



# (12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107167329 B

(45)授权公告日 2020.03.03

(21)申请号 201710424941.1

(22)申请日 2017.06.07

(65)同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 107167329 A

(43)申请公布日 2017.09.15

(73)专利权人 北京航空航天大学  
地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72)发明人 尚耀星 李涛 焦宗夏 李兴鲁  
吴帅 赵龙飞

(74)专利代理机构 北京鼎承知识产权代理有限公司 11551  
代理人 管莹 韩德凯

(51)Int.Cl.  
G01M 99/00(2011.01)

(56)对比文件

CN 101441477 A, 2009.05.27, 说明书第3-6页, 图1-4.

CN 202403925 U, 2012.08.29, 说明书第0013-0016段, 图1-2.

CN 106482939 A, 2017.03.08, 说明书第0023-0042段, 图1-7.

CN 106772031 A, 2017.05.31, 全文.

CN 202057485 U, 2011.11.30, 全文.

CN 104034501 A, 2014.09.10, 全文.

CN 103558050 A, 2014.02.05, 全文.

CN 104976927 A, 2015.10.14, 全文.

CN 103543641 A, 2014.01.29, 全文.

CN 102486899 A, 2012.06.06, 全文.

CN 106352925 A, 2017.01.25, 全文.

审查员 毕凯

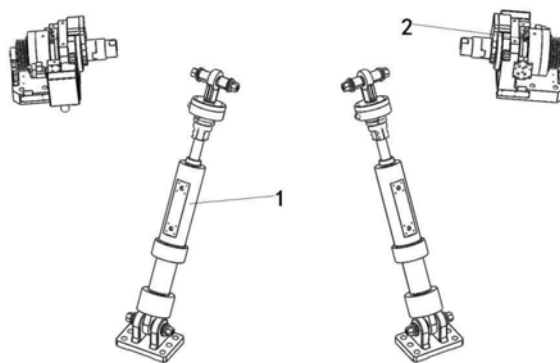
权利要求书2页 说明书3页 附图2页

## (54)发明名称

一种非对称飞行器舵面的空气动力加载试验装置

## (57)摘要

本发明公开了一种非对称飞行器舵面的空气动力加载试验装置,包括:直线加载装置(1),旋转加载装置(2),所述直线加载装置(1)用于对第一待加载对象进行力模拟加载,所述旋转加载装置(2)用于对第二待加载对象进行扭矩模拟加载。



1. 一种加载试验装置,其特征在于,  
包括:  
直线加载装置(1);  
旋转加载装置(2);  
所述直线加载装置(1)用于对第一待加载对象进行力模拟加载;  
所述旋转加载装置(2)用于对第二待加载对象进行扭矩模拟加载;  
所述第一待加载对象和所述第二待加载对象设置在同一个试验台上;  
所述直线加载装置(1)的数目和所述旋转加载装置(2)的数目均为两个;两个所述直线加载装置(1)设置在所述第一待加载对象的同一侧,两个所述旋转加载装置(2)分别设置在所述第二待加载对象的相对的两侧;  
所述直线加载装置(1)包括:  
底座,  
第一连接装置(11),  
加载部(12,13);  
力传感器(15);  
第二连接装置(16);  
所述加载部(12,13)的一端通过所述第一连接装置(11)与所述底座可旋转地连接;  
所述加载部(12,13)的另一端通过所述第二连接装置(16)与所述第一待加载对象可旋转地连接;  
所述力传感器(15)用于测量所述直线加载装置(1)产生的力;  
所述第一待加载对象的旋转中心的初始位置与所述第二连接装置的连线垂直于所述直线加载装置的轴线;  
所述旋转加载装置(2)包括:  
旋转部(21);  
转轴(22);  
转接部(23);  
扭矩传感器(25);  
所述旋转部与所述转轴连接;  
所述转轴与所述转接部连接;  
所述旋转部(21)产生的扭矩通过所述转接部(23)作用于所述第二待加载对象;  
所述扭矩传感器(25)用于测量所述旋转加载装置(2)产生的力矩;  
所述加载试验装置被配置为对非对称飞行器舵面进行空气动力加载试验。
2. 根据权利要求1所述的加载试验装置,其特征在于,  
所述第一待加载对象是襟副翼,所述第二待加载对象是空气舵。
3. 根据权利要求1所述的加载试验装置,其特征在于,  
所述加载部(12,13)施加的作用力通过压心(17)传递到所述第一待加载对象。
4. 根据权利要求3所述的加载试验装置,其特征在于,  
所述加载部(12,13)包括缸体(12)和加载杆体(13)。
5. 一种供权利要求1-4任一项所述的加载试验装置进行加载试验的试验台,其特征在于

于,包括:

上台体(3);

下台体(4);

底座(5);

斜滑块(6);

所述下台体(4)固定在所述底座(5)上,所述下台体(4)的顶面配置有T形槽,供所述上台体(3)移动;

所述斜滑块(6)配置在所述上台体(3)上,所述上台体(3)的上表面配置有T型槽,供所述斜滑块(6)移动;

所述斜滑块(6)上固定所述旋转加载装置(2);

所述直线加载装置(1)固定在直线加载装置底座(7)之上,该底座(7)固定在所述底座(5)上。

6. 根据权利要求5所述的试验台,其特征在于,

所述直线加载装置底座(7)上配置有T型槽,供所述直线加载装置(1)移动,所述底座(5)配置有T型槽,供所述直线加载装置底座(7)移动。

## 一种非对称飞行器舵面的空气动力加载试验装置

### 技术领域

[0001] 本发明属于仿真技术领域,具体地涉及一种非对称飞行器舵面的空气动力加载试验装置。

### 背景技术

[0002] 飞行器在飞行过程中,其舵面承受了空气载荷造成的压力、力矩、弯扭等多种作用。如果飞行器舵面存在设计缺陷,很容易造成飞行器事故。因此,飞行器设计过程中舵面的负载模拟试验尤为重要。

[0003] 由于作用在舵面上的力或力矩等数值巨大,所以主流的负载模拟器采用液压作为动力来源,通过电控实现伺服控制。

[0004] 舵面加载在加载方式、载荷大小以及载荷体现形式等方面有诸多要求,固有的负载模拟器加载方式及结构设计往往不能满足舵面负载模拟的多样化需求,因此加载机构的选择、加载通道的固定方式及其与舵面的联接形式成为搭建不同负载模拟平台的关键所在。

[0005] 因此,本发明设计了一种既能够满足舵机加载试验技术指标,又方便调节、维修与更换的新型加载试验装置。本发明的加载试验装置精度高,动态性能好,功率密度大,可承受载荷强,适用于飞行器舵面负载模拟试验。

### 发明内容

[0006] 在下文中给出关于本发明的简要概述,以便提供关于本发明的某些方面的基本理解。应当理解,这个概述并不是关于本发明的穷举性概述。它并不是意图确定本发明的关键或重要部分,也不是意图限定本发明的范围。其目的仅仅是以简化的形式给出某些概念,以此作为稍后论述的更详细描述的前序。

[0007] 一方面,本发明提供一种非对称飞行器舵面的空气动力加载试验装置,能够同时对不同的待加载对象(例如飞行器的襟副翼、空气舵,或飞行器的其他部位)分别进行力模拟加载、扭矩模拟加载。本发明通过以下技术方案实现:一种加载试验装置,包括:直线加载装置,旋转加载装置,所述直线加载装置用于对第一待加载对象进行力模拟加载,所述旋转加载装置用于对第二待加载对象进行扭矩模拟加载。

[0008] 第一待加载对象和第二待加载对象可以分别是飞行器的襟副翼和空气舵,当然,也可以是飞行器的其他部位。

[0009] 进一步地,所述直线加载装置的数目和所述旋转加载装置的数目均为两个,两个所述直线加载装置设置在所述第一待加载对象的同一侧,两个所述旋转加载装置分别设置在所述第二待加载对象的相对的两侧。

[0010] 所述直线加载装置的数目和所述旋转加载装置的数目也可以不同,所述直线加载装置的数目可以是其他数目的偶数(例如:4,6,8,10等),所述旋转加载装置的数目也可以是其他数目的偶数(例如:4,6,8,10等)。多个所述直线加载装置配置在所述第一待加载对

象的同一侧,多个所述旋转加载装置配置在所述第二待加载对象的相对的两侧(两侧的旋转加载装置的数目相同)。

[0011] 作为例子,所述第一待加载对象是襟副翼,所述第二待加载对象是空气舵。

[0012] 进一步地,所述第一待加载对象和所述第二待加载对象设置在同一个试验台上。

[0013] 进一步地,所述直线加载装置包括:底座,第一连接装置,加载部,力传感器,第二连接装置,所述加载部的一端通过所述第一连接装置与所述底座可旋转地连接,所述加载部的另一端通过所述第二连接装置与所述第一待加载对象可旋转地连接,所述力传感器用于测量所述直线加载装置产生的力。

[0014] 进一步地,所述加载部施加的作用力通过压心传递到所述第一待加载对象。

[0015] 进一步地,所述加载部包括缸体和加载杆体。

[0016] 进一步地,所述旋转加载装置包括:旋转部,转轴,转接部,扭矩传感器,所述旋转部与所述转轴连接,所述转轴与所述转接部连接,所述旋转部产生的扭矩通过所述转接部作用于所述第二待加载对象,所述扭矩传感器用于测量所述旋转加载装置产生的力矩。

[0017] 另一方面,本发明提供一种供前述加载试验装置进行加载试验的试验台,包括:上台体,下台体,底座,斜滑块,下台体固定在所述底座上,所述下台体的顶面配置有T形槽,供所述上台体移动,所述斜滑块配置在所述上台体上,所述上台体的上表面配置有T型槽,供所述斜滑块移动,斜滑块上固定所述旋转加载装置,所述直线加载装置固定在所述直线加载装置底座之上,该底座固定在所述试验台的底座上。

[0018] 进一步地,所述直线加载装置底座上配置有T型槽,供所述直线加载装置移动,所述试验台的底座配置有T型槽,供所述直线加载装置底座移动。

[0019] 本发明的加载试验装置的优点在于,技术成熟,加载精度高;设计标准与加工精度高,加载可靠性强;结构简单,方便装卸,能够适应各种类型的试验台以对飞行器进行空气动力加载试验。

## 附图说明

[0020] 参照下面结合附图对本发明具体实施方式的说明,会更加容易地理解本发明的目的、特点和优点。附图中的部件只是为了示出本发明的原理。

[0021] 图1本发明的空气动力加载试验装置的结构示意图。

[0022] 图2本发明的直线加载装置的结构示意图。

[0023] 图3本发明的旋转加载装置的结构示意图。

[0024] 图4本发明的空气动力加载试验装置的应用于试验台的结构示意图。

## 具体实施方式

[0025] 下面结合附图来说明本发明的具体实施方式。在本发明的一个附图或一种实施方式中描述的元素和特征可以与一个或多个其它附图或实施方式中示出的元素和特征相结合。应当注意,为了清楚的目的,附图和说明中省略了与本发明无关的、本领域普通技术人员已知的部件和处理的表示和描述。

[0026] 下面结合附图1-4对本发明的加载试验装置做详细说明。

[0027] 附图1示出了本发明的空气动力加载试验装置,包括:直线加载装置1,旋转加载装

置2,直线加载装置1用于对第一待加载对象进行力模拟加载,旋转加载装置2用于对第二待加载对象进行扭矩模拟加载。直线加载装置1的数目和旋转加载装置2的数目均为两个,两个直线加载装置1设置在第一待加载对象的同一侧,两个旋转加载装置2分别设置在第二待加载对象的相对的两侧。

[0028] 作为例子,第一待加载对象是襟副翼18,第二待加载对象是空气舵(未示出)。

[0029] 附图4示出了本发明的空气动力加载试验装置应用于试验台的情形,第一待加载对象(未示出)和第二待加载对象(未示出)设置在同一个试验台上,试验台主要由上台体3、下台体4和底座5等部分组成。下台体4固定(例如通过地脚螺栓)在底座5上,下台体4的顶面有T形槽,可供上台体3前后移动,上台体3移动到位后可用T型螺栓固定。上台体3上配置有斜滑块6,上台体3上表面也配置有T型槽,供斜滑块6前后移动,斜滑块6上固定旋转加载装置2。上台体3可以调节旋转加载装置2的位置;斜滑块6可以调节旋转加载装置2的中心高,并使旋转加载装置2实现固定角度的倾斜。直线加载装置1固定在直线加载装置底座7之上,该底座7上有T型槽,可供直线加载装置1实现单自由度滑动。该底座7固定在台体底座5上,台体底座5同样有T型槽,可供直线加载装置底座7单自由度滑动,直线加载装置底座7滑动到位后均可用T型螺栓固定。

[0030] 试验台台体可为整体铸造平台,舵舱可以安装在试验台台体中心,例如试验台台体中部开有孔(也可根据具体试验,不开孔)。

[0031] 附图2示出了本发明的直线加载装置,直线加载装置1包括:底座,第一连接装置11(优选为连接耳环),加载部(加载部包括缸体12和加载杆体13),力传感器15,第二连接装置16(优选为连接耳环),加载部的一端通过第一连接装置11与底座可旋转地连接,加载部的另一端通过第二连接装置16与第一待加载对象(襟副翼18)可旋转地连接,力传感器15用于测量直线加载装置1产生的力。加载部施加的作用力通过压心17传递到第一待加载对象(襟副翼18)。直线加载装置还可以包括锁紧装置14,力传感器15通过锁紧装置14固定在加载装置的所述另一端。襟副翼18的旋转中心19的初始位置与第二连接装置16的连线垂直于加载装置的轴线。

[0032] 附图3示出了本发明的旋转加载装置,旋转加载装置2包括:旋转部21,转轴22,转接部23,扭矩传感器25,旋转部21与转轴22连接,转轴22与转接部23连接,旋转部21产生的扭矩通过转接部23作用于第二待加载对象(空气舵),扭矩传感器25用于测量旋转加载装置2产生的力矩。转轴22通过转接部23与空气舵连接。旋转加载装置2还可以包括限位装置24,限位装置24用于对旋转部21的旋转角度进行限制。

[0033] 显然,上述实施方式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。这里无需也无法对所有的实施方式予以穷举。而这些属于本发明的精神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内。

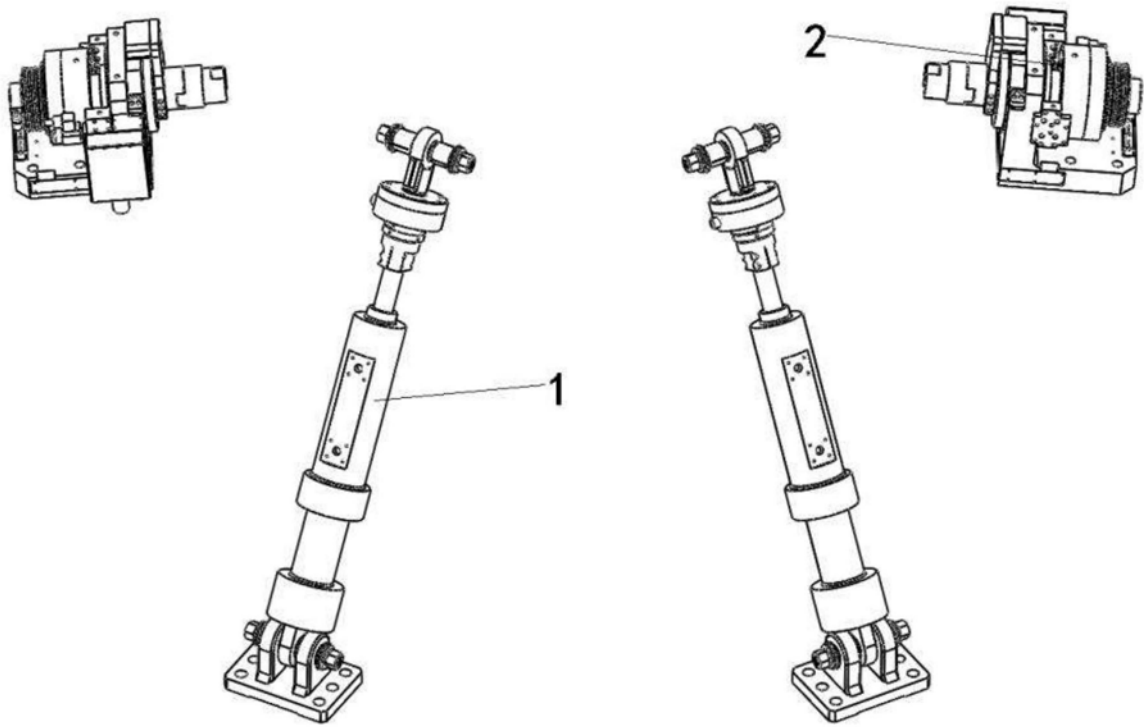


图1

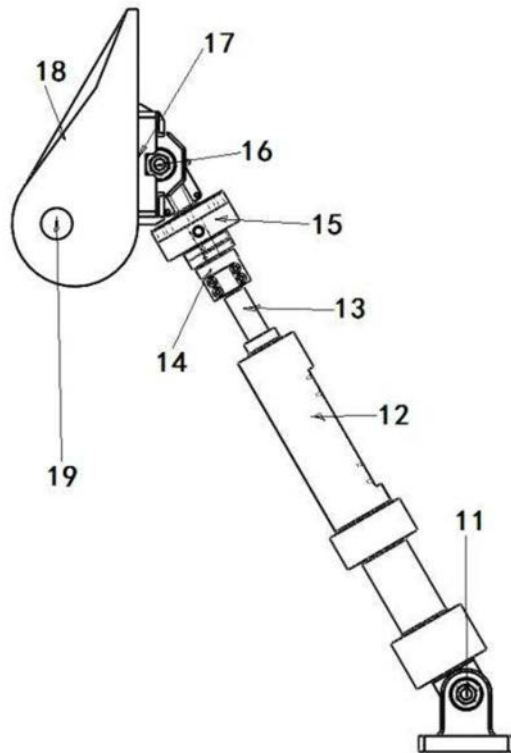


图2

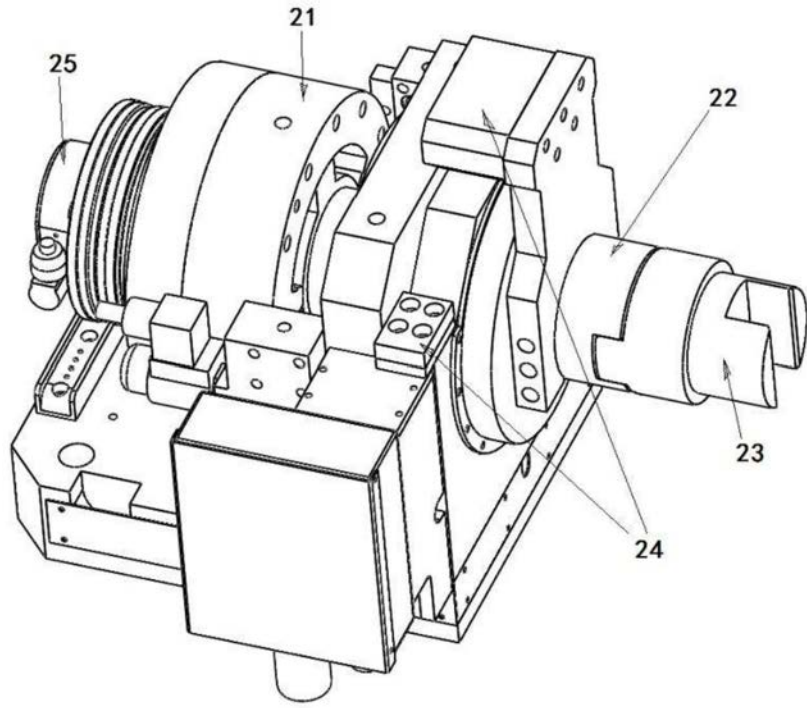


图3

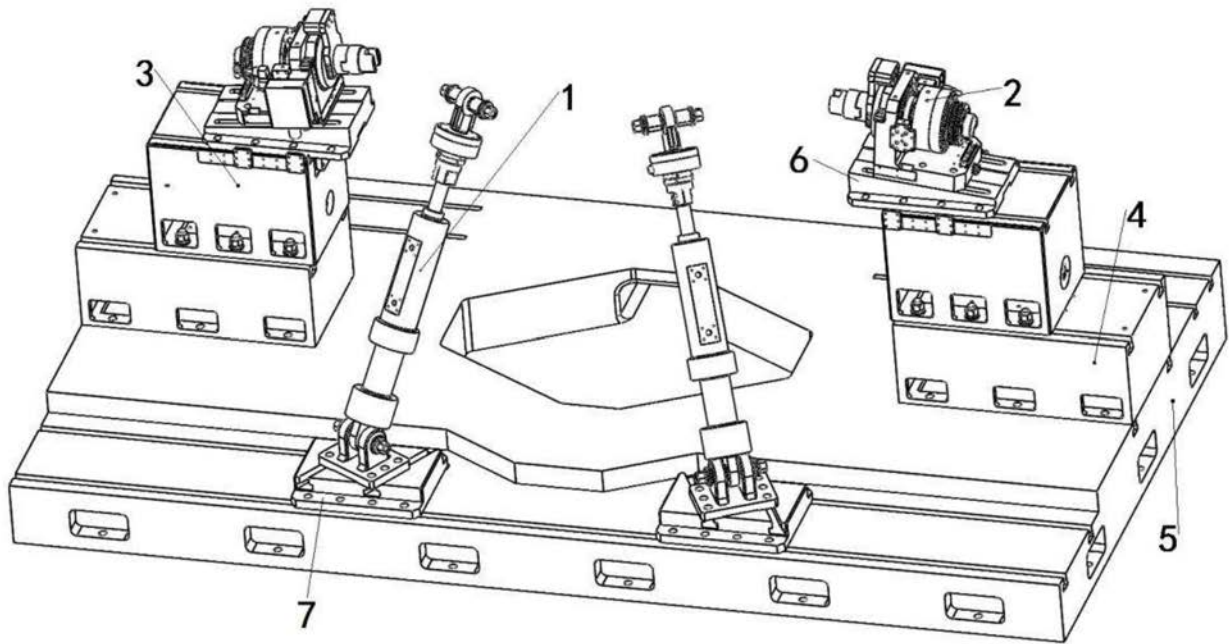


图4