(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 115929904 A
(43)申请公布日 2023.04.07

(21)申请号 202211352229.2
(22)申请日 2022.10.31
(71)申请人 西安航天发动机有限公司
地址 710100 陕西省西安市雁塔区航天基地神舟二路69号
(72)发明人 杜疆 胡敏 许桐晔 段立立 范文强 吴晓明 张文强
(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心 11009
专利代理师 胡健男
(51)Int.Cl.
F16J 15/10(2006.01)
F16J 15/06(2006.01)
F16J 15/48(2006.01)
G01N 3/12(2006.01)
G01N 3/02(2006.01)
G01M 3/02(2006.01)

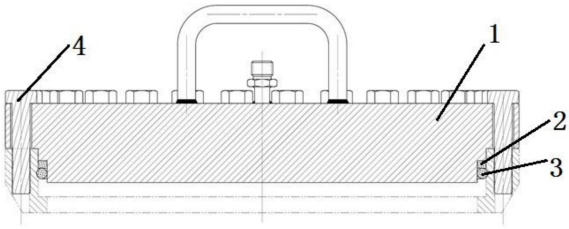
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构

(57)摘要

本发明涉及一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，属于航空航天产品静强度考核试验领域；密封法兰同轴设置在外部航天产品顶端；加厚挡圈和O型橡胶圈设置在密封法兰与外部航天产品的对接处；密封法兰与外部航天产品对接完成后，通过紧固件从上至下依次穿过密封法兰和外部航天产品，螺接固定；密封法兰顶部设置有接管嘴，接管嘴与外部航天产品内腔连通，用于液压强度试验时充液、放液；密封法兰顶部设置有把手，用于密封法兰的起吊；本发明在试验时，加厚挡圈可有效降低超高压工况下O型橡胶圈所受到的剪切破坏力，提高O型橡胶圈的使用寿命，同时，避免自身出现“冷流”现象。



CN 115929904 A

1.一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:包括密封法兰(1)、加厚挡圈(2)、O型橡胶圈(3)和紧固件(4);其中,外部航天产品竖直向上放置;且外部航天产品轴向设置有通孔;密封法兰(1)同轴设置在外部航天产品顶端;加厚挡圈(2)和O型橡胶圈(3)设置在密封法兰(1)与外部航天产品的对接处;密封法兰(1)与外部航天产品对接完成后,通过紧固件(4)从上至下依次穿过密封法兰(1)和外部航天产品,螺接固定。

2.根据权利要求1所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:密封法兰(1)顶部设置有接管嘴,接管嘴与外部航天产品内腔连通,用于液压强度试验时充液、放液;密封法兰(1)顶部设置有把手,用于密封法兰(1)的起吊。

3.根据权利要求2所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:密封法兰(1)的底部伸入外部航天产品开口中;密封法兰(1)的侧壁设置有密封槽,加厚挡圈(2)、O型橡胶圈(3)嵌入在密封槽中。

4.根据权利要求3所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:所述密封槽的截面为L形结构;L形密封槽的短边长度为O型橡胶圈(3)线径的75%;L形密封槽的长边长度为加厚挡圈(2)的厚度与1.3倍O型橡胶圈(3)线径之和。

5.根据权利要求4所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:所述L形密封槽的小端直径与加厚挡圈(2)的内径为配合尺寸;装配时,加厚挡圈(2)整环套入至L形密封槽中,加厚挡圈(2)的厚度与L型密封槽的短边长度相等;加厚挡圈(2)的材料为聚四氟乙烯。

6.根据权利要求1所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:所述O型橡胶圈(3)的内径小于L形密封槽的小端直径,O型橡胶圈(3)预拉伸率为GB/T3452.3-2005表1A规定的最大预拉伸率的80%-120%之间。

7.根据权利要求1所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:所述加厚挡圈(2)的厚度根据挡圈静力学计算结果确定,当试验压力小于70MPa时,加厚挡圈(2)厚度为5mm;试验压力每增大20MPa,加厚挡圈(2)厚度增加1mm,保证加厚挡圈(2)在试验过程中不发生冷流现象。

8.根据权利要求7所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:加厚挡圈(2)在自由装态套下整环套入密封槽中;超高压试验时,加厚挡圈(2)沿圆周方向产生均匀的塑性变形,补偿密封泄露间隙。

9.根据权利要求8所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:密封法兰(1)与外部航天产品的装配间隙控制在单边0.3mm。

10.根据权利要求5所述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构,其特征在于:L形密封槽入口处的小端为开放式结构。

一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构

技术领域

[0001] 本发明属于航空航天产品静强度考核试验领域，涉及一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构。

背景技术

[0002] 为了保证火箭发动机的高性能以及运行过程安全可靠，航天产品用泵壳体、和阀壳体在制造完成后需进行静强度考核试验，用于验证结构静强度及焊缝的焊接质量。静强度考核试验的试验压力一般为航天产品工作压力的1.2倍到1.5倍，这对工装的超高压密封结构设计提出了更严苛的要求。现有大型泵壳体密封结构基本上可以分为端面密封和径向密封结构，端面密封结构一般用于30MPa以下的密封工况；径向密封结构通过在O型橡胶圈承压的背侧施加聚四氟乙烯挡圈，防止O型圈被超高压试验介质挤出破坏，但这种结构的挡圈安装较为困难，往往得将聚四氟乙烯切开后安装，降低的挡圈的结构强度，同时挡圈的厚度与尺寸若过大，往往无法安装，因此，这种密封结构在大口径超高压密封工况下，挡圈易发生“冷流”现象，造成密封结构失效。同时，这种结构一般要求密封装配间隙在0.02mm到0.1mm之间，拆装较为困难，试验工人劳动强度高，影响试验效率。因此，如何提供一种机加工艺性优良、拆装效率高、超高压密封能力强的新型密封结构，是本领域技术人员亟待解决的技术问题。

发明内容

[0003] 本发明解决的技术问题是：克服现有技术的不足，提出一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，在试验时，加厚挡圈可有效降低超高压工况下O型橡胶圈所受到的剪切破坏力，提高O型橡胶圈的使用寿命，同时，避免自身出现“冷流”现象。

[0004] 本发明解决技术的方案是：

[0005] 一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，包括密封法兰、加厚挡圈、O型橡胶圈和紧固件；其中，外部航天产品竖直向上放置；且外部航天产品轴向设置有通孔；密封法兰同轴设置在外部航天产品顶端；加厚挡圈和O型橡胶圈设置在密封法兰与外部航天产品的对接处；密封法兰与外部航天产品对接完成后，通过紧固件从上至下依次穿过密封法兰和外部航天产品，螺接固定。

[0006] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，密封法兰顶部设置有接管嘴，接管嘴与外部航天产品内腔连通，用于液压强度试验时充液、放液；密封法兰顶部设置有把手，用于密封法兰的起吊。

[0007] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，密封法兰的底部伸入外部航天产品开口中；密封法兰的侧壁设置有密封槽，加厚挡圈、O型橡胶圈嵌入在密封槽中。

[0008] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，所述密封槽的截面为L形结构；L形密封槽的短边长度为O型橡胶圈线径的75％；L形密封槽的长边长度为加厚

挡圈的厚度与1.3倍O型橡胶圈线径之和。

[0009] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，所述L形密封槽的小端直径与加厚挡圈的内径为配合尺寸；装配时，加厚挡圈整环套入至L形密封槽中，加厚挡圈的厚度与L型密封槽的短边长度相等；加厚挡圈的材料为聚四氟乙烯。

[0010] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，所述O型橡胶圈的内径小于L形密封槽的小端直径，O型橡胶圈预拉伸率为GB/T3452.3-2005表1A规定的最大预拉伸率的80％-120％之间。

[0011] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，所述加厚挡圈的厚度根据挡圈静力学计算结果确定，当试验压力小于70MPa时，加厚挡圈厚度为5mm；试验压力每增大20MPa，加厚挡圈厚度增加1mm，保证加厚挡圈在试验过程中不发生冷流现象。

[0012] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，加厚挡圈在自由装态套下整环套入密封槽中；超高压试验时，加厚挡圈沿圆周方向产生均匀的塑性变形，补偿密封泄露间隙。

[0013] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，由于加厚挡圈在超高压试验工况下具有较强的补偿密封泄露间隙的能力；因此密封法兰与外部航天产品的装配间隙控制在单边0.3mm。

[0014] 在上述的一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，L形密封槽入口处的小端为开放式结构，安装O型橡胶圈时无需将其撑开过多。

[0015] 本发明与现有技术相比的有益效果是：

[0016] (1)本发明通过结构设计，使加厚挡圈整环套入密封槽中，即提高了加厚挡圈自身的结构强度，避免超高压工况下发生“冷流”现象，又提高了密封结构的安装效率，降低了工人的劳动强度；

[0017] (2)本发明量化了加厚挡圈的厚度设计准则，降低了密封结构设计难度，提高了设计效率；

[0018] (3)本发明的“L”密封槽小端为开放式结构，安装O型橡胶圈时，无需将其撑开过多，降低了O型橡胶圈的安装时出现扭曲、装偏的现象；保证O型橡胶圈可靠的箍紧在密封法兰L型密封槽的内径上，防止安装时，O型橡胶圈脱落或跑偏；

[0019] (4)本发明合理的设置加厚挡圈(2)的厚度，既可以在超高压工况下，补尝该装配间隙，又可以避免自身产生“冷流”现象；增加密封装配间隙，可以有效降低工人安装该密封结构的难度，提高该密封结构的拆装效率。

附图说明

[0020] 图1为本发明开放式密封结构示意图。

[0021] 图中

[0022] 1-密封法兰；2-加厚挡圈；3-O型橡胶圈；4-紧固件。

具体实施方式

[0023] 下面结合实施例对本发明作进一步阐述。

[0024] 本发明提供了一种用于大口径壳体超高压密封的开放式密封结构，该密封结构取

消了传统径向密封结构闭合式密封槽入口处的台阶，因此加厚挡圈2可以整环套入至密封槽内，试验时，超高压流体试验介质作用于O形密封圈3，O形密封圈3有被挤出破坏的趋势，加厚挡圈2可以有效降低O形密封圈3的剪切破坏力，并且，避免自身出现“冷流”现象。

[0025] 开放式密封结构，如图1所示，具体包括密封法兰1、加厚挡圈2、O型橡胶圈3和紧固件4；其中，外部航天产品竖直向上放置；且外部航天产品轴向设置有通孔；密封法兰1同轴设置在外部航天产品顶端；加厚挡圈2和O型橡胶圈3设置在密封法兰1与外部航天产品的对接处；密封法兰1与外部航天产品对接完成后，通过紧固件4从上至下依次穿过密封法兰1和外部航天产品，螺接固定。密封法兰1顶部设置有接管嘴，接管嘴与外部航天产品内腔连通，用于液压强度试验时充液、放液；密封法兰1顶部设置有把手，用于密封法兰1的起吊。

[0026] 安装该结构时，首先检查加厚挡圈2和O型橡胶圈3是否有开裂、老化等现象，紧固件4是否变形、开裂、损伤等现象，若有进行更换。安装该结构时，首先将加厚挡圈整环套入密封槽中，通过密封槽的上端面限位，然后将O型橡胶圈3套入密封槽的轴上，通过加厚挡圈的端面进行限位，最后，装入密封法兰，拧紧所有紧固件。

[0027] 密封法兰1的底部伸入外部航天产品开口中；密封法兰1的侧壁设置有密封槽，加厚挡圈2、O型橡胶圈3嵌入在密封槽中。密封槽的截面为L形结构；L形密封槽的短边长度为O型橡胶圈3线径的75％；L形密封槽的长边长度为加厚挡圈2的厚度与1.3倍O型橡胶圈3线径之和。这种密封槽的优点是：机加工艺性较好，结构紧凑。

[0028] L形密封槽的小端直径与加厚挡圈2的内径为配合尺寸；装配时，加厚挡圈2整环套入至L形密封槽中，加厚挡圈2的厚度与L型密封槽的短边长度相等；加厚挡圈2的材料为聚四氟乙烯。这种密封结构的优点是：可以将加厚挡圈2整圈套入密封槽中，无需切开，提高了加厚挡圈2的结构强度。

[0029] O型橡胶圈3的内径小于L形密封槽的小端直径，O型橡胶圈3预拉伸率为GB/T3452.3-2005表1A规定的最大预拉伸率的80％-120％之间。这种设计的优点是：保证O型橡胶圈3可靠的箍紧在密封法兰1L型密封槽的内径上，防止安装时，O型橡胶圈3脱落或跑偏。

[0030] 加厚挡圈2的厚度根据挡圈静力学计算结果确定，当试验压力小于70MPa时，加厚挡圈2厚度为5mm；试验压力每增大20MPa，加厚挡圈2厚度增加1mm，保证加厚挡圈2在试验过程中不发生冷流现象。这种结构的优点是：降低了密封设计难度，提高了超高压密封可靠性。

[0031] 加厚挡圈2在自由装态套下整环套入密封槽中；超高压试验时，加厚挡圈2沿圆周方向产生均匀的塑性变形，补偿密封泄露间隙。这种结构的优点是：降低了O型橡胶圈3在超高压工况下所受的剪切力，提高了O型橡胶圈的使用寿命。

[0032] 由于加厚挡圈2在超高压试验工况下具有较强的补偿密封泄露间隙的能力；因此密封法兰1与外部航天产品的装配间隙控制在单边0.3mm。这种结构的优点是：提高了工装拆卸效率，降低了试验工人的劳动强度。

[0033] L形密封槽入口处的小端为开放式结构，安装O型橡胶圈3时无需将其撑开过多。这种设计的优点是：降低安装O型橡胶圈3时，出现扭曲和装偏的可能性。

[0034] 本发明的技术解决方案之一为：密封法兰1的密封槽截面近似为“L”形。

[0035] 上述技术解决方案的优点是：“L”形的密封槽机加工艺性较好；

[0036] 本发明的技术解决方案之二为：加厚挡圈2的材料是聚四氟乙烯，装配时整圈套入

至密封槽的轴上，当试验压力低于70MPa时，挡圈的厚度为5mm，试验压力每提升20Mpa，挡圈厚度增加1mm；

[0037] 上述技术解决方案的优点之一是：通过结构设计，使加厚挡圈2整环套入密封槽中，即提高了加厚挡圈2自身的结构强度，避免超高压工况下发生“冷流”现象，又提高了密封结构的安装效率，降低了工人的劳动强度。

[0038] 上述技术解决方案的优点之二是：量化了加厚挡圈2的厚度设计准则，降低了密封结构设计难度，提高了设计效率

[0039] 本发明的技术解决方案之三为：O型橡胶圈3的内径小于L形密封槽的小端直径，其预拉伸率应为GB/T3452.3-2005表1A规定的最大预拉伸率80％-120％之间。

[0040] 上述技术解决方案的原理为：零组件层级上的静强度考核试验的持续时间一般为5min-10min，因此，将预拉伸率增大至国标规定最大值的120％，不会造成O型橡胶圈3产生松弛，畸变等现象。

[0041] 上述技术解决方案的优点之一是：“L”密封槽小端为开放式结构，安装O型橡胶圈3时，无需将其撑开过多，降低了O型橡胶圈3的安装时出现扭曲、装偏的现象；

[0042] 上述技术解决方案的优点之二是：保证O型橡胶圈3可靠的箍紧在密封法兰1L型密封槽的内径上，防止安装时，O型橡胶圈3脱落或跑偏；

[0043] 本发明的技术解决方案之四为：密封法兰1、加厚挡圈2与航天产品的装配间隙控制在单边0.3mm左右；

[0044] 上述技术解决方案的原理为：加厚挡圈2在超压工况下，其表面的静压力基本一致，因此，会沿装配密封间隙处产生均匀的塑性变形，补偿该间隙。根据上文所示，合理的设置加厚挡圈2的厚度，既可以在超高压工况下，补尝该装配间隙，又可以避免自身产生“冷流”现象。

[0045] 本发明虽然已以较佳实施例公开如上，但其并不是用来限定本发明，任何本领域技术人员在不脱离本发明的精神和范围内，都可以利用上述揭示的方法和技术内容对本发明技术方案做出可能的变动和修改，因此，凡是未脱离本发明技术方案的内容，依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化及修饰，均属于本发明技术方案的保护范围。

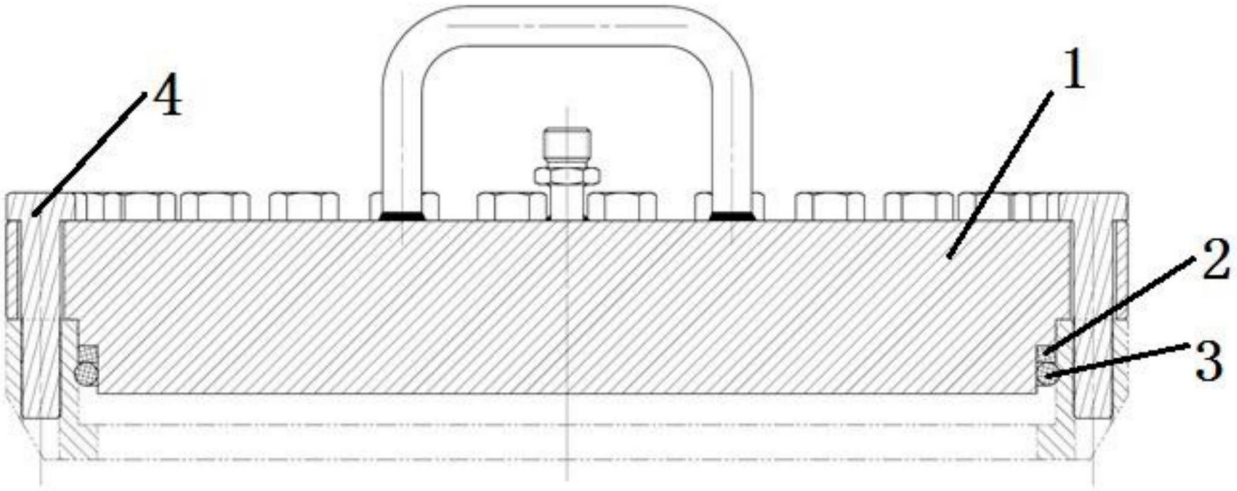


图1