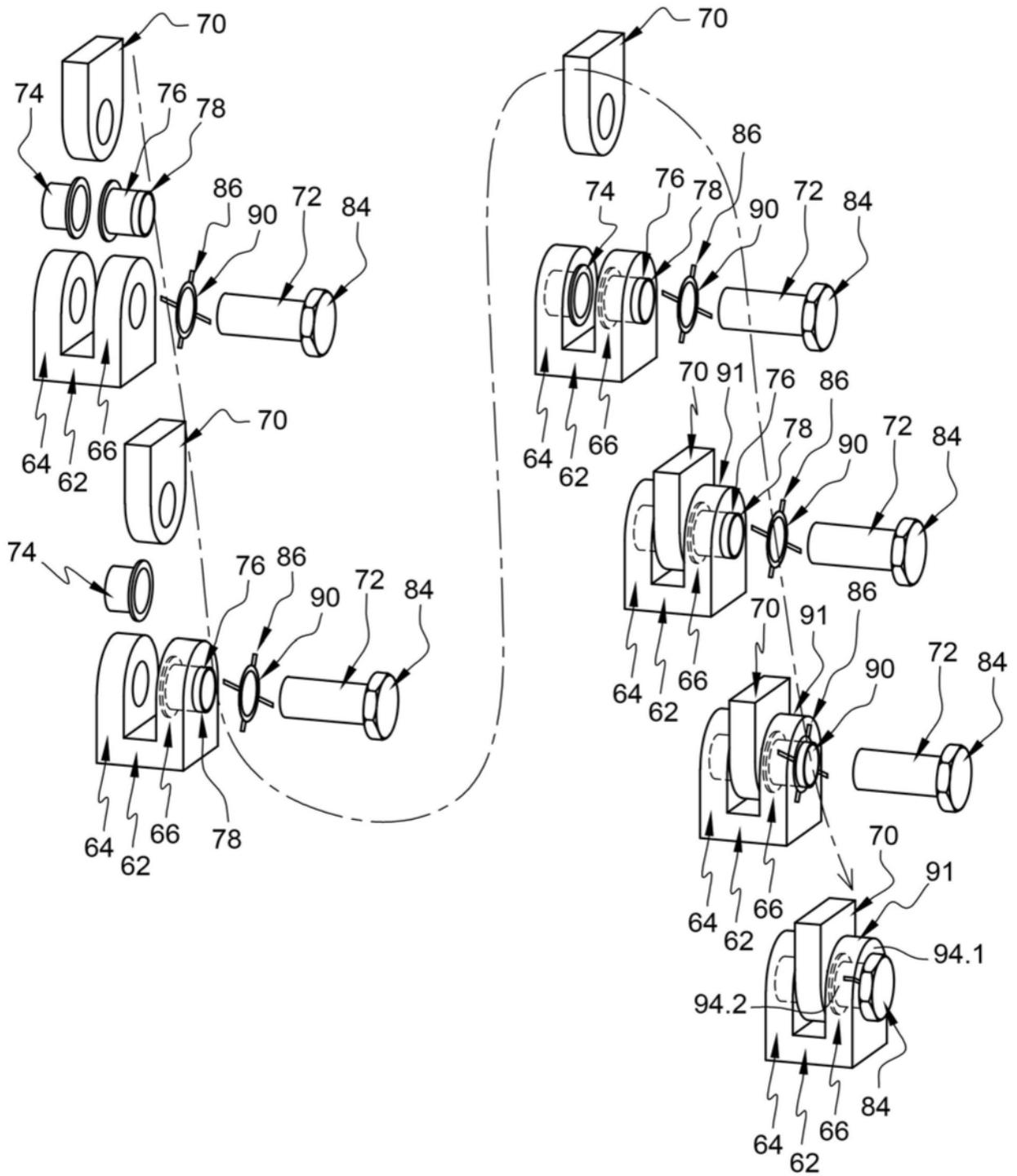


图13