



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102095038 B

(45) 授权公告日 2012.06.20

(21) 申请号 201110000133.5

(22) 申请日 2011.01.04

(73) 专利权人 陕西飞机工业(集团)有限公司

地址 723213 陕西省汉中 34 号信箱

(72) 发明人 张红荣 欧阳绍修 张少锋

胡黎明 陈华勇 史素清 黄晨辉

(74) 专利代理机构 中国航空专利中心 11008

代理人 李建英

(51) Int. Cl.

F16L 27/06(2006.01)

(56) 对比文件

TW 200704893, 2007.02.01, 全文.

DE 10207263A1, 2002.09.12, 全文.

US 1434631, 1922.11.07, 全文.

GB 102345, 1916.11.30, 全文.

FR 377209, 1907.08.31, 全文.

审查员 冯连东

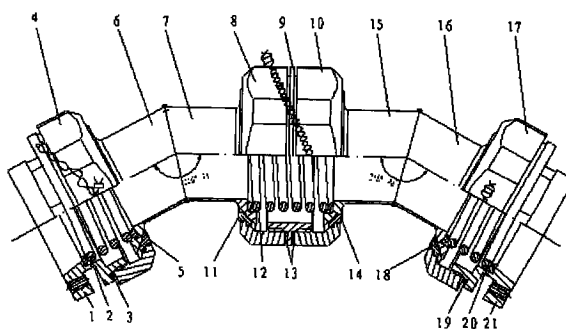
权利要求书 1 页 说明书 3 页 附图 2 页

(54) 发明名称

一种飞机上的高温管路隔振器

(57) 摘要

本发明属于航空技术领域,涉及一种用于隔断飞机设备振动力在高温引气管路中传递的一种飞机上的高温管路隔振器。本发明采用隔振组合设计,隔振器由三个隔振机构组成,角位移量大,隔振性能好;耐受高温腐蚀,不受温度变化的影响,密封性好;不会老化或蠕变,使用寿命长;大量生产时特性变化小。



1. 一种飞机上的高温管路隔振器,其特征是,隔振器由三个隔振机构组成,

(一) 左端隔振机构

左管接头(1)一端与固定在飞机结构件上的导管相接,左管接头(1)另一端通过螺纹与左底座(4)螺纹端连接,左管接头(1)与左底座(4)之间安装有左密封垫圈(3),左底座(4)内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头(5),左球面接头(6)的球头部分置于锥面接头(5)内,左弹簧(2)卡接在左管接头(1)与左球面接头(6)端面之间;

(二) 右端隔振机构

右管接头(21)一端与飞机振动设备相接,右管接头(21)另一端通过螺纹与右底座(17)螺纹端连接,右管接头(21)与右底座(17)之间安装有右密封垫圈(19),右底座(17)内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头(18),右球面接头(16)的球头部分置于锥面接头(18)内,右弹簧(20)卡接在右管接头(21)与右球面接头(16)端面之间;

(三) 中部隔振机构

套管接头(9)的两端分别与中部左底座(8)和中部右底座(10)的螺纹端连接,套管接头(9)与中部左底座(8)和中部右底座(10)之间均安装中部密封垫圈(13),中部左底座(8)的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头(11),中部左球面接头(7)的球头部分置于锥面接头(11)内;中部右底座(10)的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头(14),中部右球面接头(15)的球头部分置于锥面接头(14)内,中部弹簧(12)卡接在中部左球面接头(7)与中部右球面接头(15)端面之间;中部左球面接头(7)相对于球头的另一端与左端隔振机构中的左球面接头(6)相对于球头的另一端焊接,中部右球面接头(15)相对于球头的另一端与右端隔振机构中的右球面接头(16)相对于球头的另一端焊接。

2. 根据权利要求1所述的一种飞机上的高温管路隔振器,其特征是,所述左端隔振机构、中部隔振机构和右端隔振机构中球面接头的焊接角度及长度按照在飞机上的安装位置确定。

3. 根据权利要求1所述的一种飞机上的高温管路隔振器,其特征是,所述的左端隔振机构和右端隔振机构对称安装,并可相互置换。

一种飞机上的高温管路隔振器

技术领域

[0001] 本发明属于航空技术领域,涉及一种用于隔断飞机设备振动力在高温引气管路中传递的一种飞机上的高温管路隔振器。

背景技术

[0002] 在飞机引气管路中,为了消除管路热力变形或隔断振动力,一般采用安装波纹管补偿器和橡胶隔振器的措施来解决,但由其自身的结构特点决定了在使用中具有局限性,波纹管补偿器的缺点为:①有工作温度和压力限制。波纹补偿器管壁较薄,结构强度低,通过的工作介质温度和压力不能太高;②补偿能力小。其补偿能力与波形管的外形尺寸、壁厚和管大小有关,压力越高,波壁越厚,管径越小,其钢性就越大,补偿能力就越小;③产品投资高、设计要求严,施工安装精度高。橡胶隔振器的缺点为:①易老化,使用寿命短;②高温时在重负载下会有较大蠕动;②对工作介质和工作环境要求苛刻。

发明内容

[0003] 本发明的目的是提出一种结构强度高、补偿能力大的一种飞机上的高温管路隔振器。本发明的技术解决方案是,隔振器由三个隔振机构组成。

[0004] (一)左端隔振机构

[0005] 左管接头一端与固定在飞机结构件上的导管相接,左管接头另一端通过螺纹与左底座螺纹端连接,左管接头与左底座之间安装有左密封垫圈,左底座内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头,左球面接头的球头部分置于锥面接头内,左弹簧卡接在左管接头与左球面接头端面之间;

[0006] (二)右端隔振机构

[0007] 右管接头一端与飞机振动设备相接,右管接头另一端通过螺纹与右底座螺纹端连接,右管接头与右底座之间安装有右密封垫圈,右底座内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头,右球面接头的球头部分置于锥面接头内,右弹簧卡接在右管接头与右球面接头端面之间;

[0008] (三)中部隔振机构

[0009] 套管接头的两端分别与中部左底座和中部右底座的螺纹端连接,套管接头与中部左底座和中部右底座之间均安装中部密封垫圈,中部左底座的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头,中部左球面接头的球头部分置于锥面接头内;中部右底座的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头,中部右球面接头的球头部分置于锥面接头内,中部弹簧卡接在中部左球面接头与中部右球面接头端面之间;中部左球面接头相对于球头的另一端与左端隔振机构中的左球面接头相对于球头的另一端焊接,中部右球面接头相对于球头的另一端与右端隔振机构中的右球面接头相对于球头的另一端焊接。

[0010] 所述左端隔振机构、中部隔振机构和右端隔振机构中球面接头的焊接角度及长度按照在飞机上的安装位置确定。

[0011] 所述的左端隔振机构和右端隔振机构对称安装,并可相互置换。

[0012] 本发明具有的优点和有益效果为:

[0013] 1. 采用隔振组合设计,角位移量大,隔振性能好;

[0014] 2. 耐受高温腐蚀,不受温度变化的影响,密封性好;

[0015] 3. 不会老化或蠕动,使用寿命长;

[0016] 4. 大量生产时特性变化小。

附图说明

[0017] 图 1 是本发明结构示意图;

[0018] 图 2 是图 1 中左端隔振机构局部放大示意图;

[0019] 图 3 是本发明安装示意图。

具体实施方式

[0020] 下面结合附图对本发明作详细说明。

[0021] 隔振器由三个隔振机构组成。

[0022] (一) 左端隔振机构

[0023] 左管接头 1 一端与固定在飞机结构件上的导管相接,左管接头 1 另一端通过螺纹与左底座 4 螺纹端连接,左管接头 1 与左底座 4 之间安装有左密封垫圈 3,左底座 4 内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头 5,左球面接头 6 的球头部分置于锥面接头 5 内,左弹簧 2 卡接在左管接头 1 与左球面接头 6 端面之间;

[0024] (二) 右端隔振机构

[0025] 右管接头 21 一端与飞机振动设备相接,右管接头 21 另一端通过螺纹与右底座 17 螺纹端连接,右管接头 21 与右底座 17 之间安装有右密封垫圈 19,右底座 17 内壁相对螺纹的另一端压接有一锥面接头 18,右球面接头 16 的球头部分置于锥面接头内,右弹簧 20 卡接在右管接头 21 与右球面接头 16 端面之间;

[0026] (三) 中部隔振机构

[0027] 套管接头 9 的两端分别与中部左底座 8 和中部右底座 10 的螺纹端连接,套管接头 9 与中部左底座 8 和中部右底座 10 之间均安装中部密封垫圈 13,中部左底座 8 的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头 11,中部左球面接头 7 的球头部分置于锥面接头 11 内;中部右底座 10 的内壁相对于螺纹的另一端压接有一锥面接头 14,中部右球面接头 15 的球头部分置于锥面接头 14 内,中部弹簧 12 卡接在中部左球面接头 7 与中部右球面接头 15 端面之间;中部左球面接头 7 相对于球头的另一端与左端隔振机构中的左球面接头 6 相对于球头的另一端焊接,中部右球面接头 15 相对于球头的另一端与右端隔振机构中的右球面接头 16 相对于球头的另一端焊接。

[0028] 左、右隔振器的左、右球面接头 6 和 16 的球表面端分别安装在压接于左、右底座 4 和 17 上的左、右锥面接头 5 和 18 内,左、右管接头 1 和 21 通过螺纹与左、右底座 4 和 17 连接,并与其构成一个内腔,在螺纹对接间隙处安装有左、右密封垫圈 3 和 19,以保证螺纹连接的气密性。在内腔中安装有左、右弹簧 2 和 20,左、右弹簧 2 和 20 的一端连接于左、右管接头 1 和 21,另一端连接于左、右球面接头 6 和 16,通过弹簧力的作用,可以保证球表面与

锥面接触充分,防止接触端面漏气。

[0029] 中部隔振器的 2 个球面接头 7 和 15 的球表面端分别安装在压接于 2 个底座 8 和 18 上的 2 个锥面接头 11 和 14 内,2 个底座 8 和 10 分别与套管接头 9 两端的螺纹连接,并与其构成一个内腔,在螺纹对接间隙处分别安装有中部密封垫圈 13,在内腔中安装有中部弹簧 12,中部弹簧 12 的两端分别与球面接头 7 和 15 连接。

[0030] 高温管路隔振器一端与被固定的管路连接,另一端与连通飞机设备的管路连接。当飞机设备工作时产生振动力,并通过与其连接的管道传向高温管路隔振器,在该力的作用下,球面接头 5、7、15 和 16 在锥面接头 5、11、14 和 18 中转动,大范围补偿振动管道的角位移,并通过吸收角位移,有效补偿管道线位移,隔断并消灭振动力向另一端被固定管路的传递,以避免固定管路因振动而遭到破坏。

[0031] 实施例

[0032] 和高温管路隔振器 24 两端连接的管路 23 和管路 25,被分别固定在发动机引气口 22 和发房隔框腹板 26 上,三个隔振机构组合焊接角度为 $150^{\circ} 40'$ 。发动机工作时,产生的振动力通过导管 23 传递到高温管路隔振器 24,在其隔振作用下,振动力被消灭,隔断了振动力向管路 25 的传递,以避免该管路因振动而遭到破坏。

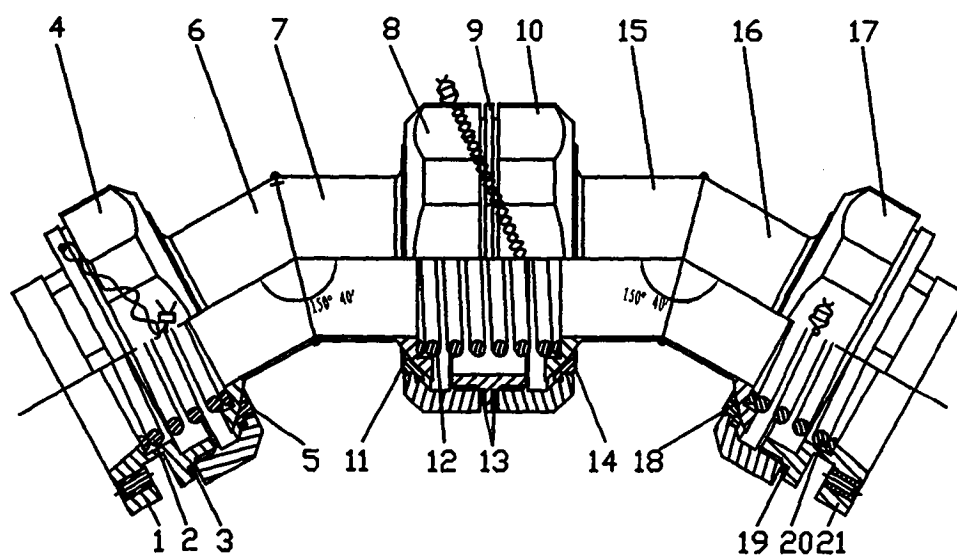


图 1

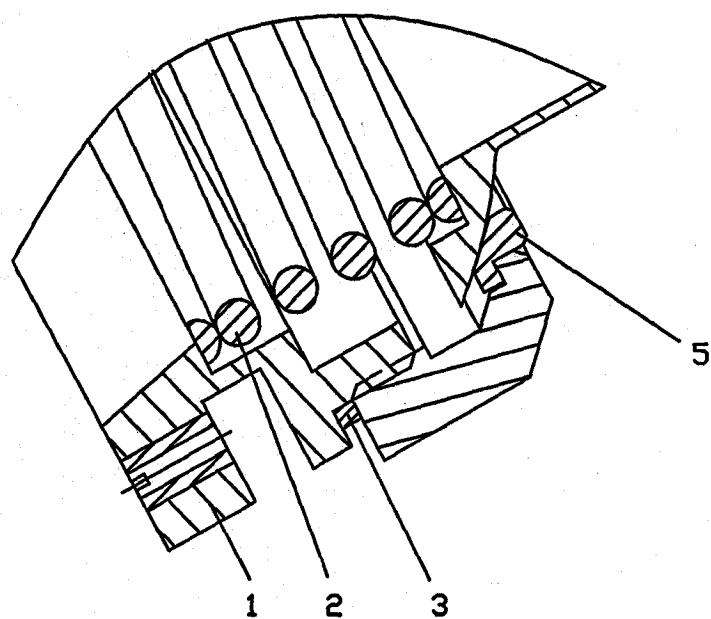


图 2

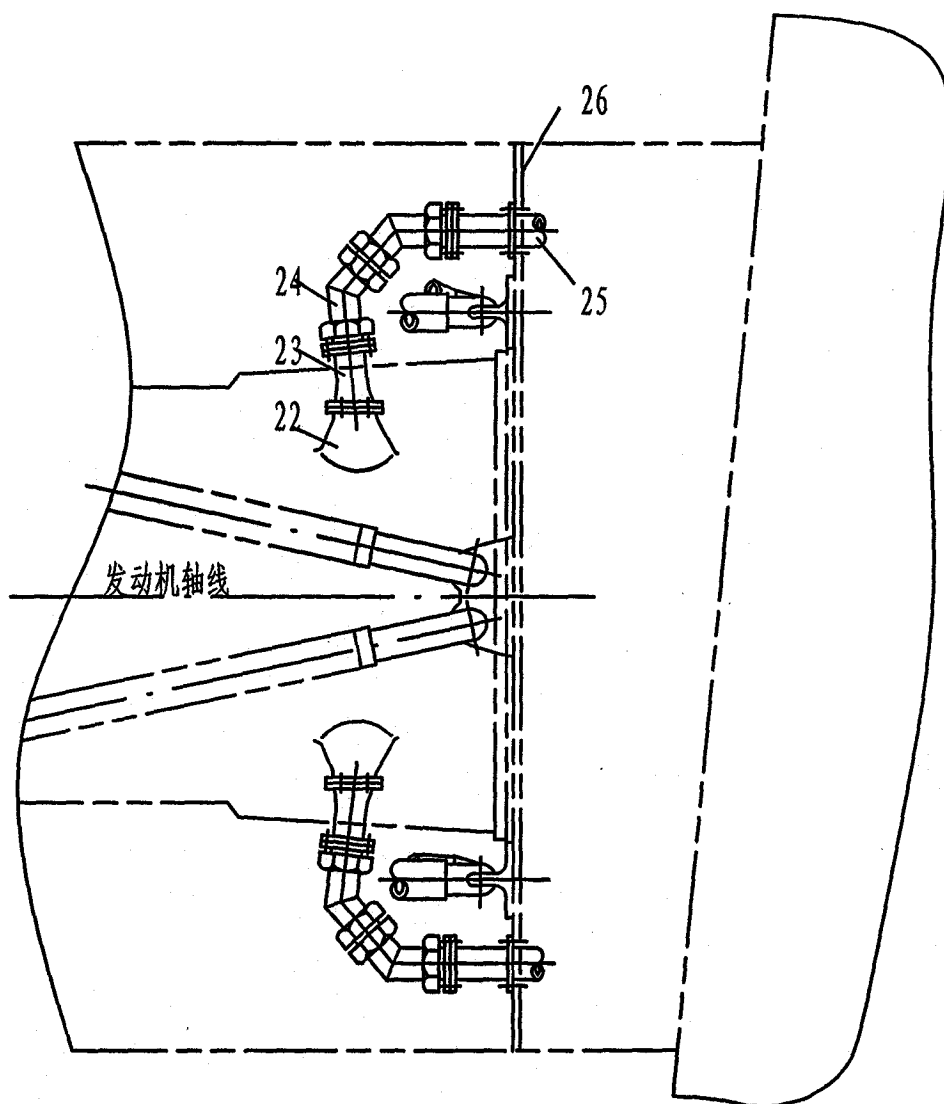


图 3