



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105466371 B

(45)授权公告日 2018.06.01

(21)申请号 201510817691.9

(22)申请日 2015.11.23

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105466371 A

(43)申请公布日 2016.04.06

(73)专利权人 西安航空制动科技有限公司

地址 713106 陕西省咸阳市兴平市西城区
金城路

(72)发明人 邓伟林 习鹤 张炜 肖继平

马晓军

(74)专利代理机构 西北工业大学专利中心

61204

代理人 慕安荣

(51)Int.Cl.

G01B 21/00(2006.01)

(56)对比文件

CN 102135461 A,2011.07.27,

CN 2525472 Y,2002.12.11,

CN 102323068 A,2012.01.18,

CN 101788355 A,2010.07.28,

KR 10-2010-0048064 A,2010.05.11,

JP 昭58-148908 A,1983.09.05,

CN 103884299 A,2014.06.25,

审查员 乐兵兵

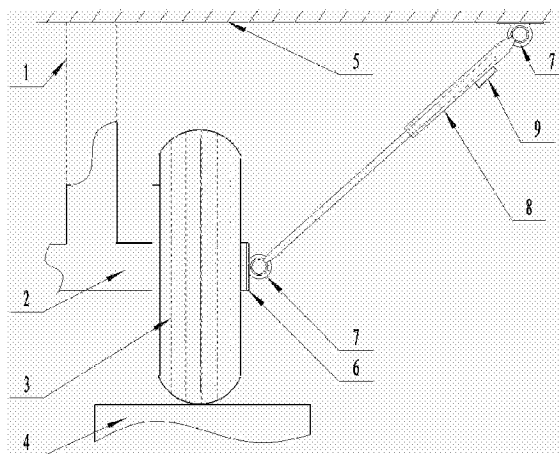
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54)发明名称

测量飞机起落架轮轴端位置的装置及测量方法

(57)摘要

一种测量飞机起落架轮轴端位置的装置及测量方法。所述的测量装置在直线位移传感器的两端各有一个万向球铰。三轴向倾角传感器粘贴在直线位移传感器套筒端的外圆周表面上,并且当直线位移传感器随起落架安装在加载平台的下表面上后,该三轴向倾角传感器处于背离所述加载平台下表面的位置。本发明是在带起落架机轮刹车试验时测量起落架轮轴端位置状态就能实现对起落架轮轴端位置状态的精确实时测量,得到起落架轮轴端位置的实时动态响应曲线。测量得到的数据对起落架强度、寿命进行准确的评估,为研究性能更佳的起落架提供可信的试验依据,并为机轮、轮轴、刹车系统和起落架支柱间有更好的匹配性能提供试验数据。



1. 一种测量飞机起落架轮轴端位置的装置,其特征在于,所述的测量装置包括固定支座、万向球铰、直线位移传感器和三轴向倾角传感器;所述的直线位移传感器的两端各有一个万向球铰,其中位于所述直线位移传感器伸缩杆端的万向球铰的固定端通过固定支座安装在轮轴的端面上,位于所述直线位移传感器套筒端的万向球铰的固定端随起落架一起安装在加载平台的下表面上;所述的三轴向倾角传感器粘贴在所述直线位移传感器套筒端的外圆周表面上,并且当所述直线位移传感器随起落架安装在加载平台的下表面上后,该三轴向倾角传感器处于背离所述加载平台下表面的位置。

2. 如权利要求1所述测量飞机起落架轮轴端位置的装置,其特征在于,所述的三轴向倾角传感器通过卡具安装在直线位移传感器的套筒部分下表面。

3. 如权利要求1所述测量飞机起落架轮轴端位置的装置,其特征在于,所述的固定支座的边缘有用于将该固定支座与轮轴的端面固连的通孔;在该固定支座的外表面有由于固定所述万向球铰的螺纹盲孔,通过螺栓将万向球铰安装在固定支座的外表面;安装后的万向球铰的球心须在轮轴轴线的延长线上。

4. 一种利用权利要求1所述测量飞机起落架轮轴端位置的装置测量飞机起落架轮轴端位置的方法,其特征在于,具体过程是:

步骤1:建立坐标系,所述的坐标轴系有y轴、z轴和x轴,其中:y轴为轮轴的轴线方向;z轴为重力方向;x轴的方向为轮轴径向的水平方向,在所述坐标轴系中表示飞机航向方向;坐标轴系的原点为安装在加载平台上的万向球铰的圆心;

步骤2:确定起落架轮轴端的初始位置点;加载平台带动整个起落架沿坐标轴系中的z轴向下移动,使得机轮轮胎与鼓轮表面处于临界接触状态;分别记录此状态时油缸位置 Z_0 、直线位移传感器长度 L_0 、直线位移传感器和航向X轴方向的夹角 α_x^0 ,直线位移传感器和和轴向Y轴方向的夹角 α_y^0 ,直线位移传感器和重力Z轴方向的夹角 α_z^0 ;起落架初始状态位置点为 (X_0, Y_0, Z_0) ,其中, $X_0 = \cos\alpha_x^0 * L_0$, $Y_0 = \cos\alpha_y^0 * L_0$, $Z_0 = \cos\alpha_z^0 * L_0$;得到起落架轮轴端的初始位置点;

步骤3:加载试验;对起落架进行加载;在载荷的作用下,所述的起落架和机轮轮胎均产生压缩并位移;当加载至额定试验载荷后,记录此状态下油缸位置 Z_1 、直线位移传感器长度 L_1 、直线位移传感器和航向X轴方向的夹角 α_x^1 ,直线位移传感器和和轴向Y轴方向的夹角 α_y^1 ,直线位移传感器和重力Z轴方向的夹角 α_z^1 ;

步骤4:计算起落架加载载荷后位置;记加载载荷后起落架轮轴端位置状态值为空间点 (X_1, Y_1, Z_1) ,有 $X_1 = \cos\alpha_x^1 * L_1$, $Y_1 = \cos\alpha_y^1 * L_1$, $Z_1 = \cos\alpha_z^1 * L_1$;

起落架缓冲支柱压缩量为 $\Delta Z = Z_0 - Z_1$, $\Delta Z = \cos\alpha_z^0 * L_0 - \cos\alpha_z^1 * L_1$;

起落架航向位移 $\Delta X = X_0 - X_1$, $\Delta X = \cos\alpha_x^0 * L_0 - \cos\alpha_x^1 * L_1$;

起落架轴向位移 $\Delta Y = Y_0 - Y_1$, $\Delta Y = \cos\alpha_y^0 * L_0 - \cos\alpha_y^1 * L_1$;

至此,完成了对某型飞机起落架轮轴端位置的测量。

测量飞机起落架轮轴端位置的装置及测量方法

技术领域

[0001] 本发明属于飞机刹车试验技术,具体涉及一种用于带起落架刹车动力试验中的飞机起落架轮轴端位置测量装置及方法。

背景技术

[0002] 起落架是飞机的主要部件之一,包括减震系统、受力支柱、机轮、刹车装置、收放机构和其他一些系统,它可以吸收并耗散飞机着陆时垂直速度所产生的动能,保证飞机能够自如而又稳定地完成在地面上的各种动作,其工作性能的好坏以及可取性直接影响飞机的使用和安全。

[0003] 起落架如同飞机其他结构一样,如在保证起落架结构的强度、刚度以及预期的安全寿命的前提下,重量最小,又如应使起落架使用、维护方便,易于更换修理,还有空气动力和工艺性、经济性要求等。在使用中,属于起落架系统范畴的问题也比较多,而它对飞机的安全又有很大关系,因此起落架应具有很高的可靠性。

[0004] 机轮与刹车系统是起落架的重要组成部分之一,其性能试验需与起落架紧密相连。以往国内对于刹车系统性能试验和起落架性能试验均是分别进行试验,并没有对针对带起落架的刹车系统进行刹车性能试验。

[0005] 随着飞机的发展,飞机的性能要求不断提高,飞机起飞与着陆时速度及重量逐渐增加,起飞与着陆过程中的安全问题日益突出,对起落架的要求也提出了更高的要求。因此,国内开始进行对带刹车系统的起落架进行整体的综合联试试验,目的是使得刹车系统和起落架有更好的匹配性能。

[0006] 《测控技术》2013年第32卷第9期的《起落架落震试验起落架技术概述》中介绍了在起落架落震试验中几种对起落架测量的方法,但并没有对起落架轮轴端位置进行测量。

[0007] 当飞机刹车滑行时,飞机机轮轮轴的受力情况非常复杂,机轮轮轴主要受力包括:刹车装置提供的刹车力矩、由垂直向下的飞机载荷产生的弯应力,以及当飞机受侧风影响时,由该侧风引起的轴向拉/压力。刹车系统对于同一起落架的不同机轮进行单独的刹车压力控制,因此,不同机轮的刹车力矩不同,以及在其他复杂的受力环境中,导致起落架轮轴在不同受力情况下偏离正常停机载荷下所处的位置。尤其对于小车式起落架,单个起落架支柱带有多个机轮和轮轴,更应在不同受力情况下起落架的综合联试试验中取得各类测试数据。

发明内容

[0008] 本发明的目的是,克服现有技术不能适应带起落架飞机机轮刹车试验,或成本高、实施困难的缺点,提供一种测量飞机起落架轮轴端位置的装置及测量方法。

[0009] 本发明提出的测量装置包括固定支座、万向球铰、直线位移传感器和三轴向倾角传感器。所述的直线位移传感器的两端各有一个万向球铰,其中位于所述直线位移传感器伸缩杆端的万向球铰的固定端通过固定支座安装在轮轴的端面上,位于所述直线位移传感

器套筒端的万向球铰的固定端随起落架一起安装在加载平台的下表面上。所述的三轴向倾角传感器粘贴在所述直线位移传感器套筒端的外圆周表面上,并且当所述直线位移传感器随起落架安装在加载平台的下表面上后,该三轴向倾角传感器处于背离所述加载平台下表面的位置。

[0010] 所述的三轴向倾角传感器通过卡具安装与直线位移传感器的套筒部分下表面。

[0011] 所述的固定支座的边缘有用于将该固定支座与轮轴的端面固连的通孔;在该固定支座的外表面有由于固定所述万向球铰的螺纹盲孔,通过螺栓将万向球铰安装在固定支座的外表面。安装后的万向球铰的球心须在轮轴轴线的延长线上。

[0012] 本发明提出的利用所述测量装置测量测量飞机起落架轮轴端位置具体过程是:

[0013] 步骤1:建立坐标系,所述的坐标轴系有y轴、z轴和x轴,其中:y轴为轮轴的轴线方向;z轴为重力方向;x轴的方向为轮轴径向的水平方向,在所述坐标轴系中表示飞机航向方向。坐标轴系的原点为安装在加载平台上的万向球铰的圆心。

[0014] 步骤2:确定起落架轮轴端的初始位置点。加载平台带动整个起落架沿坐标轴系中的z轴向下移动,使得机轮轮胎与鼓轮表面处于临界接触状态。分别记录此状态时油缸位置 Z_0 、直线位置传感器长度 L_0 、直线位移传感器和航向X轴方向的夹角 α_x^0 ,直线位移传感器和轴向Y轴方向的夹角 α_y^0 ,直线位移传感器和重力Z轴方向的夹角 α_z^0 。起落架初始状态位置点为 (X_0, Y_0, Z_0) ,其中, $X_0 = \cos \alpha_x^0 * L_0$, $Y_0 = \cos \alpha_y^0 * L_0$, $Z_0 = \cos \alpha_z^0 * L_0$ 。得到起落架轮轴端的初始位置点。

[0015] 步骤3:加载试验。对起落架进行加载。在载荷的作用下,所述的起落架和机轮轮胎均产生压缩并位移。当加载至额定试验载荷后,记录此状态下油缸位置 Z_1 、直线位移传感器长度 L_1 、直线位移传感器和航向X轴方向的夹角 α_x^1 ,直线位移传感器和轴向Y轴方向的夹角 α_y^1 ,直线位移传感器和重力Z轴方向的夹角 α_z^1 。

[0016] 步骤4:计算起落架加载载荷后位置。记加载载荷后起落架轮轴端位置状态值为空间点 (X_1, Y_1, Z_1) ,有 $X_1 = \cos \alpha_x^1 * L_1$, $Y_1 = \cos \alpha_y^1 * L_1$, $Z_1 = \cos \alpha_z^1 * L_1$ 。

[0017] 起落架缓冲支柱压缩量为 $\Delta Z = Z_0 - Z_1$, $\Delta Z = \cos \alpha_z^0 * L_0 - \cos \alpha_z^1 * L_1$;

[0018] 起落架航向位移 $\Delta X = X_0 - X_1$, $\Delta X = \cos \alpha_x^0 * L_0 - \cos \alpha_x^1 * L_1$;

[0019] 起落架轴向位移 $\Delta Y = Y_0 - Y_1$, $\Delta Y = \cos \alpha_y^0 * L_0 - \cos \alpha_y^1 * L_1$ 。

[0020] 至此,完成了对某型飞机起落架轮轴端位置的测量。

[0021] 本发明所述的飞机起落架轮轴端位置测量装置及方法是在带起落架机轮刹车试验时测量起落架轮轴端位置状态。本发明利用简单的测量装置及方法就能实现对起落架轮轴端位置状态的精确测量,并可实时测量,得到起落架轮轴端位置的实时动态响应曲线。测量得到的数据可对起落架强度、寿命进行准确的评估,为研究性能更佳的起落架提供可信的试验依据,为研究机轮、轮轴、刹车系统和起落架支柱间有更好的匹配性能提供试验数据。

附图说明

[0022] 图1是飞机起落架轮轴端位置测量装置的结构示意图。

[0023] 图2是测量飞机起落架轮轴端位置的示意图。

[0024] 附图代号说明：

[0025] 1-起落架支柱；2-轮轴；3-机轮轮胎；4-鼓轮；5-加载平台；6-固定支座；7-万向球铰；8-直线位移传感器；9-三轴向倾角传感器。

具体实施方式

[0026] 所述的测量装置包括固定支座6、万向球铰7、直线位移传感器8和三轴向倾角传感器9。

[0027] 所述的直线位移传感器8为刚性的LVDT直线位移传感器，在该直线位移传感器的两端各有一个万向球铰7，其中位于所述直线位移传感器伸缩杆端的万向球铰的固定端通过固定支座6安装在轮轴的端面上，位于所述直线位移传感器套筒端的万向球铰的固定端随起落架一起安装在加载平台5的下表面上。所述的三轴向倾角传感器9粘贴在所述直线位移传感器套筒端的外圆周表面上，并且当所述直线位移传感器随起落架安装在加载平台5的下表面上后，该三轴向倾角传感器9处于背离所述加载平台下表面的位置。

[0028] 所述的万向球铰7、直线位移传感器8和三轴向倾角传感器9均采用现有技术。

[0029] 所述的三轴向倾角传感器9通过卡具安装与直线位移传感器8的套筒部分下表面，能够测量直线位移传感器8在X、Y、Z三自由度方向的角度。

[0030] 所述的固定支座6为圆盘状，在该固定支座的边缘有贯通该固定支座上下表面的通孔，用于将该固定支座与轮轴2的端面固连；在该固定支座的外表面有由于固定所述万向球铰的螺纹盲孔，通过螺栓将万向球铰安装在固定支座的外表面。安装后的万向球铰的球心须在轮轴轴线的延长线上。

[0031] 使用所述测量装置测试某型飞机起落架轮轴端位置时，起落架1安装在试验台的加载平台5上。所述起落架包括机轮轮胎3和轮轴2。

[0032] 所述加载平台5通过液压系统带动起落架1向鼓轮4表面施加压力，模拟跑道与机轮之间的受力情况。测试中所述鼓轮4用于模拟跑道，起落架向该鼓轮表面施加压力等同于飞机载荷所施加在起落架上的载荷。

[0033] 具体测量过程如下：

[0034] 步骤1：建立坐标系，所述的坐标轴系有y轴、z轴和x轴，其中：y轴为轮轴的轴线方向；z轴为重力方向；x轴的方向为轮轴径向的水平方向，在所述坐标轴系中表示飞机航向方向。坐标轴系的原点为安装在加载平台上的万向球铰7的圆心，如图2所示。

[0035] 步骤2：确定起落架轮轴端的初始位置点。加载平台5带动整个起落架沿坐标轴系中的z轴向下移动，使得机轮轮胎与鼓轮4表面处于临界接触状态。分别记录此状态时油缸位置 Z_0 、直线位置传感器长度 L_0 、直线位移传感器和航向X轴方向的夹角 α_x^0 ，直线位移传感器和和轴向Y轴方向的夹角 α_y^0 ，直线位移传感器和重力Z轴方向的夹角 α_z^0 。起落架初始状

态位置点为 (X_0, Y_0, Z_0) ，其中， $X_0 = \cos \alpha_x^0 * L_0$ ， $Y_0 = \cos \alpha_y^0 * L_0$ ， $Z_0 = \cos \alpha_z^0 * L_0$ 。得到起落架轮轴端的初始位置点。

[0036] 步骤3: 加载试验。对起落架进行加载。在载荷的作用下，所述的起落架和机轮轮胎均产生压缩并位移。当加载至额定试验载荷后，记录此状态下油缸位置 Z_1 、直线位移传感器长度 L_1 、直线位移传感器和航向 X 轴方向的夹角 α_x^1 ，直线位移传感器和和轴向 Y 轴方向的夹角 α_y^1 ，直线位移传感器和重力 Z 轴方向的夹角 α_z^1 。

[0037] 步骤4: 计算起落架加载载荷后位置。记加载载荷后起落架轮轴端位置状态值为空间点 (X_1, Y_1, Z_1) ，有 $X_1 = \cos \alpha_x^1 * L_1$ ， $Y_1 = \cos \alpha_y^1 * L_1$ ， $Z_1 = \cos \alpha_z^1 * L_1$ 。

[0038] 起落架缓冲支柱压缩量为 $\Delta Z = Z_0 - Z_1$ ， $\Delta Z = \cos \alpha_z^0 * L_0 - \cos \alpha_z^1 * L_1$ ；

[0039] 起落架航向位移 $\Delta X = X_0 - X_1$ ， $\Delta X = \cos \alpha_x^0 * L_0 - \cos \alpha_x^1 * L_1$ ；

[0040] 起落架轴向位移 $\Delta Y = Y_0 - Y_1$ ， $\Delta Y = \cos \alpha_y^0 * L_0 - \cos \alpha_y^1 * L_1$ 。

[0041] 至此，完成了对某型飞机起落架轮轴端位置的测量。

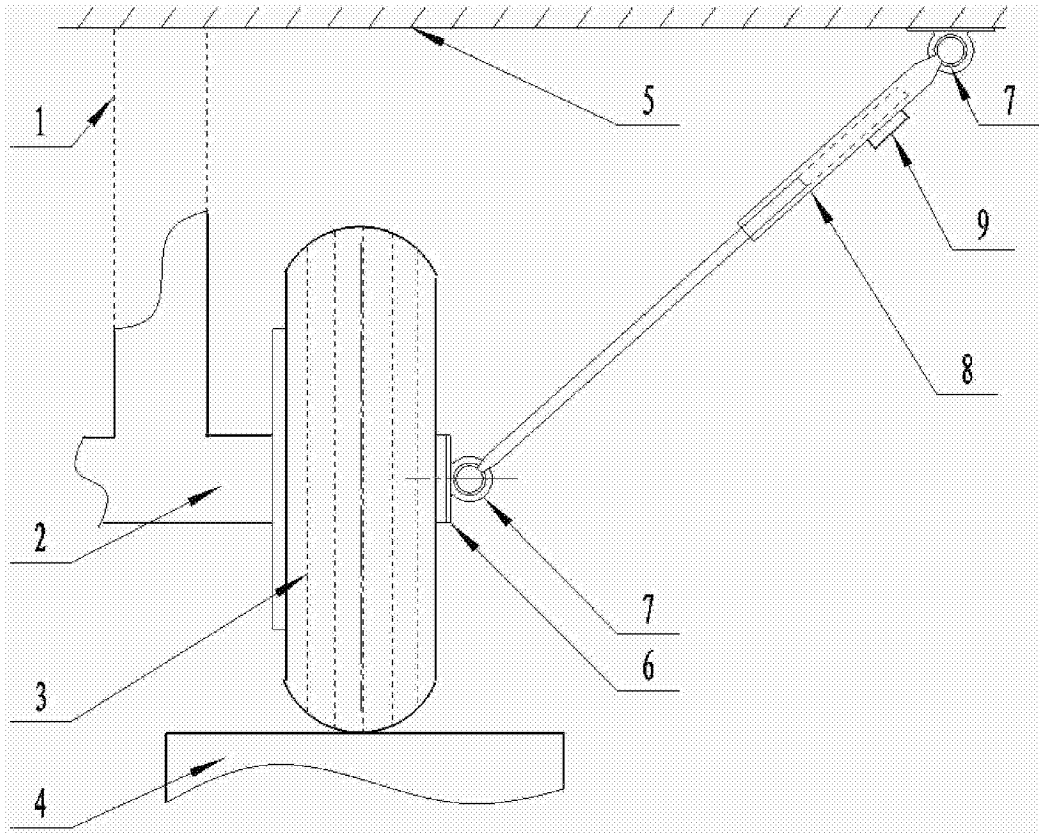


图1

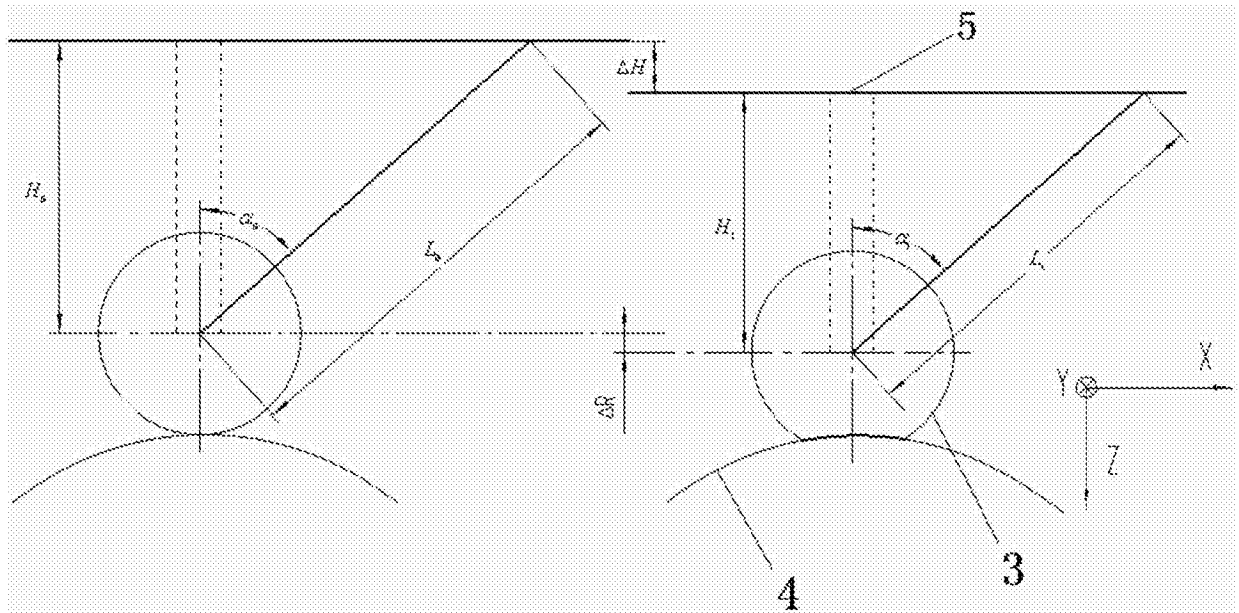


图2