



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107860549 B

(45)授权公告日 2020.03.17

(21)申请号 201710990244.2

审查员 李一腾

(22)申请日 2017.10.23

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 107860549 A

(43)申请公布日 2018.03.30

(73)专利权人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72)发明人 韩桂来 姜宗林

(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理

事务所(普通合伙) 11390

代理人 胡剑辉

(51)Int.Cl.

G01M 9/04(2006.01)

F16M 13/02(2006.01)

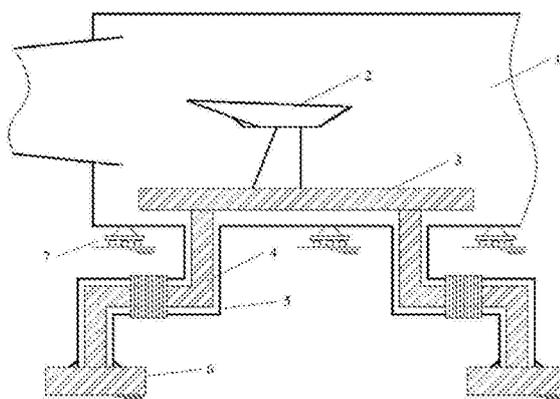
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54)发明名称

一种激波风洞模型的隔振装置

(57)摘要

本发明公开了一种激波风洞模型的隔振装置,包括:可拆卸地固定在地面上的支撑基座,支撑单元以及套设在支撑单元外表面的密封单元;支撑单元呈“Z”字型结构,密封单元的形状与支撑单元的相同;支撑单元包括第一支杆、第二支杆和第三支杆;密封单元包括第一连接管、第二连接管和第三连接管;本发明的隔振装置解决了风洞实验舱和舱内设备的隔振问题;本发明套设在第三支杆上的第三连接管为波纹管或者其他柔性管体,方向与风洞实验舱方向平行,可以保证风洞实验舱在发生振动或位移过程中整个系统的气密性。



1. 一种激波风洞模型的隔振装置,其特征在于,包括:支撑基座,可拆卸地固定在地面上;支撑单元,“Z”字形连接杆,包括第一支杆、第二支杆和第三支杆;所述第一支杆与风洞实验舱内设备连接;所述第二支杆与所述支撑基座连接;

所述第三支杆连接所述第一支杆和所述第二支杆,并与风洞实验舱的振动方向平行;在所述风洞实验舱的腹腔上设有开口,所述支撑基座安装在所述开口外,且所述第一支杆伸入所述开口后与所述模型单元连接;

密封单元,形状与所述支撑单元相同,并套在所述支撑单元的外表面;包括第一连接管、第二连接管和第三连接管;所述第一连接管的顶端固定在所述开口处,且将所述开口密封;所述第二连接管与所述支撑基座密封连接;所述第三连接管密封连接所述第一连接管和所述第二连接管,并与所述第三支杆平行;所述第三连接管为柔性管,且起伏方向与所述风洞实验舱的振动方向一致;

所述柔性管为波纹管、橡胶管或者其他柔性材质软管体。

2. 根据权利要求1所述的的隔振装置,其特征在于,所述支撑单元为一个或多个;所述支撑单元的截面典型尺寸为0.05-4m。

3. 根据权利要求2所述的的隔振装置,其特征在于,所述支撑单元与密封单元之间的距离为所述支撑单元截面典型尺寸的0.05-0.5倍。

4. 根据权利要求2所述的的隔振装置,其特征在于,所述第三支杆长度是所述支撑单元截面典型尺寸的0.5-4.0倍。

5. 根据权利要求1所述的的隔振装置,其特征在于,所述第一支杆长度是所述第三支杆的长度的0.5-4.0倍。

6. 根据权利要求1所述的的隔振装置,其特征在于,所述第二支杆长度是所述第三支杆的长度的0.5-4.0倍。

7. 根据权利要求2所述的的隔振装置,其特征在于,所述柔性管长度为所述支撑单元截面典型尺寸的0.3-2倍。

8. 根据权利要求1所述的的隔振装置,其特征在于,所述风洞实验舱的截面典型尺寸为1.0-60m。

9. 根据权利要求1所述的的隔振装置,其特征在于,所述支撑单元为通过焊接连接、法兰连接或螺栓连接的结构;所述支撑单元还可以是一体成型的结构。

## 一种激波风洞模型的隔振装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空航天风洞实验设备技术领域,具体地涉及一种激波风洞模型的隔振装置。

### 背景技术

[0002] 激波风洞是一种有效的、能提供一定速度气流的地面实验设备,是航空航天领域的基本研究手段。风洞利用相对运动原理,将飞行器模型固定在实验舱内,气流以指定的速度流经模型,研究飞行器在的空气动力学特性和现象。

[0003] 为避免激波风洞启动时产生的脉冲冲击对局部管体结构和基建支撑结构的破坏,通常把风洞的主体设备(包括驱动段、被驱动段、喷管段、试验段和真空罐)设置在可以滑动的轨道上,允许风洞整体在试验运行过程中沿轴线方向上发生一定的位移或振动。

[0004] 目前,激波风洞模型的支撑装置主要是采用一根或多根竖直的套有波纹管的柱体支撑飞行器模型或者模型支撑平台,波纹管连接在风洞主体和支撑基础,起密封效果。实验过程中,风洞受气流冲击会产生水平方向位移和振动,从而带动波纹管顶端产生水平方向运动,波纹管无法发挥缓冲、隔振作用,严重情况下会导致波纹管松动、破裂,影响风洞的气密性,影响风洞实验数据的可信度。

### 发明内容

[0005] 针对现有技术中存在的一种或多种技术问题,本发明的一个目的在于提供一种激波风洞模型的隔振装置,解决现有技术中隔振装置隔振性和密封性的技术问题。

[0006] 为达到上述目的,本发明采用下述技术方案:

[0007] 一种激波风洞模型的隔振装置,包括:

[0008] 支撑基座,可拆卸地固定在地面上;

[0009] 支撑单元,“Z”字形连接杆,包括第一支杆、第二支杆和第三支杆;所述第一支杆与风洞实验舱内设备连接;所述第二支杆与所述支撑基座连接;所述第三支杆连接所述第一支杆和所述第二支杆,并与风洞实验舱的振动方向平行;

[0010] 在所述风洞实验舱的腹腔上设有开口,所述支撑基座安装在所述开口外,且所述第一支杆伸入所述开口后与所述模型单元连接;

[0011] 密封单元,形状与所述支撑单元相同,并套在所述支撑单元的外表面;包括第一连接管、第二连接管和第三连接管;所述第一连接管的顶端固定在所述开口处,且将所述开口密封;所述第二连接管与所述支撑基座密封连接;所述第三连接管密封连接所述第一连接管和所述第二连接管,并与所述第三支杆平行;

[0012] 所述第三连接管为柔性管,且起伏方向与所述风洞实验舱的振动方向一致。

[0013] 进一步,所述支撑单元为一个或多个;所述支撑单元的截面典型尺寸为0.05-4m。

[0014] 进一步,所述支撑单元与密封单元之间的距离为所述支撑单元截面典型尺寸的0.05-0.5倍。

- [0015] 进一步,所述第三支杆长度是所述支撑单元截面典型尺寸的0.5-4.0倍。
- [0016] 进一步,所述第一支杆长度是所述第三支杆的长度的0.5-4.0倍。
- [0017] 进一步,所述第二支杆长度是所述第三支杆的长度的0.5-4.0倍。
- [0018] 进一步,所述柔性管长度为所述支撑单元截面典型尺寸的0.3-2倍。
- [0019] 进一步,所述风洞实验舱的截面典型尺寸为1.0-60m。
- [0020] 进一步,所述支撑单元为通过焊接连接、法兰连接或螺栓连接的结构;所述支撑单元还可以是一体成型的结构。
- [0021] 进一步,所述柔性管为波纹管、橡胶管或者其他柔性材质软管体。
- [0022] 特别注意:1) 本发明的所述截面典型尺寸是指用来表示支撑单元横截面的常规参数,例如:若支撑单元的横截面为圆形,则截面典型尺寸用直径表示;若支撑单元的横截面为长方形,则截面典型尺寸用长边表示。
- [0023] 2) 本发明中所述的“Z”字形连接杆是指所述第一支杆和第二支杆分别垂直于所述第三支杆的两端固定且方向相反;或者所述第一连接管和第二连接管分别垂直于所述第三连接管的两端固定且方向相反。
- [0024] 本发明的有益效果如下:
- [0025] 本发明的隔振装置采用支撑单元,且第三支杆与风洞实验舱平行;使得风洞实验舱的振动方向与支撑单元的支撑方向一致,实现了风洞设备基础和连接杆件基础的有效分离,减少风洞实验舱振动、位移等传递到舱内模型和仪器上的影响,解决了风洞实验舱和舱内设备的隔振问题;本发明套设在第三支杆上的第三连接管为波纹管或者其他柔性管体,方向与风洞实验舱方向平行,可以保证风洞实验舱在发生振动或位移过程中整个系统的气密性。

## 附图说明

- [0026] 下面结合附图对本发明的具体实施方式作进一步详细的说明。
- [0027] 图1示出了本发明支撑装置的结构示意图;
- [0028] 图2示出了本发明支撑连接件的结构示意图。
- [0029] 其中,1.风洞实验舱,2.飞行器模型,3.支撑平台,4.支撑单元,5.密封单元,6.支撑基座,7.实验舱基座,41.第一支杆,42.第二支杆,43.第三支杆,51.第一支杆套管,52.第二支杆套管,53.第三支杆套管。

## 具体实施方式

- [0030] 为了更清楚地说明本发明,下面结合优选实施例和附图对本发明做进一步的说明。附图中相似的部件以相同的附图标记进行表示。本领域技术人员应当理解,下面所具体描述的内容是说明性的而非限制性的,不应以此限制本发明的保护范围。
- [0031] 如图1,在本发明的实施方式中,一种激波风洞模型的隔振装置,包括:可拆卸地固定在地面上的支撑基座6,支撑单元4以及套设在支撑单元4外表面的密封单元5;支撑单元4呈“Z”字型结构,密封单元5的形状与支撑单元4的相同;密封单元5平行于风洞实验舱的管体为波纹管或者其他柔性管体,且起伏方向与风洞实验舱1的振动方向一致。密封单元5与支撑单元4之间不连接、不接触。

[0032] 在风洞实验阶段,为了研究飞行器在高超声速飞行中的空气动力学特性和现象。本发明将飞行器模型2和其他测量仪器通过支撑平台3固定在风洞实验舱1中。具体地,在风洞实验舱1的腹腔开设有开口,支撑单元4安装在开口外,且支撑单元4的顶端伸入开口后与位于风洞实验舱1中的支撑平台3连接,支撑单元4的底端固定在地面上的支撑基座6中;密封单元5套设在支撑单元4的外表面上,顶端固定在开口处且将开口密封,底端固定在支撑基座6上且密封,使得风洞实验舱1、密封单元5与支撑单元4形成密闭空间;实验阶段,高速实验气流会造成风洞实验舱1左右移动或振动,由于支撑单元4与风洞实验舱1的振动方向一致,且与风洞实验舱1平行的套管采用波纹管或其他柔性管体,可以有效消除风洞实验舱1的振动或位移对支撑平台3的影响,并保证风洞实验过程中的气密性。

[0033] 如图2,在本发明的另一个实施方式中,提供一种具体的支撑风洞实验舱1中支撑平台3的支撑单元4和密封单元5。支撑单元4包括第一支杆41、第二支杆42和第三支杆43;第一支杆41和第二支杆42分别垂直于第三支杆43的两端固定且方向相反;第三支杆43与风洞实验舱1平行。在风洞实验阶段,由于第三支杆43平行于风洞实验舱1,风洞实验舱1的振动与位移方向与第三支杆43方向一致。密封单元5包括第一连接管51、第二连接管52和第三连接管53;第一连接管51的顶端固定在开口处,且将开口密封;第二连接管52与支撑基座6密封连接;第三连接管53密封连接第一连接管51和第二连接管52,并与第三支杆43平行,且第三连接管53为波纹管或其他柔性管体,可以有效消除风洞实验舱1的振动或位移对支撑单元4、支撑平台3的冲击,并解决整个系统气密性。

[0034] 在本发明的实施方式中,支撑单元4中各支杆的固定不做任何限定,在满足刚度和强度要求的情况下,三部分支杆可以采用任何固定形式。本发明不对密封单元5的材质进行任何限定,只要有助于解决本发技术问题即可,例如:不锈钢套管等。

[0035] 在本发明的另一个实施方式中,支撑平台3下方可以设有一个或多个支撑单元4。在不改变飞行器模型的支撑平台3稳固性的基础上,根据实际需求和加工安装的难易程度确定数量。

[0036] 在本发明的实施方式中,支撑单元4截面的直径尺寸为0.05-4m,支撑单元4与密封单元5之间的距离为支撑单元4截面直径的0.05-0.5倍。第三支杆43长度是支撑单元4直径的0.5-4.0倍。第一支杆41长度是第三支杆43的长度的0.5-4.0倍。第二支杆42长度是第三支杆43的长度的0.5-4.0倍。柔性管长度为所述支撑单元4截面直径尺寸的0.3-2倍。风洞实验舱1的截面典型尺寸为1.0-60m。

[0037] 在本发明的实施方式中,支撑单元4为通过焊接连接、法兰连接或螺栓连接的结构;支撑单元4还可以是一体成型的结构。

[0038] 显然,本发明的上述实施例仅仅是为清楚地说明本发明所作的举例,而并非是对本发明的实施方式的限定,对于所属领域的普通技术人员来说,在上述说明的基础上还可以做出其它不同形式的变化或变动,这里无法对所有的实施方式予以穷举,凡是属于本发明的技术方案所引伸出的显而易见的变化或变动仍处于本发明的保护范围之列。

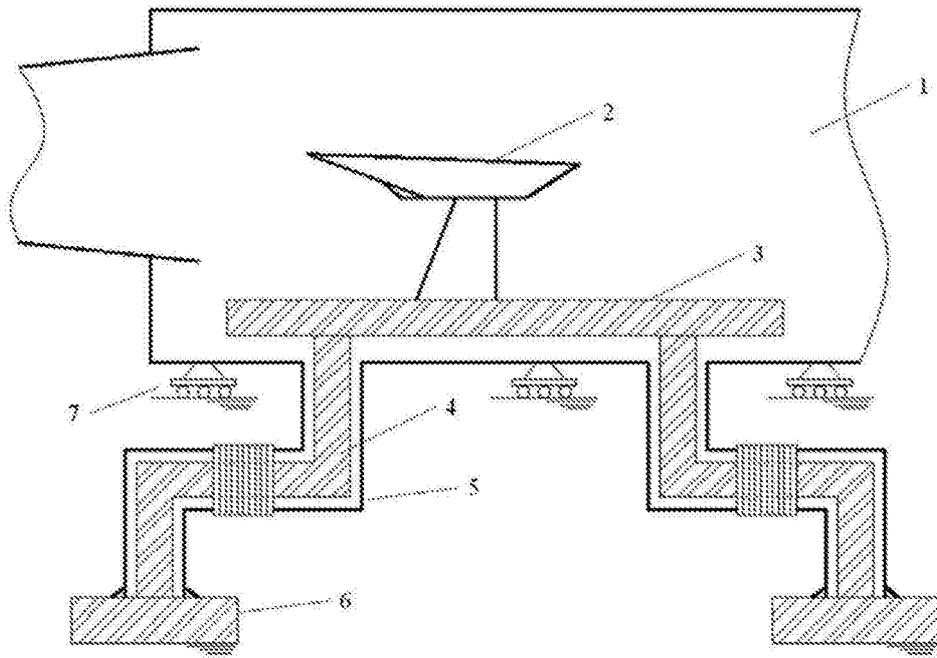


图1

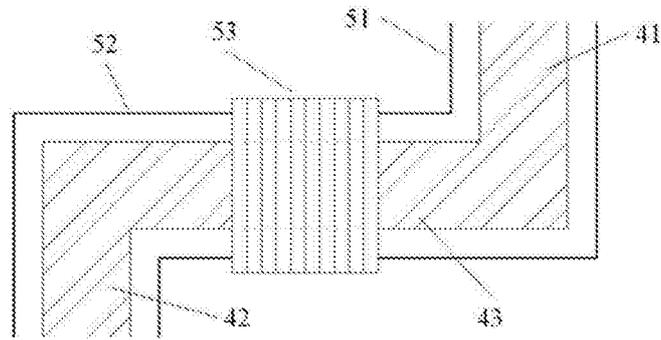


图2