(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 119142543 A
(43)申请公布日 2024.12.17

(21)申请号 202410767233.8

(22)申请日 2024.06.14

(30)优先权数据
23382596.7 2023.06.15 EP

(71)申请人 空中客车西班牙有限责任公司
地址 西班牙

(72)发明人 豪尔赫·巴列斯特罗门德斯
努里亚·科梅纳雷霍马特利亚诺
劳尔-乔斯·戈麦斯比斯凯诺
阿纳·费尔南德斯拉米雷斯
丹尼尔·塞纳达莫拉莱斯
塞萨尔·朱利安·希门尼斯罗德里格斯

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227
专利代理师 王艳江

(51)Int.Cl.
B64D 37/04(2006.01)
B64D 37/30(2006.01)
B64D 37/06(2006.01)

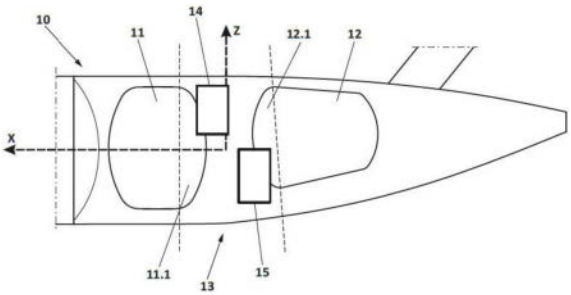
权利要求书2页 说明书9页 附图3页

(54)发明名称

飞行器机身部段以及飞行器

(57)摘要

本发明提供了一种飞行器机身部段以及飞行器。该飞行器机身部段包括以尾部串联构型布置的第一燃料储存罐和第二燃料储存罐。更具体地，本发明涉及所述第一罐和第二罐的布置结构，在该布置结构中，容纳有导管的相应壳体布置在机身的相同部段中并且在第一罐与第二罐之间间隔开，该导管构造成用于将燃料分配到罐的内部和从罐的内部分配燃料。



CN 119142543 A

1.一种沿着纵向方向(X)延伸的飞行器机身部段(10),其中,所述机身部段(10)包括第一燃料储存罐(11)和第二燃料储存罐(12),所述第一燃料储存罐(11)和所述第二燃料储存罐(12)以尾部串联构型布置,使得所述第二罐(12)相对于所述第一罐(11)根据所述纵向方向(X)连续地布置;

其中,所述第一罐(11)包括朝向所述第二罐(12)定向的第一端部部分(11.1),并且所述第二罐(12)包括朝向所述第一罐(11)定向的第二端部部分(12.1),使得在所述第一罐(11)的所述第一端部部分(11.1)与所述第二罐(12)的所述第二端部部分(12.1)之间限定有机身分部段(13);

其中,所述飞行器机身部段(10)还包括:

第一壳体(14),所述第一壳体(14)布置在所述第一罐(11)的所述第一端部部分(11.1)处,所述第一壳体(14)构造成对与所述第一罐(11)的内部流体连通的导管进行容纳,以及

第二壳体(15),所述第二壳体(15)布置在所述第二罐(12)的所述第二端部部分(12.1)处,所述第二壳体(15)构造成对与所述第二罐(12)的内部流体连通的导管进行容纳;

并且其中,

所述第一壳体(14)从所述第一罐(11)的所述第一端部部分(11.1)延伸到所述机身分部段(13)中,

所述第二壳体(15)从所述第二罐(12)的所述第二端部部分(12.1)延伸到所述机身分部段(13)中,并且

所述第一壳体(14)根据在垂直于所述纵向方向(X)的平面中包含的分隔方向与所述第二壳体(15)间隔开。

2.根据权利要求1所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一壳体(14)和所述第二壳体(15)布置成使得垂直于所述纵向方向(X)的至少一个平面与两个壳体(14、15)相交。

3.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一壳体(14)和所述第二壳体(15)之间的在所述分隔方向上的分隔距离与所述第一壳体(14)和所述第二壳体(15)的在所述分隔方向上的尺寸大小之间的比率包括在8%至10%的范围内。

4.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中:

所述第一壳体(14)和所述第二壳体(15)中的每一者的在所述分隔方向上的尺寸包括在所述飞行器机身部段(10)的在所述分隔方向上的尺寸的40%至45%的范围内;并且/或者

所述第一壳体(14)和所述第二壳体(15)之间的在所述分隔方向上的所述分隔距离包括在所述飞行器机身部段(10)的在所述飞行器机身部段(10)的所述分隔方向上的尺寸的2%至10%的范围内。

5.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一壳体(14)和/或所述第二壳体(15)构造成将限定在其内的相应的封闭容积保持在真空条件下。

6.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述飞行器机身部段(10)包括机架,并且其中,所述第一壳体(14)和/或所述第二壳体(15)与所述机架间隔开。

7.根据权利要求6所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一壳体(14)和/或所述第二壳体(15)与所述机架的最近部分间隔开的距离大于或等于所述飞行器机身部段(10)的

在所述分隔方向上的尺寸的约4％。

8.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一罐(11)和/或所述第二罐(12)包括呈大致筒形几何形状的中央部分。

9.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一罐(11)和/或所述第二罐(12)包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分。

10.根据权利要求9所述的飞行器机身部段(10),还包括尾锥,其中,所述第二罐(12)包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分并且布置在所述尾锥的渐缩部段处,使得所述第二罐(12)和所述尾锥的所述渐缩部段两者的横向区域沿着所述纵向方向减小。

11.根据权利要求8至10中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一罐(11)和所述第二罐(12)以其相应的大致筒形和/或大致截头圆锥形的中央部分的纵向轴线与所述飞行器机身部段(10)的所述纵向方向对准且平行的方式布置。

12.根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一罐(11)的所述第一端部部分(11.1)和/或所述第二罐(12)的所述第二端部部分(12.1)设置有圆顶形几何形状。

13.根据前一权利要求所述的飞行器机身部段(10),其中,所述第一壳体(14)和/或所述第二壳体(15)布置在所述第一罐(11)和/或所述第二罐(12)的相应圆顶形端部部分的顶点处。

14.一种飞行器(20),所述飞行器(20)包括根据前述权利要求中的任一项所述的飞行器机身部段(10)。

飞行器机身部段以及飞行器

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器中的燃料储存系统的技术领域。特别地,本发明提供了飞行器部段,该飞行器部段包括以尾部串联构型布置的第一燃料储存罐和第二燃料储存罐。

背景技术

[0002] 由于环境原因,必须越来越多地面对减少使用化石燃料的挑战。在这种情况下,基于可再生能源生产的氢是高效能源供应的合理候选者。氢的高能量密度使其成为飞行器应用的新兴替代性燃料。

[0003] 特别地,氢对于高空中-短程飞行器是有吸引力的燃料,因为与传统的碳氢化合物燃料相比,氢每千克所含能量约为3倍。因此,在飞行器应用中,所述氢的高比能量可能是关键的促成因素。然而,实际问题在很大程度上阻碍了它的使用。虽然氢的比能量非常高,但单位体积的能量相对较低。液态氢(LH2)相对于气态形式提高了其能量密度,同时由于液态状态下的低压力,允许降低将氢限制在其内所需的罐的质量。与处于88K和700巴的40克/升的气态氢相比,在20K和1巴压力下的液态氢具有70克/升的密度。只有低温压缩的氢具有较高的密度,在38K和300巴下具有80克/升的值。根据这些参数,液化低温形式允许在低压力下的有效储存。

[0004] 在这方面,LH2低温罐(即构造成用于容纳液态氢且用于保持必要条件以将氢保持在液态状态的罐)是未来几代重型运载火箭、太空探索结构以及新型绿色飞行器的结构的关键部件中的一者。在飞行器中,由于需要减轻重量并具有良好的隔热和渗透性能,因此最大的挑战在于开发储存氢的系统。

[0005] 飞行器工业中的另外的挑战是对飞行器内部的可用容积进行最佳利用,该可用容积用于对燃料储存元件以及用于燃料调节、维持最佳操作条件和燃料分配的附加元件和装备进行容纳。

发明内容

[0006] 本发明提供了一种飞行器机身部段和一种飞行器。

[0007] 在第一发明方面,本发明提供了一种沿着纵向方向延伸的飞行器机身部段,其中,该机身部段包括第一燃料储存罐和第二燃料储存罐,第一燃料储存罐和第二燃料储存罐以尾部串联构型布置,使得第二罐相对于第一罐根据纵向方向连续地布置,

[0008] 其中,该第一罐包括朝向该第二罐定向的第一端部部分,并且该第二罐包括朝向该第一罐定向的第二端部部分,使得在该第一罐的第一端部部分与该第二罐的第二端部部分之间限定有机身分部段,

[0009] 其中,该飞行器机身部段还包括:

[0010] 第一壳体,该第一壳体布置在该第一罐的第一端部部分处,该第一壳体构造成对与该第一罐的内部流体连通的导管进行容纳,以及

[0011] 第二壳体,该第二壳体布置在该第二罐的第二端部部分处,该第二壳体构造成对

与该第二罐的内部流体连通的导管进行容纳，

[0012] 并且其中，

[0013] 该第一壳体从该第一罐的第一端部部分延伸到该机身分部段中，

[0014] 该第二壳体从该第二罐的第二端部部分延伸到该机身分部段中，并且

[0015] 该第一壳体根据在垂直于纵向方向的平面中包含的分隔方向与该第二壳体间隔开。

[0016] 在整个文件中，关于术语“第一燃料储存罐”，术语“第一罐”也将用于指代这样的“第一燃料储存罐”。同样地，关于术语“第二燃料储存罐”，术语“第二罐”也将用于指代这样的“第二燃料储存罐”。

[0017] 关于第一罐和第二罐，在同一飞行器部段中具有多于单个罐提供了各种益处，比如由于冗余而增加安全性。在该意义上，两个罐的存在起到了操作备用的作用，这在第一罐或第二罐中的一者的功能或部件中的一者发生故障的情况下增加了飞行器部段的燃料储存容量的可靠性。

[0018] 应当理解的是，两个罐都构造成用于在其中容纳燃料。优选地，两个罐都是低温罐并且都构造成用于对液态氢(LH2)或飞行器工业中使用的任何其他合适的燃料进行容纳。

[0019] 关于相应的第一罐和第二罐的第一端部部分和第二端部部分，它们应当被理解为每个罐的分别定位在根据机身部段的纵向方向的最后位置和最前位置的部分。

[0020] 更具体地，一旦飞行器机身部段实现为飞行器的一部分，飞行器机身部段的纵向方向就对应于所述飞行器的纵向轴线，并且垂直平面是由飞行器的俯仰轴线和偏航轴线(即，在考虑到直线巡航飞行时的水平轴线和竖向轴线)限定的平面。在这方面，应当理解的是，飞行器的最前部分对应于驾驶舱，并且飞行器的最后部分对应于尾锥。在该意义上，应当理解的是，第一罐的第一端部部分向后定向，并且第二罐的第二端部部分向前定向。

[0021] 关于串联构型，第一罐和第二罐根据机身部段的纵向方向一个接一个地布置使得可以使意于容纳第一罐和第二罐中的每一者的机身部段的横截面优化。因此，还优化了飞行器的机身部段中的燃料总容积。

[0022] 根据本发明，在第一罐与第二罐之间沿着纵向方向存在分隔。在这方面，第一罐的第一端部部分和第二罐的第二端部部分布置成沿相反方向定向，并且两个罐布置成使得在第一罐的第一端部部分与第二罐的第二端部部分之间建立有预定距离。也就是说，第一罐的第一端部部分朝向第二罐的位置定向，并且第二罐的第二端部部分朝向第一罐的位置定向，并且在第一罐的第一端部部分与第二罐的第二端部部分之间限定有飞行器机身部段的一定容积。

[0023] 在这方面，所述容积沿着两个罐之间限定的距离纵向延伸，并且应当被视为飞行器机身部段的分部段。

[0024] 关于分别布置在第一罐的第一端部部分处和第二罐的第二端部部分处的第一壳体和第二壳体，这些壳体构造成对与相应的第一罐或第二罐的内部流体连通的导管进行容纳。更具体地，在这些壳体内部可以具有用于执行诸如补充燃料、主发动机的供给、不同罐之间的分配或者罐的通风之类的任务的一组不同的管道和/或阀系统。应当理解的是，这样的壳体应当设置有用于管道的必要的通道装置(即开口)、比如槽或孔，该管道将燃料从罐中按路径进行输送和将燃料按路径输送到罐中。

[0025] 有利地,壳体提供了从各自相应的罐延伸的封围件,该封围件起到安全层的作用以防止在燃料泄漏的情况下发生任何故障并使罐与其外部环境之间的热梯度效应最小化。

[0026] 关于第一壳体和第二壳体相对于彼此的布置,第一壳体从第一罐的第一端部部分延伸到机身分部段中,并且第二壳体从第二罐的第二端部部分延伸到机身分部段中,第一壳体与第二壳体根据在垂直于纵向方向的平面中限定的任何方向彼此间隔开。所述方向在本文中被称为“分隔方向”。

[0027] 在第一壳体与第二壳体之间建立的分隔通过防止两个壳体之间的直接接触来提高包括有本发明的飞行器机身部段的飞行器的操作安全性。

[0028] 另外,两个壳体在飞行器机身部段的共同容积(即,在第一罐的第一端部部分与第二罐的第二端部部分之间限定的机身分部段)中的布置提供了紧凑的构造布局,该布局允许优化飞行器机身部段的下述容积:该容积专用于容纳元件以及构造成覆盖并保护元件的第一壳体和第二壳体,所述元件负责将燃料从罐中按路径进行输送和运送以及将燃料按路径输送和运送到罐中。

[0029] 有利地,减小了飞行器机身部段的保持罐和壳体所需的长度以及包括有所述飞行器机身部段的飞行器的机身总长度。

[0030] 关于用于制造罐的材料,在实施方式中,第一罐或第二罐中的至少一者由纤维增强聚合物(“FRP”)材料(也被称为“复合材料”)制成。

[0031] 有利地,使用复合材料用于罐的制造提供了复合材料的在材料性能、重量减轻、材料成本、生产和工业化特征方面的优点。

[0032] 在实施方式中,第一罐或第二罐中的至少一者是金属的。

[0033] 根据本发明,壳体至少根据在垂直于纵向方向的平面中限定的任何方向偏移。

[0034] 在实施方式中,第一壳体还根据纵向方向与第二壳体间隔开。

[0035] 在该实施方式中,第二壳体的最前部分相对于第一壳体的最后部分设置在后面。

[0036] 在另一实施方式中,第一壳体和第二壳体布置成使得垂直于纵向方向的至少一个平面与两个壳体相交。

[0037] 在该实施方式中,第一壳体和第二壳体沿着纵向方向的至少一部分交叠(即,占据相同位置)。然而,由于第一壳体和第二壳体沿着垂直于纵向方向的方向分隔开,所以在两个壳体之间不存在直接接触。

[0038] 一旦飞行器机身部段实现为飞行器的一部分,飞行器机身部段的纵向方向就对应于所述飞行器的纵向轴线,并且垂直平面是由飞行器的俯仰轴线和偏航轴线(即,在考虑到直线巡航飞行时的水平轴线和竖向轴线)限定的平面。

[0039] 在飞行器机身部段实现为飞行器的一部分的特定实施方式中,第一壳体根据飞行器的偏航轴线与第二壳体间隔开。

[0040] 在飞行器机身部段实现为飞行器的一部分的特定实施方式中,第一壳体根据飞行器的俯仰轴线与第二壳体间隔开。

[0041] 在飞行器机身部段实现为飞行器的一部分的特定实施方式中,第一壳体根据飞行器的偏航轴线和俯仰轴线与第二壳体间隔开。

[0042] 在特定实施方式中,第一壳体和第二壳体之间的在分隔方向上的分隔距离与第一壳体和第二壳体在分隔方向上的尺寸大小之间的比率包括在8%至10%的范围内。

[0043] 如前所限定的,根据本发明,壳体根据在垂直于纵向方向的平面中包含的任何方向偏移。在这个意义上,一旦飞行器机身部段实现为飞行器的一部分,飞行器机身部段的纵向方向就对应于所述飞行器的纵向轴线,并且垂直平面是由飞行器的俯仰轴线和偏航轴线(即在考虑到直线巡航飞行时的水平轴线和竖向轴线)限定的平面。

[0044] 因此,所限定的比率是指第一壳体和第二壳体之间的沿着分隔方向的分隔距离与所述壳体的沿着所述分隔方向的尺寸或大小之比。

[0045] 在特定的实施方式中,第一壳体和第二壳体中的每一者的在分隔方向上的尺寸包括在飞行器机身部段的在分隔方向上的尺寸的40%至45%的范围内。

[0046] 在特定实施方式中,第一壳体与第二壳体之间的在分隔方向上的分隔距离包括在飞行器机身部段的在分隔方向上的尺寸的2%至10%的范围内。

[0047] 在实施方式中,第一壳体与第二罐根据纵向方向分隔开一距离。

[0048] 在实施方式中,第二壳体与第一罐根据纵向方向分隔开一距离。

[0049] 在实施方式中,第一壳体与第一罐的第一端部部分之间的联接限定了第一壳体的内表面与第一端部部分之间的封闭容积。

[0050] 在实施方式中,第二壳体与第二罐的第二端部部分之间的联接限定了第二壳体的内表面与第二端部部分之间的封闭容积。

[0051] 在实施方式中,第一壳体与第一罐的第一端部部分之间的联接构造成确保限定在其内的封闭容积的密封性。

[0052] 在实施方式中,第二壳体与第二罐的第二端部部分之间的联接构造成确保限定在其内的封闭容积的密封性。

[0053] 在实施方式中,在第一壳体和/或第二壳体与相应的第一端部部分和/或第二端部部分之间限定的容积对将燃料从罐中按路径进行输送和将燃料按路径输送到罐中的管道的一部分进行容纳。在这方面,应当理解的是,壳体与相应的端部部分之间的任何连接接合部以及壳体与穿过所述壳体的任何管道之间的连接接合部都设置有流体密封配合。

[0054] 在实施方式中,第一壳体和/或第二壳体构造成将限定在其内的封闭容积保持在真空条件下。

[0055] 有利地,在相应的壳体内部提供的真空为容纳在第一壳体和/或第二壳体内的管道和/或阀系统提供了最佳的隔热性能,并且提供了关于在燃料泄漏的情况下防止任何故障的增强性能并减少了罐与其外部环境之间的热梯度效应。

[0056] 在特定实施方式中,飞行器机身部段包括机架,并且第一壳体和/或第二壳体与该机架间隔开。

[0057] 根据该实施方式,第一壳体和/或第二壳体定尺寸成不横向(即在横截面中)占据它们定位在其中的机身部段的总容积。在这个意义上,相应壳体的所有点与飞行器机身的机架应当存在间隙。

[0058] 在壳体与飞行器的机身部段的纵向方向不对准、即壳体偏移并更靠近机架的特定区域的实施方式中,专用于对罐及其相应壳体进行容纳的容积可以通过并排构型或上下构型进行优化,但保持相应壳体相对于该机架的最近区域的间隙。通过防止相应壳体与机架之间的直接接触,相对于机架的最近区域的该间隙允许增强操作安全条件。

[0059] 在实施方式中,罐具有回转体几何形状。

[0060] 在实施方式中,第一壳体和/或第二壳体与机架的最近部分间隔开的距离大于或等于飞行器机身部段在分隔方向上的尺寸的约4%。

[0061] 在特定实施方式中,第一罐包括呈大致筒形几何形状的中央部分。

[0062] 在特定实施方式中,第二罐包括呈大致筒形几何形状的中央部分。

[0063] 在特定实施方式中,第一罐包括呈大致椭圆形几何形状的中央部分。

[0064] 在特定实施方式中,第二罐包括呈大致椭圆形几何形状的中央部分。

[0065] 在特定的实施方式中,第一罐包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分。

[0066] 在特定的实施方式中,第二罐包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分。

[0067] 在特定的实施方式中,飞行器机身部段包括尾锥,并且第二罐包括具有大致截头圆锥形几何形状的中央部分且布置在尾锥的渐缩部段处,使得第二罐和尾锥的渐缩部段两者的横向区域沿着纵向方向减小。

[0068] 飞行器的机身通常分为三个主要部件:渐缩的机头部段、大致管状的部段以及渐缩的尾锥,渐缩的机头部段容纳驾驶舱的至少一部分,机组人员从该驾驶舱控制飞行器的操作,大致管状的部段容纳客舱。飞行器的尾锥由于其位置而在飞行器的结构和功能中起着至关重要的作用。

[0069] 尾锥限定在机身的旨在容纳有效载荷的管状部段的端部与机身的尾端部之间,并且因此代表了从具有基本恒定的直径的部段到渐缩部段的平滑过渡部,也就是说具有至少一个倾斜表面。

[0070] 考虑到上述情况,根据该实施方式,第二罐容纳在飞行器机身部段的尾锥中且具有呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分,呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分允许第二罐适配沿纵向方向向飞行器的最后部分逐渐变窄的几何形状,从而优化能够用于储存燃料的容积,并允许第二罐保持相对于尾锥的渐缩机架的间隙。

[0071] 在实施方式中,第一罐和第二罐以其相应的大致筒形和/或大致截头圆锥形的中央部分的纵向轴线与飞行器机身部段的纵向方向对准且平行的方式布置。

[0072] 在实施方式中,第一罐的第一端部部分设置有圆顶形几何形状。

[0073] 在实施方式中,第二罐的第二端部部分设置有圆顶形几何形状。

[0074] 圆顶形件是形状为圆形拱顶的结构元件并且通常具有圆形基部。圆形圆顶形件是回转表面。这些表面是通过将经线曲线绕轴线旋转而产生的。经线曲线被视为穿过圆顶形件的中心的横截面形成的曲线的一半。

[0075] 在实施方式中,第一端部部分和/或第二端部部分的圆顶形几何形状是球形帽的几何形状。

[0076] 在实施方式中,第一端部部分和/或第二端部部分设置成具有环形几何形状。

[0077] 在特定实施方式中,第一壳体布置在第一罐的圆顶形第一端部部分的顶点处。

[0078] 在特定实施方式中,第二壳体布置在第二罐的圆顶形第二端部部分的顶点处。

[0079] 应当理解的是,圆顶形端部部分的顶点(也被称为“极点”)应当对应于圆顶形的距离圆顶形端部部分的圆形基部最远的点。特别地,顶点通常对应于圆顶形结构与经线曲线围绕其旋转以产生圆顶几何形状的轴线的交叉点。

[0080] 圆顶形结构的顶点是相对于所述圆顶形结构的其他结构点的高刚度的点。在该意义上,圆顶形端部部分的顶点代表了用于对管道和阀系统进行布置的最佳位置,该管道和

阀系统将燃料按路径输送到罐中和将燃料从罐中按路径进行输送。

[0081] 在这方面,根据第一罐和/或第二罐包括有布置在圆顶形端部部分的顶点处的管道或阀系统的实施方式,相应的第一壳体和/或第二壳体优选地也布置在相应的顶点处。

[0082] 在第二发明方面,本发明提供了一种飞行器,该飞行器包括根据第一发明方面的任何实施方式的飞行器机身部段。

[0083] 在特定实施方式中,飞行器机身部段是飞行器的不受压的后部部段。

[0084] 本说明书(包括权利要求书、说明书和附图)中描述的所有特征和/或所述方法的所有步骤可以以任何组合进行组合,除了那种相互排斥的特征和/或步骤的组合以外。

附图说明

[0085] 参照附图,鉴于从本发明的优选实施方式中变得明显的本发明的详细描述,本发明的这些特征及优点和其他特征及优点将被清楚地理解,优选实施方式仅作为示例给出而不限于此。

[0086] 图1:该图示出了根据本发明的实施方式的飞行器机身部段的侧向横截面图的示意图。

[0087] 图2:该图示出了根据本发明的实施方式的飞行器机身部段的横截面俯视图的示意图。

[0088] 图3:该图示出了包括有根据本发明的实施方式的飞行器机身部段的飞行器的示意图。

具体实施方式

[0089] 已经概述了本发明的目的,在下文中将描述具体的非限制性的实施方式。

[0090] 图1示出了根据本发明的实施方式的飞行器机身部段10的侧向横截面图的示意图。

[0091] 更具体地说,示出的飞行器机身部段10是飞行器20的不受压机身部段,该飞行器机身部段10还包括飞行器20的尾锥,该飞行器机身部段10沿着纵向方向X(以虚线X表示)延伸。关于所述纵向方向,尽管仅示出了飞行器20的一部分,但是应当理解的是,纵向轴线X的正方向被认为是从飞行器20的尾锥朝向驾驶舱。在该意义上,尾锥被视为飞行器机身部段10的最后部分。另一方面,飞行器机身部段10的横截面(即垂直于纵向轴线X)限定了由用相应虚线示出的Y轴和Z轴限定的平面。如图1所示,Z轴(即飞行器的竖向方向、垂直于纵向轴线X)对应于偏航轴线。Y轴(即飞行器的水平方向、垂直于纵向轴线X)示出于将在下文中涉及描述的图2中,并且对应于俯仰轴线。

[0092] 如图1中可以看到的,飞行器机身部段10包括第一燃料储存罐11和第二燃料储存罐12,第一燃料储存罐11和第二燃料储存罐12以尾部串联构型布置,使得第二罐12相对于第一罐11根据纵向方向X连续地布置。

[0093] 第一罐11和第二罐12两者都构造成用于在其中容纳燃料。在实施方式中,两个罐11、12都是低温罐,并且都构造成用于容纳液态氢。

[0094] 如可以看到的,第一罐11包括呈大致筒形几何形状的中央部分。在所述中央部分的根据纵向轴线X的两侧处布置有两个相应的端部部分,所述端部部分设置为圆顶形几何

形状。更具体地,参照第一罐11的最后端部部分,该最后端部部分被称为第一罐11的第一端部部分11.1。如可以看到的,所述第一端部部分11.1向后定向,即朝向第二罐12的位置定向。

[0095] 第二罐12包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分。在所述中央部分的根据纵向轴线X的两侧处布置有两个相应的端部部分,所述端部部分设置为圆顶形几何形状。更具体地,参照第二罐12的最前端部部分,该最前端部部分被称为第二罐12的第二端部部分12.1。如可以看到的,所述第二端部部分12.1向前定向,即朝向第一罐11的位置定向。

[0096] 另外,如可以看出的,在该实施方式中,所示的飞行器20的飞行器机身部段10的尾锥如图1所示的具有底部表面向上倾斜的渐缩的几何形状,这导致机身横截面沿纵向方向向飞行器20的最后部分减小。

[0097] 在该意义上,在图1中示出的实施方式中,第二罐12的中央部分也设置有向上倾斜的最下表面(根据图1中提供的侧向视图),以适配尾锥的逐渐变窄的容积,从而优化能够用于储存燃料的容积。

[0098] 第一罐11的端部部分11.1和第二罐12的第二端部部分12.1布置成沿相反方向定向。在该意义上,如可以看到的,在第一罐11与第二罐12之间沿着纵向轴线X设置有分隔部。更具体地,飞行器机身部段10的一定容积被限定为飞行器机身部段10的机身分部段13,飞行器机身部段10的所述分部段13被限定在第一罐11的第一端部部分11.1与第二罐12的第二端部部分12.1之间。为了说明的目的,在图1和图2两者中示出了所述分部段13,所述分部段13通过在第一罐11和第二罐12中设置在中央部分与相应端部部分11.1、12.1之间的边界处的由虚线所表示的两个限制部而被约束。

[0099] 另外,第一罐11的第一端部部分11.1和第二罐12的第二端部部分12.1处分别布置有第一壳体14和第二壳体15。每个壳体14、15均构造成用于容纳导管(未示出)、比如与相应的第一罐11或第二罐12的内部流体连通的管道和/或阀系统,每个壳体14、15用作充当安全层的封围件以在燃料泄漏的情况下防止任何故障并且使相应的罐11、12与其外部环境之间的热梯度效应最小化。

[0100] 在图1中示出的实施方式中,第一壳体14和第二壳体15构造成将容纳在第一壳体14和第二壳体15中的导管保持在真空条件下。更具体地,第一壳体14与第一罐11的第一端部部分11.1之间的联接限定了第一壳体14的内表面与第一端部部分11.1之间的封闭容积。相继地,第二壳体15与第二罐12的第二端部部分12.1之间的联接限定了第二壳体15的内表面与第二端部部分12.1之间的封闭容积。

[0101] 在实施方式中,第一壳体14与第一罐11的第一端部部分11.1之间的联接确保了限定在其内的封闭容积的密封性。

[0102] 相继地,第二壳体15与第二罐12的第二端部部分12.1之间的联接确保了限定在其内的封闭容积的密封性。

[0103] 在这方面中,为了将容纳在其中的封闭容积保持在真空条件下,应当理解的是,壳体14、15与罐11、12的相应端部部分11.1、12.1之间的任何连接接合部以及壳体14、15与穿过所述壳体14、15的任何管道之间的任何连接接合部都设置有流体密封配合。

[0104] 关于第一壳体14和第二壳体15相对于彼此的布置,可以看到的是第一壳体14从第一罐11的第一端部部分11.1延伸到机身分部段13中,并且第二壳体15从第二罐12的第二端

部部分12.1延伸到机身分部段13中。在该意义上,图1示出了示意性地描绘为相应的正方形的两个壳体14、15。如可以看出的,第一壳体14和第二壳体15根据垂直于纵向方向X的方向并且更具体地根据Z轴而彼此间隔开。在该实施方式中,如可以看到的,壳体14、15根据上下布局布置。更具体地,第一壳体14相对于第二壳体15定位在上部位置。如所示出的,第一壳体14与第二罐12分隔开,并且更具体地与第二端部部分12.1根据纵向方向X分隔开一距离。相继地,第二壳体15与第一罐11的第一端部部分11.1根据纵向方向X分隔开一距离。另外,在该实施方式中,在第一壳体14与第二壳体15之间也存在根据纵向方向X的分隔距离。也就是说,第二壳体15的最前部分相对于第一壳体14的最后部分根据纵向方向X设置在后面。

[0105] 图2示出了根据本发明的实施方式的飞行器机身部段10的横截面俯视平面图的示意图。

[0106] 图2中所示的飞行器机身部段10与图1中所示的飞行器机身部段10相似。特别地,所示的飞行器机身部段10是飞行器20的不受压机身部段,所示的飞行器机身部段10也包括飞行器20的尾锥。

[0107] 可以看到第一燃料储存罐11和第二燃料储存罐12以尾部串联的构型布置成使得第二罐12相对于第一罐11根据纵向方向X连续地布置。

[0108] 至于用于对机身部段10的元件相对位置进行描述的几何参照,与图1中一样,应理解的是纵向轴线X的正方向被考虑为从尾锥朝向飞行器20的驾驶舱。Y轴(即飞行器的水平方向、垂直于纵向轴线X)对应于俯仰轴线。

[0109] 第二罐12包括呈大致截头圆锥形几何形状的中央部分,并且飞行器20的尾锥包括渐缩的几何形状,从而导致机身横截面沿纵向方向向飞行器20的最后部分减小。与图1所示的布局类似,其中央部分为截头圆锥形的第二罐12适配尾锥的逐渐变窄的容积,从而优化能够用于储存燃料的容积。

[0110] 关于第一壳体14和第二壳体15的布置,第一壳体14根据垂直于纵向方向X的方向并且更具体地根据所示出的Y轴与第二壳体15间隔开。在该意义上,图2示出了示意性地描绘为相应的正方形的两个壳体14、15。最后,与图1所示的布局类似,可以看到的是第一壳体14从第一罐11的第一端部部分11.1延伸到机身分部段13中,该机身分部段13限定在第一罐11的第一端部部分11.1与第二罐12的第二端部部分12.1之间,并且第二壳体15从第二罐12的第二端部部分12.1延伸到所述机身分部段13中。此外,第一壳体14与第二罐12分隔开,并且更具体地与第二端部部分12.1根据纵向方向X分隔开一距离。相继地,第二壳体15与第一罐11的第一端部部分11.1根据纵向方向X分隔开一距离。

[0111] 最后,如可以看到的,在壳体14、15中的每一者与机身机架的最靠近每个壳体14、15的部分之间还具有间隙。

[0112] 同时,图1示出了壳体14、15的布局的示意图,其中,两个壳体14、15根据下述各者偏移:

[0113] -包含在垂直于纵向方向的平面中的方向并且更具体地根据偏航轴线Z的方向,以及

[0114] -纵向方向X,也就是说,其中,第二壳体的最前部分相对于第一壳体的最后部分设置在后面,

[0115] 在图2中,第一壳体14和第二壳体15布置成使得垂直于纵向方向X的至少一个平面

与两个壳体相交,也就是说,在图2中,第一壳体14和第二壳体15沿着纵向方向X的至少一部分交叠(即占据相同位置)。

[0116] 另外,尽管图1示出了根据飞行器20的主要方向的壳体14、15的上下布局的示意图,上下布局即壳体14、15之间具有沿着偏航轴线Z的分隔距离,图2示出了处于并排构型的壳体14、15间隔开的替代性布局,即壳体之间相对于偏航轴线Z没有分隔,但具有根据俯仰轴线Y的分隔部分。

[0117] 与负责将燃料从罐按路径进行输送和将燃料按路径输送到罐中的元件未布置在飞行器机身部段的同一分部段中的飞行器相比,上下布局和并排布局两者都提供了允许减少意于储存燃料的飞行器机身部段10的长度的优点。

[0118] 最后,壳体14、15之间具有在偏航轴线Z和俯仰轴线Y上的组合偏移的相对布置的构型也是可能的且具有相同的优点。

[0119] 图3示出了一种飞行器20的实施方式,该飞行器20包括根据本发明的实施方式的飞行器机身部段10。

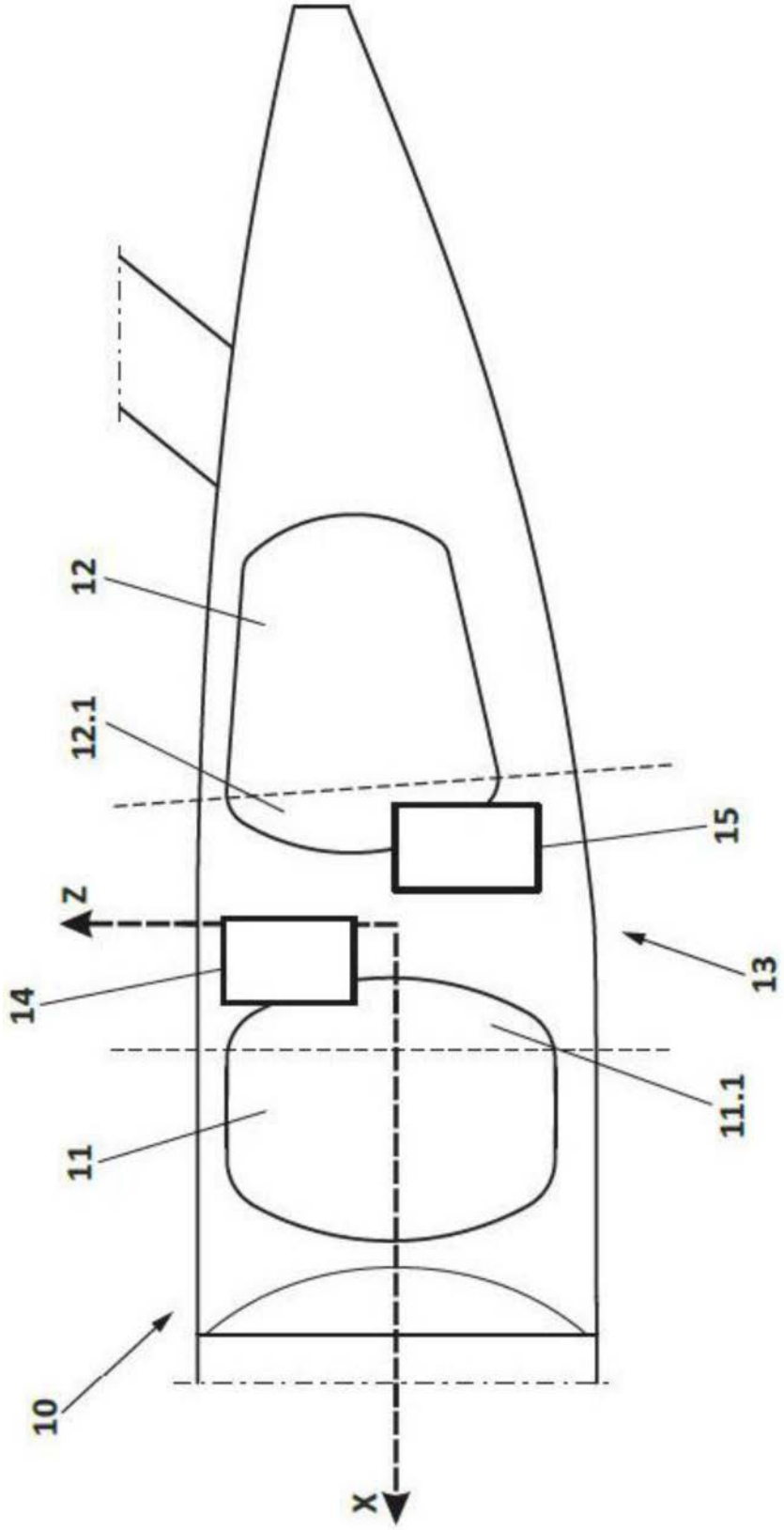


图1

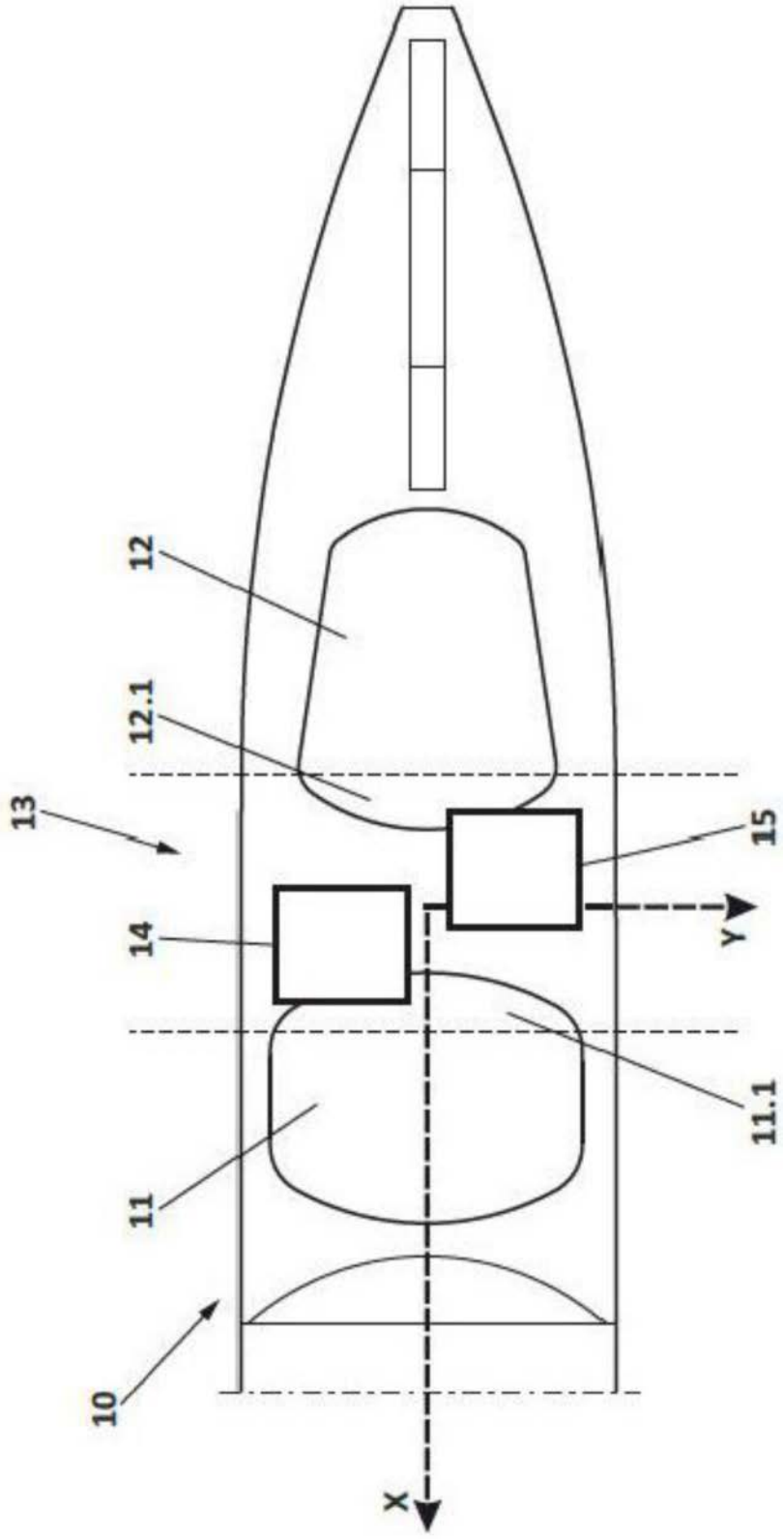


图2

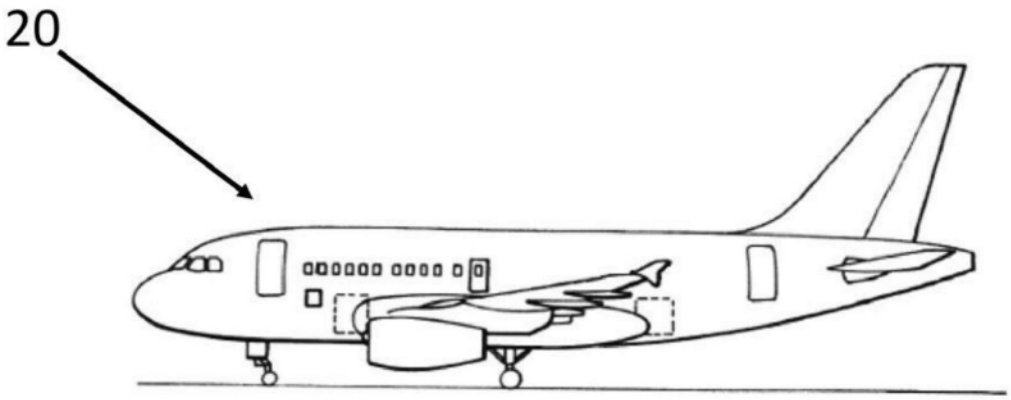


图3