



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 108593249 B

(45)授权公告日 2019.09.06

(21)申请号 201810554113.4

(56)对比文件

(22)申请日 2018.06.01

CN 105784314 A, 2016.07.20,

(65)同一申请的已公布的文献号

CN 105550383 A, 2016.05.04,

申请公布号 CN 108593249 A

CN 106354921 A, 2017.01.25,

(43)申请公布日 2018.09.28

CN 104034497 A, 2014.09.10,

(73)专利权人 中国科学院力学研究所

US 9822835 B1, 2017.11.21,

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15
号

审查员 张少文

(72)发明人 韩桂来 孟宝清 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 9/06(2006.01)

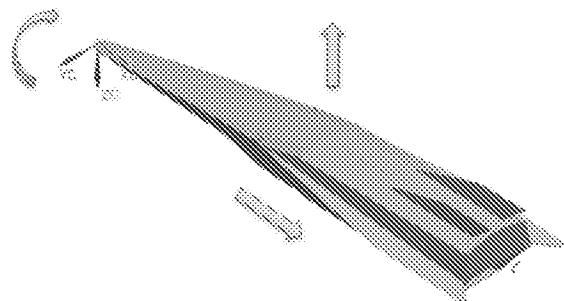
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54)发明名称

一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调
节及其优化方法

(57)摘要

本发明公开了一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法,包括如下步骤:
1)建立所述支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法,确定所述平动刚度及转动刚度与杆轴线方向刚度的分配特征;2)根据步骤1)所述的调节方法,针对测力模型以及六分量天平一体化系统,对其不同的测力分量设计分配不同的刚度,使其与测力分量的气动力量值相匹配,进而提高测力精度。本发明提出的风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节方法,为解决脉冲型风洞短实验时间气动力测量难题提供保证,同时提高了量级相差较大的气动分量测量精度。该方法主要针对风洞实验模型空间杆系支撑方法中的刚度设计问题,具有很重要的意义。



1. 一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法, 其特征在于, 包括如下步骤:

1) 建立所述支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法, 确定所述平动刚度及转动刚度与杆轴线方向刚度的分配特征;

2) 根据步骤1) 所述的调节方法, 针对测力模型以及六分量天平一体化系统, 对其不同的测力分量设计分配不同的刚度, 使其与测力分量的气动力量值相匹配, 进而提高测力精度;

所述支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法通过如下过程得到:

1) 所述支撑结构的平动刚度调节方法对应于气动力的测量; 若干根杆件形成的支撑结构支撑飞行器模型, 每根杆件通过球铰与飞行器模型连接; 由于所述杆件对飞行器模型仅施加杆件轴向方向力; 因此若干根杆件所施加给飞行器模型的力为:

$$\Delta F = \sum_{i=1}^N E_i \frac{\Delta l_i}{l_i} S_i \cos \alpha_i \quad (1)$$

其中, E_i , Δl_i , l_i , S_i , α_i 分别为第 i 根杆件的弹性模量、伸长量、长度、截面积、以及第 i 根杆件轴线与竖直方向的夹角, N 为杆件总的数量;

当飞行器模型有向下的微小位移 Δx 时, 由于 Δx 为微小量, $\Delta x/l_i$ 为小量, 角度变化量 $\Delta \alpha$ 为小量, 则第 i 根杆件的伸长量 Δl_i 与 Δx 的关系为:

$$\Delta l_i = \Delta x \cdot \cos \alpha_i \quad (2)$$

以在竖直方向上的刚度为例, 测力系统在竖直方向上的刚度:

$$K = \frac{\Delta F}{\Delta x} \quad (3)$$

将式(1)代入式(3)可得:

$$K = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} \cos^2 \alpha_i \quad (4)$$

若令:

$$k_i = \frac{E_i S_i}{l_i} \quad (5)$$

则第 i 根杆件在某方向上的刚度为:

$$k_i = k_i \cos^2 \alpha_i \quad (6)$$

因此, 杆件在某特定方向上的刚度分布仅与 k_i 和 α_i 两部分的因素有关;

而 k_i 只与杆件本身的参数有关, 其代表杆件在轴线方向上的刚度, 即杆件本身能够提供的最大刚度约束, 由杆弹性模量 E 、杆长度 l 、杆横截面积 S 决定;

式(6)给出了杆件平动刚度调节分配方法, 即对于各方面参数固定的杆件, 其在空间某个方向上的刚度正比于夹角余弦值的平方; 支撑结构的杆系方案设计中, 支撑结构的刚度可调节, 对于特定的二力杆件, 最大刚度是沿轴向方向, 能够通过设定杆件在空间坐标中的方向来“分配”刚度; 在三维情况中, 三个坐标轴方向刚度之和等于杆件在轴线方向的刚度;

由式(4)可知, 在支撑结构的杆系方案设计中, 能够通过以下参数来调节支撑结构的平动刚度分布: 杆件数量 N 、杆横截面积 S 、杆弹性模量 E 、杆长度 l 、杆角度 α_i ; 可调节参数一共有五个, 刚度调节极其灵活;

2) 所述支撑结构的转动刚度调节方法对应于气动力矩的测量;需要考察飞行器模型绕某点作微小角度转动时所受到的回复力矩,来获得调节转动刚度方法;

以坐标系原点0为飞行器模型的重心,将飞行器模型简化为刚体,用带有质量的刚性横梁代替,其受若干根杆件约束;以俯仰方向为例,考察飞行器模型作微小角度 $\Delta\varphi$ 转动,飞行器模型所受的回复力矩;

设每根杆件与竖直方向的夹角为 β_i ,原点0到杆件与飞行器模型连接位置的距离为 L_i ,当飞行器模型绕重心0作微小角度 $\Delta\varphi$ 转动时,杆件一端位移 Δx_i 如式(7)所示:

$$\Delta x_i = L_i \Delta \varphi \quad (7)$$

每根杆件的伸长量:

$$\Delta l_i = \Delta x_i \cos \beta_i \quad (8)$$

每根杆件的内力:

$$F_i = E_i \frac{\Delta l_i}{l_i} S_i \quad (9)$$

每根杆件内力相对于原点的回复力矩:

$$M_i = F_i L_i \cos \beta_i \quad (10)$$

将式(7)、式(8)和式(9)代入式(10),得回复力矩:

$$M_i = E_i \frac{L_i^2}{l_i} S_i \cos^2 \beta_i \Delta \varphi \quad (11)$$

则有,在转动方向的刚度:

$$k_\varphi = \frac{M_i}{\Delta \varphi} = \frac{E_i S_i}{l_i} (L_i \cos \beta_i)^2 \quad (12)$$

结合式(5),有:

$$k_\varphi = k_i (L_i \cos \beta_i)^2 \quad (13)$$

另外,测力系统总的转动刚度为各个杆件的刚度叠加:

$$K_\varphi = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} (L_i \cos \beta_i)^2 \quad (14)$$

由式(12)可知,对于转动刚度的约束,单根杆件转动刚度调节方法或者调节参数可分为两部分,一部分由杆件本身特性决定,另外一部分取决于力臂;而力臂的影响体现于两方面,一方面为原点到力作用点的位置,即力作用点位置的影响,另一方面为杆的空间方位角;

由式(14)可知,对于支撑结构转动刚度的调节,包含有六个参数,其中五个参数与支撑结构的平动刚度调节中的参数一致,多出的参数为力作用点位置;因此,能够通过调节六个参数达到调节系统转动刚度的目的。

2. 根据权利要求1所述的刚度分布调节及其优化方法,其特征在于,针对所述测力模型以及六分量天平一体化系统,能够根据支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法进行不同刚度的分配;对于所述六分量天平一体化系统中某一分量气动力较大的情况,在该方向进行刚度调节来保证高的设计刚度,对于某分量气动力较小的情况,分配较低的刚度,通过匹配性设计,达到两方向测力元件的测力变形基本一致,从而提高测力精度。

一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法

技术领域

[0001] 本发明涉及风洞实验技术领域,具体地涉及一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法。

背景技术

[0002] 在风洞实验中,飞行器的支撑结构采用二力杆件实现了飞行器在风洞中多点支撑;该空间杆系支撑结构具有支撑力分布简单,刚度约束大,流场干扰小的特点;解决了传统的尾部支撑刚度不足、腹部/背部支撑方式对流场干扰大,以及张线支撑的索系内力复杂等问题;而且在风洞实验方面具有明显的优势和创新发展的潜力,尤其用于全尺度、大模型气动实验。

[0003] 测力系统的刚度直接决定了有效实验时间内可采集的信号周期数;刚度调节为测力天平灵敏度与刚度平衡点的寻求提供保证,因此测力系统的刚度设计与调节具有极为重要的现实意义。结合支撑结构刚度可调节的优势,针对不同分量气动力量级相差较大的问题,可进行六分量间灵敏度匹配设计以优化空间杆系布置方案,从而提高测力精度。刚度调节方法解决了传统天平加工成型后刚度几乎固定的难题,优化方法解决了传统天平分量间刚度灵敏度难以完全匹配气动力分量量级的难题。因此,本发明提出的方法对于高精度测力具有重要意义。

发明内容

[0004] 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风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法。

[0005] 为达到上述目的,本发明采用下述技术方案:

[0006] 一种风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节及其优化方法,包括如下步骤:

[0007] 1)建立所述支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法,确定所述平动刚度及转动刚度与杆轴线方向刚度的分配特征;

[0008] 2)根据步骤1)所述的调节方法,针对测力模型以及六分量天平一体化系统,对其不同的测力分量设计分配不同的刚度,使其与测力分量的气动力量值相匹配,进而提高测力精度。

[0009] 优选地,所述支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法通过如下过程得到:

[0010] 1)所述支撑结构的平动刚度调节方法对应于气动力的测量;从二维角度来说明,如图1(a)和图1(b)所示,若干根杆件形成的支撑结构支撑飞行器模型,每根杆件通过球铰与飞行器模型连接;由于所述杆件对飞行器模型仅施加杆件轴向方向力;因此若干根杆件所施加给飞行器模型的力为:

$$[0011] \Delta F = \sum_{i=1}^N E_i \frac{\Delta l_i}{l_i} S_i \cos \alpha_i \quad (1)$$

[0012] 其中, E_i , Δl_i , l_i , S_i , α_i 分别为第 i 根杆件的弹性模量、伸长量、长度、截面积、以及第 i 根杆件轴线与竖直方向的夹角, N 为杆件总的数量;

[0013] 当飞行器模型有向下的微小位移 Δx 时, 由于 Δx 为微小量, $\Delta x/l_i$ 为小量, 角度变化量 $\Delta \alpha$ 为小量, 则第 i 根杆件的伸长量 Δl_i 与 Δx 的关系为:

$$[0014] \Delta l_i = \Delta x \cdot \cos \alpha_i \quad (2)$$

[0015] 以在竖直方向上的刚度为例, 测力系统在竖直方向上的刚度:

$$[0016] K = \frac{\Delta F}{\Delta x} \quad (3)$$

[0017] 将式(1)代入式(3)可得:

$$[0018] K = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} \cos^2 \alpha_i \quad (4)$$

[0019] 若令:

$$[0020] k_i = \frac{E_i S_i}{l_i} \quad (5)$$

[0021] 则第 i 根杆件在某方向上的刚度为:

$$[0022] k = k_i \cos^2 \alpha_i \quad (6)$$

[0023] 因此, 杆件在某特定方向上的刚度分布仅与 k_i 和 α_i 两部分的因素有关;

[0024] 而 k_i 只与杆件本身的参数有关, 其代表杆件在轴线方向上的刚度, 即杆件本身能够提供的最大刚度约束, 由杆弹性模型模量 E 、杆长度 l 、杆横截面积 S 决定;

[0025] 式(6)给出了杆件平动刚度调节分配方法, 即对于各方面参数固定的杆件, 其在空间某个方向上的刚度正比于夹角余弦值的平方; 支撑结构的杆系方案设计中, 支撑结构的刚度可调节, 对于特定的二力杆件, 最大刚度是沿轴向方向, 能够通过设定杆件在空间坐标中的方向来“分配”刚度; 在三维情况中, 三个坐标轴方向刚度之和等于杆件在轴线方向的刚度。

[0026] 由式(4)可知, 在支撑结构的杆系方案设计中, 能够通过以下参数来调节支撑结构的平动刚度分布: 杆件数量 N 、杆横截面积 S (对于圆截面杆件, 为杆直径 d)、杆弹性模量 E 、杆长度 l 、杆角度 α_i ; 可调节参数一共有五个, 刚度调节极其灵活;

[0027] 2) 所述支撑结构的转动刚度调节方法对应于气动力矩的测量; 需要考察飞行器模型绕某点作微小角度转动时所受到的回复力矩, 来获得调节转动刚度方法;

[0028] 如图1(a) 和图1(b) 所示, 以坐标系原点 O 为飞行器模型的重心, 将飞行器模型简化为刚体, 用带有质量的刚性横梁代替, 其受若干根杆件约束; 以俯仰方向为例, 考察飞行器模型作微小角度 $\Delta \varphi$ 转动, 飞行器模型所受的回复力矩;

[0029] 设每根杆件与竖直方向的夹角为 β_i , 原点 O 到杆件与飞行器模型连接位置的距离为 L_i , 当飞行器模型绕重心 O 作微小角度 $\Delta \varphi$ 转动时, 杆件一端位移 Δx_i 如式(7)所示:

$$[0030] \Delta x_i = L_i \Delta \varphi \quad (7)$$

[0031] 每根杆件的伸长量:

$$[0032] \Delta l_i = \Delta x_i \cos \beta_i \quad (8)$$

[0033] 每根杆件的内力:

[0034] $F_i = E_i \frac{\Delta l_i}{l_i} S_i$ (9)

[0035] 每根杆件内力相对于原点的回复力矩:

[0036] $M_i = F_i L_i \cos \beta_i$ (10)

[0037] 将式(7)、式(8)和式(9)代入式(10),得回复力矩:

[0038] $M_i = E_i \frac{L_i^2}{l_i} S_i \cos^2 \beta_i \Delta \varphi$ (11)

[0039] 则有,在转动方向的刚度:

[0040] $k_\varphi = \frac{M_i}{\Delta \varphi} = \frac{E_i S_i}{l_i} (L_i \cos \beta_i)^2$ (12)

[0041] 结合式(5),有:

[0042] $k_\varphi = k_i (L_i \cos \beta_i)^2$ (13)

[0043] 另外,测力系统总的转动刚度为各个杆件的刚度叠加:

[0044] $K_\varphi = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} (L_i \cos \beta_i)^2$ (14)

[0045] 由式(12)可知,对于转动刚度的约束,单根杆件转动刚度调节方法或者调节参数可分为两部分,一部分由杆件本身特性决定,另外一部分取决于力臂;而力臂的影响体现于两方面,一方面为原点到力作用点的位置,即力作用点位置的影响,另一方面为杆的空间方位角;

[0046] 由式(14)可知,对于支撑结构转动刚度的调节,包含有六个参数,其中五个参数与支撑结构的平动刚度调节中的参数一致,多出的参数为力作用点位置;因此,能够通过调节六个参数达到调节系统转动刚度的目的;

[0047] 优选地,针对所述测力模型以及六分量天平一体化系统,能够根据支撑结构的平动刚度、转动刚度的表征参数及调节方法进行不同刚度的分配;对于所述六分量天平一体化系统中某一分量气动力较大的情况,在该方向进行刚度调节来保证高的设计刚度,对于某分量气动力较小的情况,分配较低的刚度,通过匹配性设计,达到两方向测力元件的测力变形基本一致,从而提高测力精度。

[0048] 本发明的有益效果如下:

[0049] 本发明提出的风洞实验模型支撑结构的刚度分布调节方法,为解决脉冲型风洞短实验时间气动力测量难题提供保证,同时提高了量级相差较大的气动分量测量精度。该方法主要针对风洞实验模型空间杆系支撑方法中的刚度设计问题,具有很重要的意义。

附图说明

[0050] 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。

[0051] 图1(a)和(b)均为本发明实施例1中空间杆系平动刚度调节的结构示意图。

[0052] 图2(a)和(b)均为本发明实施例2中空间杆系转动刚度调节的结构示意图。

[0053] 图3为本发明实施例3中飞行器模型结构示意图。

[0054] 其中,1、风洞,2、飞行器模型,3、飞行器匀质梁,101、第一杆件,102、第二杆件,

103、第三杆件,104、第四杆件。

具体实施方式

[0055] 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。

[0056] 实施例1

[0057] 如图1(a)和(b)所示,一种空间杆系平动刚度调节的结构,包括杆件1和飞行器模型2,杆件1包括第一杆件101、第二杆件102、第三杆件103、第四杆件104和飞行器模型2,测力系统在某一方向的刚度是各杆件刚度在该方向分配之和

$$K = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} \cos^2 \alpha_i \quad \text{其中, } i = 1, 2, 3, 4, N = 4,$$

第*i*根杆件的刚度贡献能够通过调节以下参数获得:杆横截面积S_i(对于圆截面杆件,相对于为杆直径d)、杆弹性模量E_i、杆长度l_i、杆轴线与竖直方向的夹角α_i。平动刚度调节极其灵活。

[0058] 实施例2

[0059] 如图2(a)和(b)所示,一种空间杆系转动刚度调节的结构,包括杆件1和飞行器模型连接的飞行器匀质梁3;杆件1包括第一杆件101、第二杆件102、第三杆件103、第四杆件

$$104, \text{ 测力系统在某一方向的转动刚度是各杆件刚度之和} K_\phi = \sum_{i=1}^N \frac{E_i S_i}{l_i} (L_i \cos \beta_i)^2 \quad \text{其中, } i = 1, 2, 3, 4, N = 4,$$

第*i*根杆件的刚度贡献能够通过调节以下参数获得:杆横截面积S_i(对于圆截面杆件,相对于为杆直径d)、杆弹性模量E_i、杆长度l_i、杆轴线与竖直方向的夹角α_i、原点到力作用点的位置。转动刚度调节极其灵活。

[0060] 实施例3

[0061] 如图3所示,对于某飞行器模型,若其轴向力较小,法向力较大,能够通过调节两方向上的平动刚度共5个参数,包含杆数量N、杆横截面积S(对于圆截面杆件,相对于为杆直径d)、杆弹性模量E、杆长度l、杆轴线与竖直方向的夹角,进行参数设计使得轴向刚度较小,法向刚度较大,使得法向以及轴向测力元件变形在同一量级,从而提高测力精度。同时,在兼顾法向力方向刚度约束条件下,通过调节力作用点位置来调节俯仰力矩方向刚度,从而达到三个分量的气动力测量元件变形相近。对于六分量的气动力设计与此类似。

[0062] 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能够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。

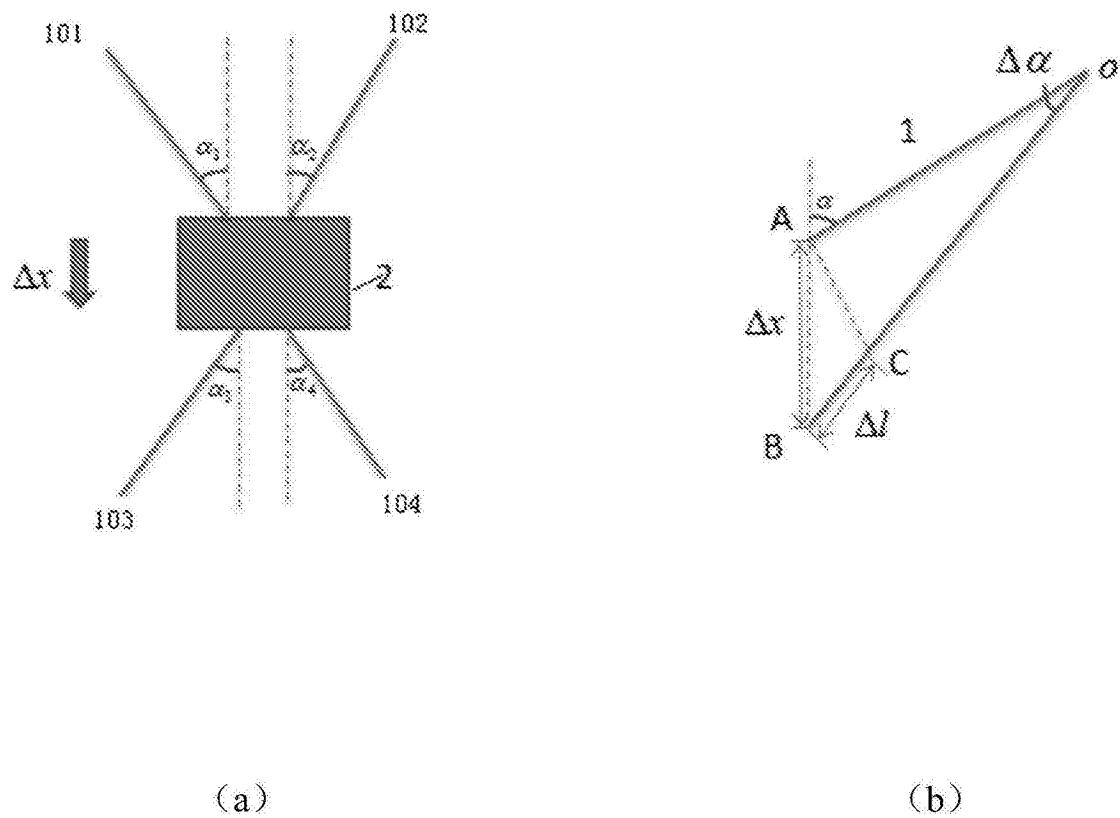
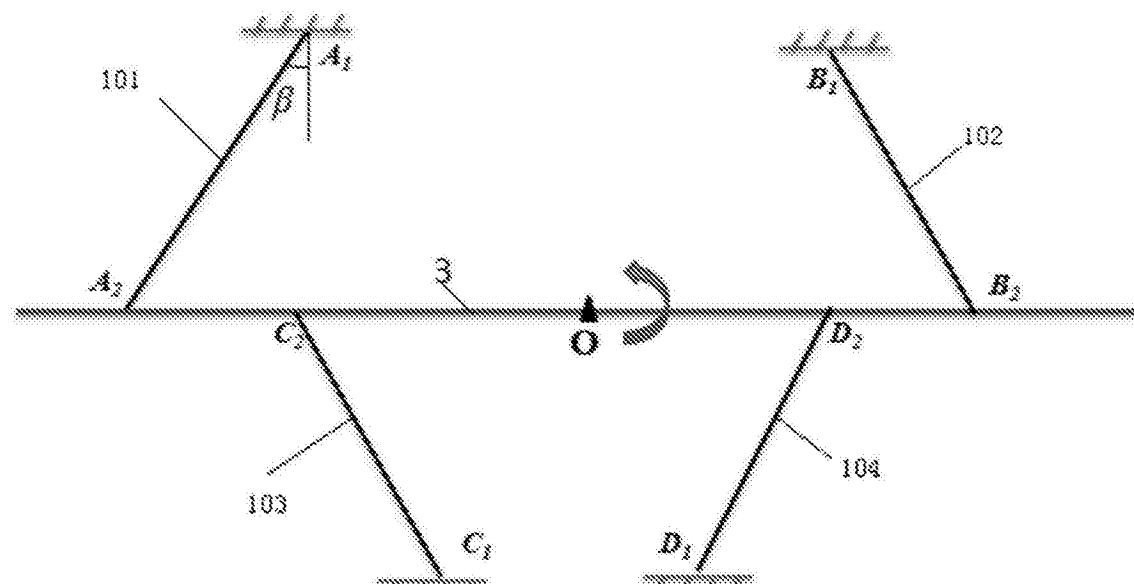
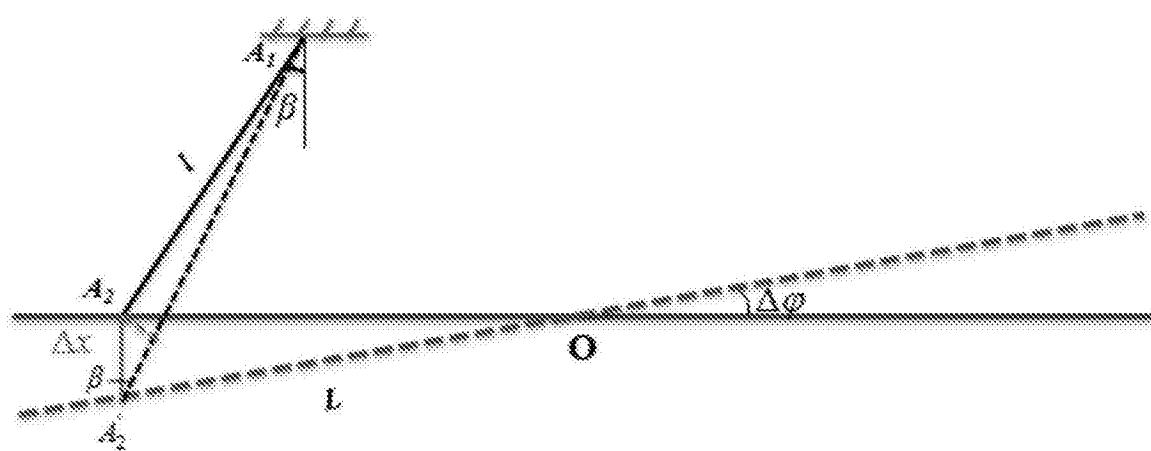


图1



(a)



(b)

图2

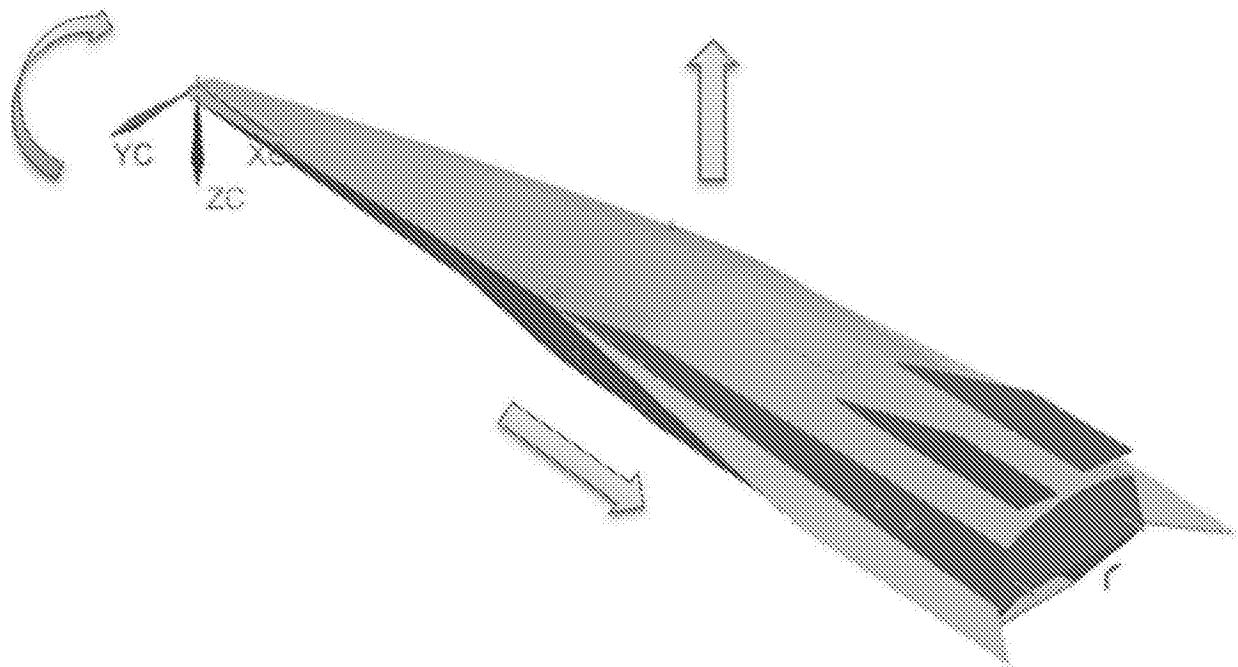


图3