



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106021776 B

(45)授权公告日 2019.06.28

(21)申请号 201610374212.5

G01M 13/00(2019.01)

(22)申请日 2016.05.31

审查员 吴林春

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106021776 A

(43)申请公布日 2016.10.12

(73)专利权人 中国航空工业集团公司西安飞机
设计研究所

地址 710089 陕西省西安市阎良区人民东
路1号

(72)发明人 翟新康 王新波 秦建波

(74)专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

代理人 刘丽萍

(51)Int.Cl.

G06F 17/50(2006.01)

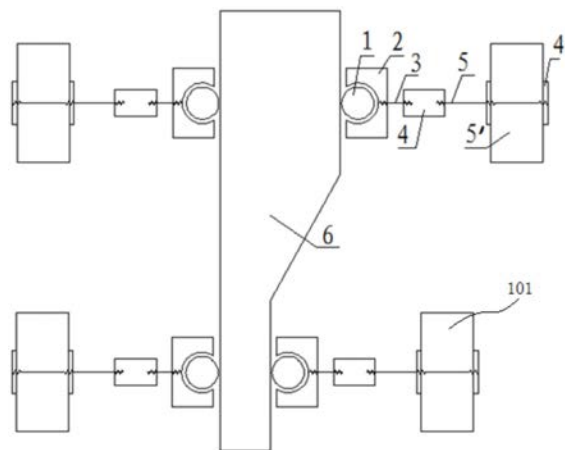
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种飞机结构试验件防弯及测量装置及其
测量方法

(57)摘要

本发明涉及一种飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置,包括多个防弯及测量机构,通过多个所述防弯及测量机构夹持试验件;其中,所述防弯及测量机构包括球形滚轮、滑轮支架、第一丝杠、第二丝杠和传感器,所述球形滚轮置于滑轮支架球面内,且所述球形滚轮压在试验件表面与试验件接触,滑轮支架通过第一丝杠与传感器一端连接,传感器另一端通过第二丝杠固定于承力墙上。本发明的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置通过设置球形滚轮及在球形滚轮连接处布置载荷传感器,达到了既能有效防弯、又能对防弯进行定量控制的目的。



1. 一种飞机结构疲劳试验件定量测量方法,其特征在于,

基于一种飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置实施,所述飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置包括多个防弯及测量机构(101),通过多个所述防弯及测量机构(101)夹持试验件(6);其中,所述防弯及测量机构(101)包括球形滚轮(1)、滑轮支架(2)、第一丝杠(3)、第二丝杠(5)和传感器(4),所述球形滚轮(1)置于滑轮支架(2)球面内,且所述球形滚轮(1)压在试验件(6)表面与试验件接触,滑轮支架(2)通过第一丝杠(3)与传感器(4)一端连接,传感器(4)另一端通过第二丝杠(5)固定于承力墙(5')上;

所述飞机结构疲劳试验件定量测量方法,包括:步骤一:根据试验要求,确定防弯约束点位置、防弯约束点载荷方向、防弯约束点个数 n 、疲劳载荷谱中峰谷值点个数 m ;

步骤二:根据试验方案,按照试验件真实结构、载荷及约束状态,建立力学分析有限元模型,在防弯约束点位置处,建立杆元素模拟防弯支持;

步骤三:将步骤二所建立的有限元模型进行求解,计算各个峰谷值点载荷下所有防弯约束点位置处杆元素的载荷值

$$N'_{ij}, i=1,2,3,\dots,m; j=1,2,3,\dots,n;$$

步骤四:根据载荷值 N'_{ij} 的正负进行约束点有效性判断并重新施加约束后进行所有峰值点载荷下所有约束点载荷计算;

若在第 i 峰谷值载荷下, $N'_{ij}>0$,则取消该杆元素约束;若在第 i 峰谷值载荷下, $N'_{ij}<0$,则施加该杆元素的约束;通过重新施加约束并进行有限元计算可以得到第 i 峰谷值载荷下所有约束点的约束载荷值;

依次,可以得到疲劳载荷谱中所有峰谷值点下所有约束点的约束载荷值 N''_{ij} ;

步骤五:针对任意一个约束点 j ,从所有峰谷值点载荷工况中选出该约束点的最大值 F , $F=\max(N''_{ij})$;

依次,可以得到所有约束点在所有峰谷值点载荷工况下的最大值 F_j , $F_j=\max(N''_{ij})$;

步骤六、按照 $3F_j$ 选取各个约束点处作动筒的量程,并按照滚轮约束定量控制系统示意图进行试验件安装;

步骤七、在疲劳试验过程中,对 n 个防弯约束点进行全程跟踪测量,得到峰谷值点处所有防弯约束点的定量载荷值。

2. 根据权利要求1所述的飞机结构疲劳试验件定量测量方法,其特征在于,所述传感器(4)为载荷传感器。

3. 根据权利要求1所述的飞机结构疲劳试验件定量测量方法,其特征在于,所述防弯及测量机构(101)成对使用,对称布置于试验件(6)的两侧。

一种飞机结构试验件防弯及测量装置及其测量方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空疲劳损伤试验领域,尤其涉及一种飞机结构试验件防弯及测量装置及其测量方法。

背景技术

[0002] 在飞机结构疲劳试验中,经常遇到外载荷与试验件剖面形心不重合、需要对试验件进行防弯约束的情况。最常见的防弯措施是在试验件接触面上安装圆柱型滚轮,保证试验件不发生面外弯曲又不会引起载荷丢失,如图1及图2所示,目前的防弯装置由圆柱滚轮1'、圆柱滚轮支架2'及丝杠3'等组成,其中丝杠3'两端分别与圆柱滚轮支架2'和承力墙5'连接,圆柱滚轮1'又固定安装于圆柱滚轮支架2'上,使用时调整丝杠3'长度,使圆柱滚轮1'的侧面压紧试验件。然而,在疲劳试验过程中,由于防弯约束点载荷大、试验周期长,连接圆柱滚轮1'的螺栓经常出现松动现象,导致每个圆柱滚轮松紧程度不一致,由于圆柱滚轮1'侧面为平面且作用于试验件6便会使圆柱滚轮1'对试验件6的加紧力不同,因而采用这种防弯装置无法对滚轮进行有效的支持及定量控制。

发明内容

[0003] 本发明的目的是提供一种飞机结构试验件防弯及测量装置及其测量方法,解决目前上述问题。

[0004] 为达到上述目的,本发明采用的技术方案是:一种飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置,包括多个防弯及测量机构,通过多个所述防弯及测量机构夹持试验件;其中,所述防弯及测量机构包括球形滚轮、滑轮支架、第一丝杠、第二丝杠和传感器,所述球形滚轮置于滑轮支架球面内,且所述球形滚轮压在试验件表面与试验件接触,滑轮支架通过第一丝杠与传感器一端连接,传感器另一端通过第二丝杠固定于承力墙上。

[0005] 进一步地,所述传感器为载荷传感器。

[0006] 进一步地,所述防弯及测量机构成对使用,对称布置于试验件的两侧。

[0007] 另外,本发明还提供了一种飞机结构疲劳试验件定量测量方法,基于任一上述的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置实施,包括

[0008] 步骤一:根据试验要求,确定防弯约束点位置、防弯约束点载荷方向、防弯约束点个数 n 、疲劳载荷谱中峰谷值点个数 m ;

[0009] 步骤二:根据试验方案,按照试验件真实结构、载荷及约束状态,建立力学分析有限元模型,在防弯约束点位置处,建立杆元素模拟防弯支持;

[0010] 步骤三:将步骤二所建立的有限元模型进行求解,计算各个峰谷值点载荷下所有防弯约束点位置处杆元素的载荷值

[0011] $N'_{ij}, i=1,2,3,\dots,m; j=1,2,3,\dots,n$;

[0012] 步骤四:根据载荷值 N'_{ij} 的正负进行约束点有效性判断并重新施加约束后进行所有峰值点载荷下所有约束点载荷计算;

[0013] 若在第*i*峰谷值载荷下, $N'_{ij} > 0$,则取消该杆元素约束;若在第*i*峰谷值载荷下, $N'_{ij} < 0$,则施加该杆元素的约束;通过重新施加约束并进行有限元计算可以得到第*i*峰谷值载荷下所有约束点的约束载荷值;

[0014] 依次,可以得到疲劳载荷谱中所有峰谷值点下所有约束点的约束载荷值 N''_{ij} ;

[0015] 步骤五:针对任意一个约束点*j*,从所有峰谷值点载荷工况中选出该约束点的最大值 $F, F = \max(N''_{ij})$;

[0016] 依次,可以得到所有约束点在所有峰谷值点载荷工况下的最大值 $F_j, F_j = \max(N''_{ij})$;

[0017] 步骤六、按照 $3F_j$ 选取各个约束点处作动筒的量程,并按照滚轮约束定量控制系统示意图进行试验件安装;

[0018] 步骤七、在疲劳试验过程中,对*n*个防弯约束点进行全程跟踪测量,得到峰谷值点处所有防弯约束点的定量载荷值。

[0019] 本发明的一种飞机结构试验件防弯及测量装置及其测量方法,通过设置球形滚轮及在球形滚轮连接处布置载荷传感器,达到了既能有效防弯、又能对防弯进行定量控制的目的。本发明的定量控制实施原理正确、实施步骤简单、理论分析依据充分,便于对疲劳试验件防弯进行定量控制,解决了飞机结构疲劳试验中防弯约束状态难以定量控制这一难题。

附图说明

[0020] 此处的附图被并入说明书中并构成本说明书的一部分,示出了符合本发明的实施例,并与说明书一起用于解释本发明的原理。

[0021] 图1为现有技术的防弯装置结构示意图;

[0022] 图2为现有技术的防弯装置安装示意图;

[0023] 图3为本发明的防弯及测量机构示意图;

[0024] 图4为本发明的飞机结构试验件防弯及测量装置示意图;

[0025] 其中,

[0026]

1'-圆柱滚轮	2'-圆柱滚轮支架	3'-丝杠
4'-垫板	5'-承力墙	101-防弯及测量机构
1-球形滚轮	2-滚轮支架	3-第一丝杠
4-传感器	5-第二丝杠	6-试验件

具体实施方式

[0027] 为使本发明实施的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行更加详细的描述。在附图中,自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施例是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的,旨在用于解释本发明,而不能理解为对本发明的限制。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造型劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。下

面结合附图对本发明的实施例进行详细说明。

[0028] 在本发明的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明保护范围的限制。

[0029] 如图3及图4所示,本发明的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置包括多个防弯及测量机构101,防弯及测量机构101排列在试验件6的两侧,既可以是对称的排列,也可以按照一定的规则交叉排列在试验件6的两侧。防弯及测量机构101具体包括球形滚轮1、滚轮支架2、第一丝杠3、传感器4和第二丝杠5,球形滚轮1置于滚轮支架2的球腔内,用第一丝杠3连接滚轮支架2与传感器4,用第二丝杠5连接传感器4与承力墙5',为减少振动对承力墙5'的影响,在第二丝杠5与承力墙5'连接的部分还有垫板4',球形滚轮1接触作用于试验件6的表面,至此完成一个防弯及测量机构101的安装,根据试验件要求或受力情况,在试验件6周围上布置多个防弯及测量机构101。需要说明的是,传感器4是载荷传感器,用于测量防弯及测量机构101对试验件6的作用力的大小。下面结合附图3和图4,具体介绍本发明的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置的工作过程,当把试验件6通过本发明的防弯及测量机构101夹持之后,可使试验件6在试验过程中避免因受力不均发生弯曲;此外,试验件6在试验过程中还会产生一些振动,其可能会产生垂直于防弯及测量机构101方向的力,而采用球形滚轮1夹持可有效避免因力的方向变换致使球形滚轮1与滚轮支架2产生松动的问题,而且在防弯及测量机构101中还加装了载荷传感器实时测量与监控防弯及测量机构101对试验件6产生的力的大小,实现定量控制。

[0030] 另外,本发明还提供了一种飞机结构疲劳试验件定量测量方法,其使用的是本发明的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置(准确的说是其有限元模型),下面以某一具体实例对本发明做进一步详细说明。

[0031] 已知:防弯约束点载荷方向与试验件表面垂直,防弯约束点共4个,疲劳载荷谱中峰谷值点个数 $n=6$,本发明的飞机结构疲劳试验件定量测量方法包括:

[0032] 步骤一:根据试验要求,确定防弯约束点位置、防弯约束点载荷方向、防弯约束点 $n=4$,疲劳载荷谱中峰谷值点个数 $m=6$;

[0033] 步骤二:根据试验方案,按照试验件真实结构、载荷及约束状态,建立力学分析有限元模型,在防弯约束点位置处,建立杆元素模拟防弯支持;

[0034] 步骤三:通过有限元模型进行求解,初步计算各个峰谷值点载荷下所有防弯约束点位置处杆元素的载荷值

[0035] $N'_{ij}, i=1,2,3,\dots,m; j=1,2,3,\dots,n,$

[0036] 例如在本实施例中,在第2个峰谷值点载荷工况下, $N'_{21}=2600N, N'_{22}=-856N, N'_{23}=1069N, N'_{24}=-4602N;$

[0037] 步骤四:根据载荷值 N'_{ij} 正负进行约束点有效性判断并重新施加约束后进行所有峰值点载荷下所有约束点载荷计算;

[0038] 若在第 i 峰谷值载荷下, $N'_{ij}>0N'_{ij}(j=1,2,3,\dots,n)>0$,则取消该杆元素约束;若在第 i 峰谷值载荷下, $N'_{ij}<0N'_{ij}(j=1,2,3,\dots,n)<0$,则施加该杆元素的约束;通

过重新施加约束并进行有限元计算可以得到第*i*峰谷值载荷下所有约束点的约束载荷值；

[0039] 依次方法,可以得到疲劳载荷谱中所有峰谷值点下所有约束点的约束载荷值 N''_{ij} , N_{ij} ($i=1,2,3,\dots,m; j=1,2,3,\dots,n$)；

[0040] 在进行第2工况计算时,由于 $N'_{21}=2600N>0$, $N'_{23}=1069N>0$,在有限元模型中只需施加第2个、第4个约束点并进行计算;得到第2工况下, $N'_{21}=0N$, $N'_{22}=-1865N$, $N'_{23}=0N$, $N'_{24}=-902N$;

[0041] 步骤五:针对任意一个约束点*j*,从所有峰谷值点载荷工况中选出该约束点的最大值;

[0042] 依次方法,可以得到所有约束点在所有峰谷值点载荷工况下的最大值 $F_j=\max(N''_{ij})$, $F_j=\max(N_{ij})$ ($i=1,2,3,\dots,m, j=1,2,3,\dots,n$);通过计算,得到第1个约束点在所有载荷工况下的最大值为4608N;

[0043] 步骤六:按照 $3F_j=3\times 4608=13824N$ 选取相应的载荷传感器量程,并按照图3及图4给出的防弯及测量机构的安装位置示意图进行试验件的安装(图中防弯约束点 $n=4$);

[0044] 步骤七:在疲劳试验过程中,对4个防弯约束点进行全程跟踪测量,即可得到各个峰谷值点载荷下防弯约束点处的定量载荷值。

[0045] 本发明的飞机结构疲劳试验件防弯及测量装置及其测量方法针对试验中防弯约束状态难以定量控制这一难题,通过使用球形滚轮1、并在约束点处增加载荷传感器的方法,实现了对约束点载荷定量控制的目的。本发明紧紧围绕飞机结构疲劳试验中防弯约束状态难以定量控制这一事实,在建立试验件加载与支持状态力学有限元模型的基础上,通过理论计算及载荷传感器测量,并根据球形滚轮1约束定量控制系统安装试验件6,给出了飞机结构疲劳试验防弯的定量控制实施过程,达到对约束点载荷定量控制的实施目的。本发明给出的定量控制实施原理正确、实施步骤简单、理论分析依据充分,便于对疲劳试验件防弯进行定量控制,解决了飞机结构疲劳试验中防弯约束状态难以定量控制这一难题。

[0046] 以上所述,仅为本发明的最优具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此,本发明的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

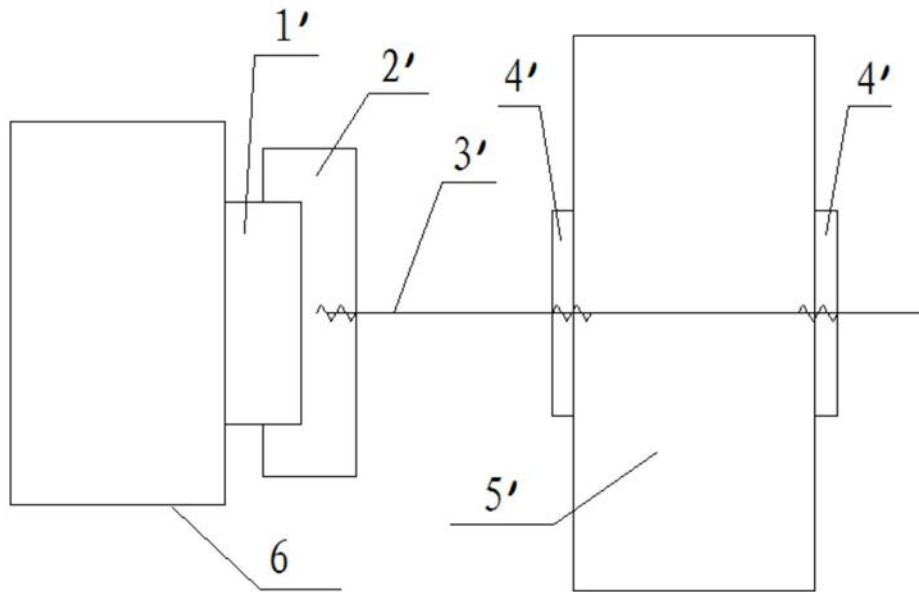


图1

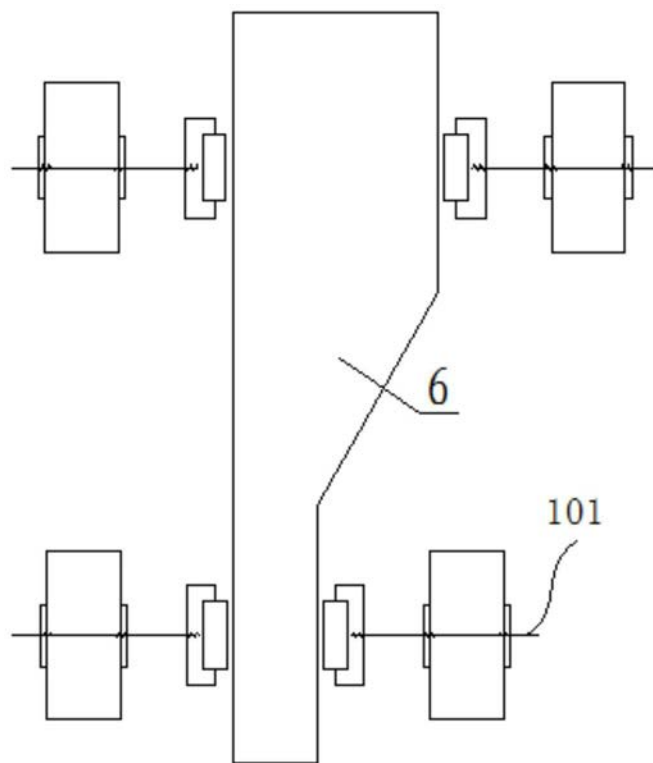


图2

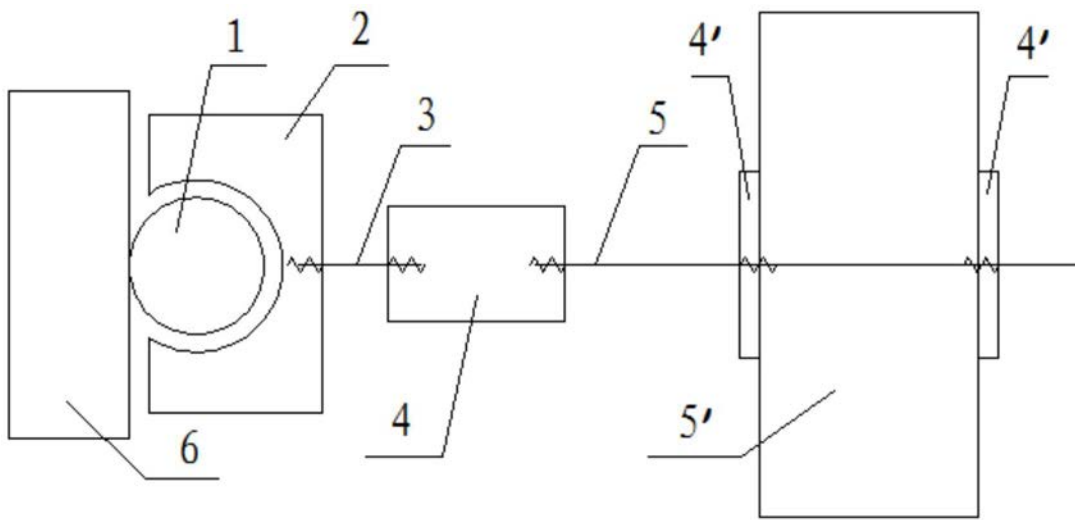


图3

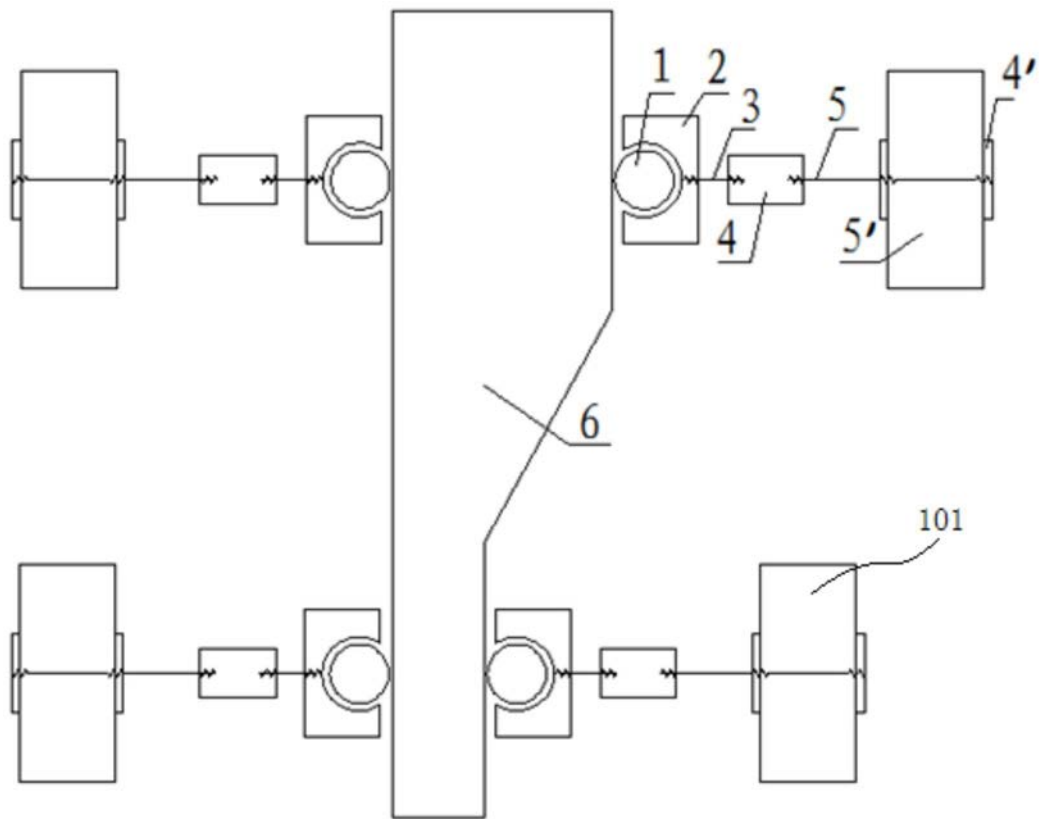


图4