



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117329366 A

(43) 申请公布日 2024. 01. 02

(21) 申请号 202311516853.6

(22) 申请日 2023.11.15

(71) 申请人 陕西飞机工业有限责任公司

地址 723213 陕西省汉中市柳林镇

(72) 发明人 高翔 吴川 许立夫 任旭辉
李恩桥 张友军 方海林 邱阳
王铮

(74) 专利代理机构 贵州国防工业专利中心
52001

专利代理师 孙帅平

(51) Int. Cl.

F16L 27/12 (2006.01)

F16L 51/00 (2006.01)

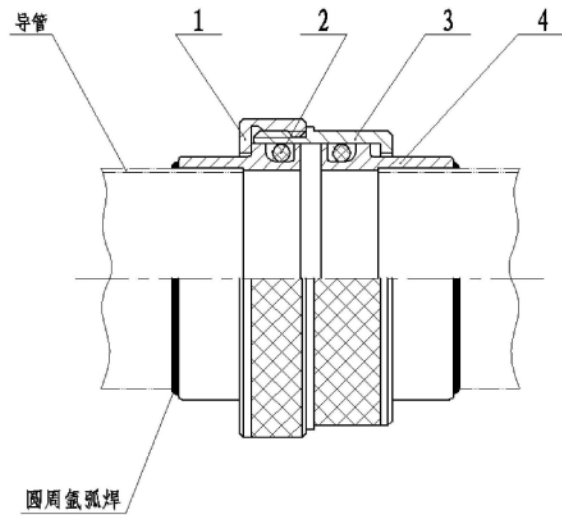
权利要求书1页 说明书2页 附图1页

(54) 发明名称

一种飞机用导管补偿连接器

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机用导管补偿连接器。包括外套螺母、密封圈、螺套、连接管I和连接管II；连接管I沿轴向螺套内使连接管I密封端与螺套内侧壁间隙配合，连接管II沿轴向插入外套螺母内；外套螺母与螺套螺纹连接后连接管II密封端与螺套内侧壁间隙配合；连接管I密封端与螺套内侧壁间、连接管II密封端与螺套内侧壁间均设有密封圈；连接管I连接端与一根导管固定连接，连接管II连接端与另一根导管固定连接；连接管I、II的密封端面间设有补偿间隙。本发明能快速可靠连接导管，并具有一定变形补偿量，以满足振动环境下管路密封要求。



1. 一种飞机用导管补偿连接器,其特征在于,包括外套螺母(1)、密封圈(2)、螺套(3)、连接管I(4)和连接管II(5);连接管I(4)沿轴向螺套(3)内使连接管I(4)密封端与螺套(3)内侧壁间隙配合,连接管II(5)沿轴向插入外套螺母(1)内;外套螺母(1)与螺套(3)螺纹连接后连接管II(5)密封端与螺套(3)内侧壁间隙配合;连接管I(4)密封端与螺套(3)内侧壁间、连接管II(5)密封端与螺套(3)内侧壁间均设有密封圈(2);连接管I(4)连接端与一根导管固定连接,连接管II(5)连接端与另一根导管固定连接;连接管I、II的密封端端面间设有补偿间隙。

2. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,连接管I、II均通过圆周氩弧焊焊接实现与对应导管的固定连接。

3. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,外套螺母(1)与螺套(3)螺纹连接后,连接管I、II能在外套螺母(1)与螺套(3)形成的腔体内轴向滑移实现变形补偿。

4. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,导管的型号为HB4-86、HB4-87系列导管。

5. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,连接管I、II的密封端端面间的补偿间隙为3~5毫米。

6. 根据权利要求3所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,连接管I、II的轴向滑移量为0~6mm。

7. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,径向补偿角度为4°。

8. 根据权利要求1所述的飞机用导管补偿连接器,其特征在于,密封圈(2)材料为丁腈橡胶,牌号为试5171。

一种飞机用导管补偿连接器

技术领域

[0001] 本发明属于飞机航空制造技术领域,涉及一种飞机用导管补偿连接器。

背景技术

[0002] 现有飞机常用低压管路连接件为HB4-86、HB4-87系列导管柔性连接,该种连接形式是将硬管两端插入棉线或棉布柔性橡胶管,再使用两个或四个卡箍箍紧胶管,来实现导管之间的柔性补偿连接的。受橡胶管(标准HG6-417、HG6-447)热胀冷缩特性影响,该种连接形式在温度差压力较大或换季时,导管连接位置容易出现渗漏油情况,一般在夏季、冬季均需机务维护人员对卡箍预紧力进行调整,该连接形式在机翼使用较为广泛,维护对机务人员负担较大。

发明内容

[0003] 本发明的目的是提供一种飞机用导管补偿连接器。本发明能快速可靠连接导管,并具有一定变形补偿量,以满足振动环境下管路密封要求。

[0004] 技术方案。一种飞机用导管补偿连接器,包括外套螺母、密封圈、螺套、连接管I和连接管II;连接管I沿轴向螺套内使连接管I密封端与螺套内侧壁间隙配合,连接管II沿轴向插入外套螺母内;外套螺母与螺套螺纹连接后连接管II密封端与螺套内侧壁间隙配合;连接管I密封端与螺套内侧壁间、连接管II密封端与螺套内侧壁间均设有密封圈;连接管I连接端与一根导管固定连接,连接管II连接端与另一根导管固定连接;连接管I、II的密封端端面间设有补偿间隙。

[0005] 前述的飞机用导管补偿连接器中,连接管I、II均通过圆周氩弧焊接实现与对应导管的固定连接。

[0006] 前述的飞机用导管补偿连接器中,外套螺母与螺套螺纹连接后,连接管I、II能在外套螺母与螺套形成的腔体内轴向滑移实现变形补偿。

[0007] 前述的飞机用导管补偿连接器中,导管的型号为HB4-86、HB4-87系列导管。

[0008] 前述的飞机用导管补偿连接器中,连接管I、II的密封端端面间的补偿间隙为3~5毫米。

[0009] 前述的飞机用导管补偿连接器中,连接管I、II的轴向滑移量为0~6mm。

[0010] 前述的飞机用导管补偿连接器中,径向补偿角度为4°。

[0011] 前述的飞机用导管补偿连接器中,密封圈材料为丁腈橡胶,牌号为试5171。

[0012] 有益效果

[0013] 本发明提供了飞机用导管补偿连接器,通过采用机械式的螺纹连接,提高了连接的密封性能和拆装性能,有效地解决了因环境温度变化引起的燃油渗漏等问题。

[0014] 通过设计过程中预留3至5毫米的间隙,实现了导管连接过程的补偿,减少了导管制造的精度要求。

[0015] 机上原HB4-86、HB4-87系列导管柔性连接使用寿命为:常温区6年,高温区3年,因

此机上需要定期频繁开展维护工作,对到寿的柔性连接进行更换,工作量庞大。该导管补偿连接器首次翻修期限为10年,有效增加了产品的维护周期,提升了系统的使用维护性。

附图说明

[0016] 图1是本发明结构示意图。

[0017] 附图标记:1-外套螺母,2-密封圈,3-螺套,4-连接管。

具体实施方式

[0018] 实施例1。一种飞机用导管补偿连接器,构成如图1所示,包括外套螺母1、密封圈2、螺套3、连接管I4和连接管II5;连接管I4沿轴向螺套3内使连接管I4密封端与螺套3内侧壁间隙配合,连接管II5沿轴向插入外套螺母1内;外套螺母1与螺套3螺纹连接后连接管II5密封端与螺套3内侧壁间隙配合;连接管I4密封端与螺套3内侧壁间、连接管II5密封端与螺套3内侧壁间均设有密封圈2;连接管I4连接端与一根导管固定连接,连接管II5连接端与另一根导管固定连接;连接管I、II的密封端面间设有补偿间隙。

[0019] 前述的连接管I、II均通过圆周氩弧焊焊接实现与对应导管的固定连接。

[0020] 前述的外套螺母1与螺套3螺纹连接后,连接管I、II能在外套螺母1与螺套3形成的腔体内轴向滑移实现变形补偿。

[0021] 导管的型号为HB4-86、HB4-87系列导管。

[0022] 前述的连接管I、II的密封端面间的补偿间隙为3~5毫米。可用于满足机上燃油导管之间的端面直接挤压,防止产生碰撞发生形变导致密封失效。

[0023] 前述的连接管I、II的轴向滑移量0~6mm。燃油导管之间的轴向会随着飞机飞行姿态变化产生轴向位移,通过0~6mm可以避免导管之间发生形变导致管路渗漏。

[0024] 前述的径向补偿角度为4°。机翼在地面及飞行过程中会有不同的折弯角度,从而导致机翼上安装的系统管路发生弯折角度,通过4°的径向补偿,可避免载荷、结构变形、振动及制造公差的综合作用下使产品密封失效。

[0025] 前述的密封圈2材料为丁腈橡胶,牌号为试5171。

[0026] 丁腈橡胶试5171寿命良好,可以实现首次翻修期限为10年,与机体同寿,减少了系统额外的维护工作,提升了系统的使用维护性。

[0027] 安装过程中,先将外套螺母和连接管(带密封圈)进行组装,并与一端导管进行焊接,然后将螺套和连接管(带密封圈)进行组装,并与另一端导管进行焊接,最后将两根导管通过螺纹进行连接。

[0028] 设计过程中,通过外套螺母和螺套保证中间预留3至5毫米间隙,从而实现对导管制造过程中的误差进行补偿。

[0029] 通过外套螺母和螺套的连接压紧密封圈实现对管路连接的密封作用。

[0030] 本发明种飞机用导管补偿连接器主要由外套螺母、密封圈、螺套、连接管等组成。连接管与导管通过焊接连接,两根导管通过外套螺母和螺套进行连接,依靠外套螺母和螺套的连接实现对密封圈的压紧作用。本发明提高了导管密封连接的可靠性,解决了HB4-86、HB4-87系列等传统导管柔性连接的渗漏问题,增加了导管连接的安装性能。

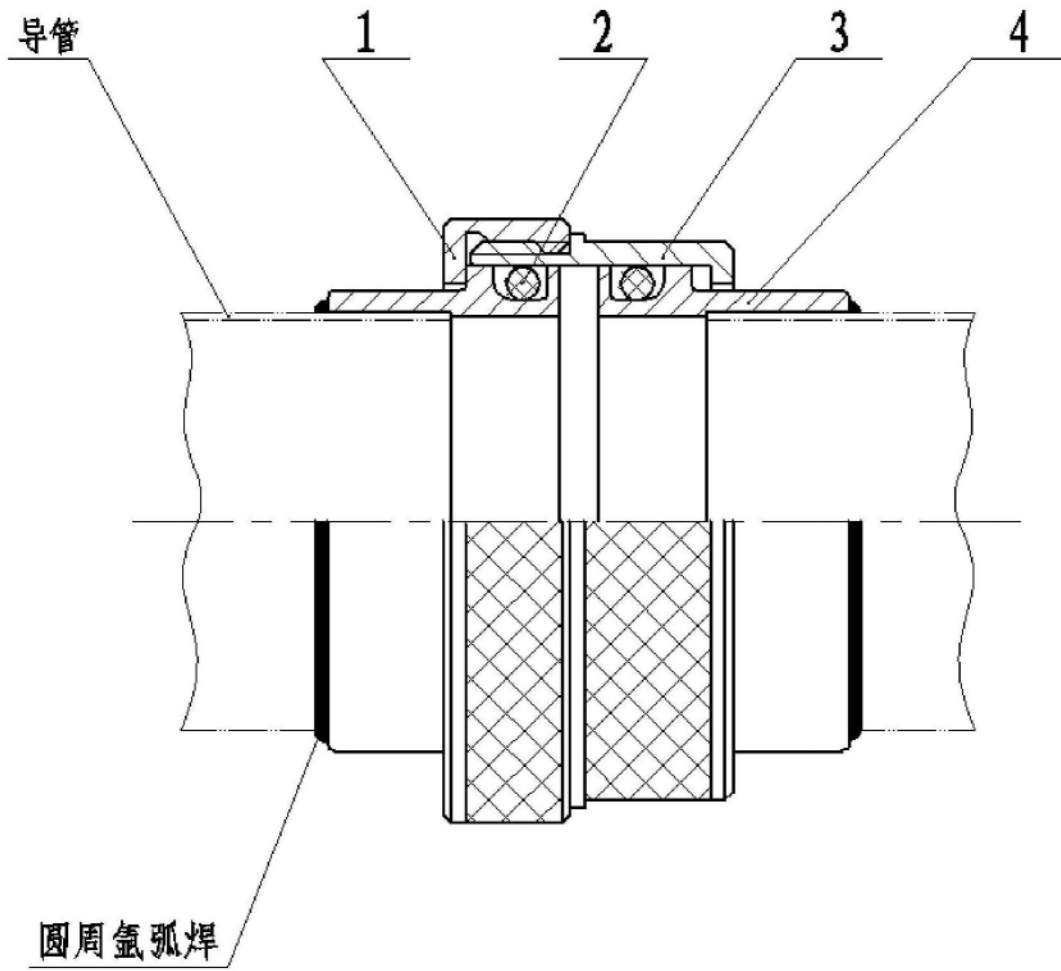


图1