



# (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117864415 A

(43) 申请公布日 2024. 04. 12

(21) 申请号 202311638768.7

(22) 申请日 2023.12.01

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100089 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 杨正茂 李文皓 张中伟 申亮

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司  
11508

专利代理师 卓凡

(51) Int. Cl.

B64F 5/60 (2017.01)

H05B 3/00 (2006.01)

H05B 3/06 (2006.01)

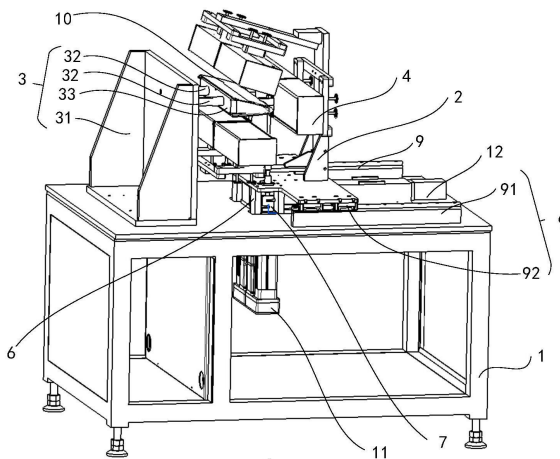
权利要求书3页 说明书9页 附图6页

## (54) 发明名称

面向飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架

## (57) 摘要

本发明公开了一种面向飞行器机翼前缘的小型集成式力热联合试验台架,该力热联合试验系统包括高刚性固定台架、布设在高刚性固定台架上的移动台架、布设在移动台架上的加热组件、力的加载组件、待侧试验件、控制系统、以及力热数据检测采集系统;所述移动台架、加热组件之间构成了一个由外面大C形包着里面小C形的形状:大C形的移动台架能够随着待侧试验件的形状的改变而改变,小C形的加热组件也能够随着待侧试验件的形状的改变而改变;本发明体积小,集成度高,便于运输,可提供外场测试服务;可扩展性好,只需调整加热组件的数量和位置等少数结构件,固定台架和控制系统、数据检测采集显示系统等保持不变,即可适应新的试验件和加热需求。



1. 一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:该力热联合试验系统包括高刚性固定台架、布设在高刚性固定台架上的移动台架(2)、布设在移动台架(2)上的加热组件(4)、力的加载组件(6)、待侧试验件(10)、控制系统、以及力热数据检测采集系统;所述的力热数据检测采集系统将采集的数据传送给控制系统,所述控制系统根据该采集的数据控制加热组件(4)、以及力的加载组件(6),对待侧试验件(10)进行力和热的加载试验;其特征在于:

所述移动台架(2)、加热组件(4)、待侧试验件(10)三者配合,构成了紧凑型的加热加力的结构:移动台架(2)、加热组件(4)、待侧试验件(10)各自的横截面均为近似C形结构,横截面为C型的移动台架(2)布设在最外层;横截面为C型的加热组件(4)布设在中间层;横截面为C型的待侧试验件(4)布设在最内层,由此形成了大C型包着中C形、中C形再包着小C形的紧凑型加热加力结构;

所述移动台架(2)、加热组件(4)、待侧试验件(10)三者配合,构成了可扩展的加热结构:加热组件(4)由多行多列石英灯组成,能够根据待侧试验件(10)在长度、宽度、高度方向的变化,在相应方向增加或减少石英灯的行数或列数;移动台架(2)用于支撑由多行多列石英灯组成的加热灯组(4),为加热灯组(4)提供横向伸缩和纵向伸缩的支撑;

所述移动台架(2)、加热组件(4)、待侧试验件(10)三者配合,构成了梯度加热和非对称加热的结构:多行多列加热组件(4)的每一个石英灯与待侧试验件(10)的相对位置和角度均为独立控制,由此实现对待侧试验件(10)上表面、下表面、尖端部的梯度加热和非对称加热。

2. 根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述高刚性固定台架包括箱体(1)、滑动机构(9)、支撑座(3);箱体(11)为长方体箱式台架结构,其上安装移动台架(2)、加热组件(4)、力的加载组件(6)以及力热数据检测采集系统,是整个系统的基础结构;所述移动台架(2)放置于箱体(1)的滑轨(91)上,能够沿滑轨(91)做直线运动,该移动台架(2)用于安装加热组件(4)和力的加载装置(6);所述力的加载装置(6),由伺服电机(11)、推杆(61)、下夹板(63)、上夹板(62)组成,伺服电机(11)安装于移动台架(2)上,力的加载组件(6)顶端连接待侧试验件(10),用于对待侧试验件(10)施加一定方向的载荷;所述力热数据检测系统包括力传感器(7)和温度传感器(9),所述力传感器(7)用于检测加载装置对试验件施加的力大小;所述温度传感器(5)被固定于试验件上,用于实时测量试验件的温度;所述力热数据采集系统实时检测和记录试样的温度、载荷和变形情况;所述控制系统,用于控制力的加载组件(6)推杆(61)的升降,实现对待侧的试验件(10)施加载荷,也用于控制移动台架(2)的运动;所述滑动机构(9)包括滑轨(91)和滑块(92),滑轨(91)平行安装于固定台架(1)上部,移动台架(2)底部安装2组滑块(92);滑轨(91)为2根,滑块(92)共4块,每个滑轨(91)上布置2块,组成直线滑动机构(9)。

3. 根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述多行多列加热组件(4)的每一个石英灯与待侧试验件(10)的相对位置和角度均为独立控制,具体为:每个石英灯通过其背面安装的一字排列的2个调节旋钮调节其与待侧试验件(10)的角度:当需要调节当前石英灯和待侧试验件(10)之间的夹角时,将2个一字排列的调节旋钮的长度调节为一个相对长、一个相对短,从而改变当前石英灯和待侧试验件(10)之间的夹角;当需要调节当前石英灯和待侧试验件(10)之间的距离时,将2个一字排

列的调节旋钮的长度同时调长或者同时调短,从而改变当前石英灯和待侧试验件(10)之间的距离。

4.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述实现对待侧试验件(10)上表面、下表面、尖端部的梯度加热,具体为:当待侧试验件(10)的前缘处温度相对很高、后缘处温度相对较低时,通过加热灯组(4)上排灯组整排角度的调整、以及通过加热灯组(4)下排灯组整排角度的调整,使上、下排灯组在待侧试验件(10)前缘处与待侧试验件(10)的距离相对近,且上、下排灯组在待侧试验件(10)后缘处与待侧试验件(10)的距离相对远。

5.根据权利要求4所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述使上、下排灯组在待侧试验件(10)前缘处与待侧试验件(10)的距离相对近,就是使得上、下排灯组的每个石英灯的前后一字形排列的2个调节旋钮,与待侧试验件(10)前缘处相对近的调节旋钮调得相对长,与待侧试验件(10)前缘处相对远的调节旋钮调得相对短。

6.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述实现对待侧试验件(10)上表面、下表面、尖端部的非对称加热,具体为:当待侧试验件(10)的左右两端一端温度高、另一端温度低时,将待侧试验件(10)温度相对高一侧对应的石英灯与待侧试验件(10)的距离调得相对近,也就是将该石英灯对应的2个螺钉顺时针旋转调长,而将待侧试验件(10)左右两侧温度相对低一侧的石英灯与待侧试验件(10)的距离调得相对远,也就是将该石英灯对应的2个螺钉逆时针旋转调短。

7.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述每个加热组件(4)的背部设有进水口和出水口,内部布设冷却管道;试验时,冷却水从进水口流入,流经冷却管道,从出水口流出,降低加热组件(4)的温度,保证试验件(10)表面可达到极高的温度时,加热组件(4)不损坏。

8.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述力的加载装置(6)共2组,各组自下而上由伺服电机(11)、推杆(61)、下夹板(63)、上夹板(62)、力传感器(7)等组成。伺服电机(11)安装于移动台架(2)上;伺服电机(11)上端与输出接头(64)铰接,力传感器(7)下部连接输出接头(64)、上部连接推杆(61);推杆(61)从固定在移动台架(2)上的套筒(21)中穿过,二者构成了移动副,套筒21起到导向作用。

9.根据权利要求5所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述推杆(61)由上推杆(611)、下推杆(612)和套管(613)组成;上推杆(611)、下推杆(612)与套管(613)均为螺纹连接,但两处的螺纹旋向相反,即通过旋转套管(613)可调整上推杆(611)的高度。

10.根据权利要求6所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:上推杆(611)顶部为外螺纹,分别安装下夹板(63)、上夹板(62);上夹板(62)和下夹板(63)通过六角螺母加紧试验件前缘;试验时,伺服电机(11)带动输出接头(64),推杆(61),最终带动试验件(10)前缘上移,实现向上加载;力传感器(7)可输出实时的加载数据。

11.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述支撑座(3)由座体(31)、2根支杆(32)、连接端(33)组成;待侧试验件(10)通过

支架(101)、(102)、(103)安装在支撑座(3)的连接端(33)上;根据不同的试验件,支撑座可调整结构方案。

12.根据权利要求1所述一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特征在于:所述待侧试验件(10)包括支架(101)、(102)、(103),将支架(101)、(102)、(103)安装在支撑座(3)的连接端(33)上,支撑座(3)安装在固定台架(1)上,二者通过螺栓连接固定。

## 面向飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架

### 技术领域

[0001] 本发明属于飞行器结构热试验技术领域,尤其涉及一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架。

### 背景技术

[0002] 飞行器在飞行过程中,其鼻锥、翼前缘、舵面前缘等部件的气动加热非常显著,且各部件表面不同部位间亦存在较大的温度梯度。上述部件在承受高温的同时,也受到气动载荷作用。为保证飞行器鼻锥、翼前缘、舵面前缘等在高温和气动力的联合作用下不破坏,需要针对这些部件进行地面试验,获取有效的热、力学参数,评估试验件在高温下的承载能力、可重复使用能力和安全可靠性能。

[0003] 现有技术在地面评估如飞行器翼前缘在高温下的承载能力、使用寿命和安全可靠性能时,存在以下问题:

[0004] 第一、大多通过试验装置分别开展力学试验和高温试验。进行力学试验时,试验条件与飞行器飞行中同时承受高温和气动载荷差异较大,试验结果往往无法体现试验件在高温下的力学性能导致准确性较差;

[0005] 第二、进行高温试验时,多采用石英灯管组成的平板灯组进行加热,只能对表面规则的平板结构件进行均匀加热考核。然而,飞行器翼前缘热结构具有复杂的外形,通常呈楔形构型,且在空间尺度和时间尺度上,前缘和后缘均呈现很大的温度梯度。由于飞行器热结构高温试验与测试技术的严格封锁,并没有现成的设计资料可以借鉴和查阅,为翼前缘热结构热力联合试验系统设计带来了很大的挑战。

[0006] 第三、适应性差,可扩展性不强。试验件变化,相应的力热联合试验系统也要重新设计和搭建。

[0007] 第四、集成度差、不便移动。由于力热联合试验系统的专用性,大多放置在固定场所内,不便移动。现有技术的热联合试验的厂房需要几百平米。几百平米的厂房不便于移动,只能在固定的地点进行试验,而实际需求往往需要在指定试验现场进行试验,因此,固定试验厂房不再满足高集成度和便于移动测试需求了。

[0008] 综上,在地面进行如飞行器翼前缘的力热联合试验的难点在于:高集成性、待测试件温度区域复杂性、可扩展性和小型化。

### 发明内容

[0009] 本发明针对现有技术存在的问题,提出一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,第一目的在于解决试验台架集成性问题,第二目的在于解决试验件温度区域复杂性问题,第三目的在于解决试验台架可扩展性问题,第四目的在于解决试验台架的小型化问题。

[0010] 本发明为解决现有技术存在的问题提出以下技术方案:

[0011] 一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,其特点是:该力热联合

试验系统包括高刚性固定台架、布设在高刚性固定台架上的移动台架2、布设在移动台架2上的加热组件4、力的加载组件6、待侧试验件10、控制系统、以及力热数据检测采集系统；所述的力热数据检测采集系统将采集的数据传送给控制系统，所述控制系统根据该采集的数据控制加热组件4、以及力的加载组件6，对待侧试验件10进行力和热的加载试验；其特点是：

[0012] 所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合，构成了紧凑型的加热加力的结构：移动台架2、加热组件4、待侧试验件10各自的横截面均为近似C形结构，横截面为C型的移动台架2布设在最外层；横截面为C型的加热组件4布设在中间层；横截面为C型的待侧试验件4布设在最内层，由此形成了大C型包着中C形、中C形再包着小C形的紧凑型加热加力结构；

[0013] 所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合，构成了可扩展的加热结构：加热组件4由多行多列石英灯组成，能够根据待侧试验件10在长度、宽度、高度方向的变化，在相应方向增加或减少石英灯的行数或列数；移动台架2用于支撑由多行多列石英灯组成的加热灯组4，为加热灯组4提供横向伸缩和纵向伸缩的支撑；

[0014] 所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合，构成了梯度加热和非对称加热的结构：多行多列加热组件4的每一个石英灯与待侧试验件10的相对位置和角度均为独立控制，由此实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的梯度加热和非对称加热。

[0015] 进一步地，所述高刚性固定台架包括箱体1、滑动机构9、支撑座3；箱体11为长方体箱式台架结构，其上安装移动台架2、加热组件4、力的加载组件6以及力热数据检测采集系统，是整个系统的基础结构；所述移动台架2放置于箱体1的滑轨91上，能够沿滑轨91做直线运动，该移动台架2用于安装加热组件4和力的加载装置6；

[0016] 所述力的加载装置6，由伺服电机11、推杆61、下夹板63、上夹板62组成，伺服电机11安装于移动台架2上，力的加载组件6顶端连接待侧试验件10，用于对待侧试验件10施加一定方向的载荷；所述力热数据检测系统包括力传感器7和温度传感器9，所述力传感器7用于检测加载装置对试验件施加的力大小；所述温度传感器5被固定于试验件上，用于实时测量试验件的温度；所述力热数据采集系统实时检测和记录试样的温度、载荷和变形情况；所述控制系统，用于控制力的加载组件6推杆61的升降，实现对待侧的试验件10施加载荷，也用于控制移动台架2的运动；

[0017] 所述滑动机构9，包括滑轨91和滑块92，滑轨91平行安装于固定台架1上部，移动台架2底部安装2组滑块92；滑轨91为2根，滑块92共4块，每个滑轨91上布置2块，组成直线滑动机构9；

[0018] 进一步地，所述多行多列加热组件4的每一个石英灯与待侧试验件10的相对位置和角度均为独立控制，具体为：每个石英灯通过其背面安装的一字排列的2个调节旋钮调节其与待侧试验件10的角度：当需要调节当前石英灯和待侧试验件10之间的夹角时，将2个一字排列的调节旋钮的长度调节为一个相对长、一个相对短，从而改变当前石英灯和待侧试验件10之间的夹角；当需要调节当前石英灯和待侧试验件10之间的距离时，将2个一字排列的调节旋钮的长度同时调长或者同时调短，从而改变当前石英灯和待侧试验件10之间的距离。

[0019] 进一步地，所述实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的梯度加热，具体为：

当待侧试验件10的前缘处温度相对很高、后缘处温度相对较低时,通过加热灯组4上排灯组整排角度的调整、以及通过加热灯组4下排灯组整排角度的调整,使上、下排灯组在待侧试验件10前缘处与待侧试验件10的距离相对近,且上、下排灯组在待侧试验件10后缘处与待侧试验件10的距离相对远。

[0020] 进一步地,所述使上、下排灯组在待侧试验件10前缘处与待侧试验件10的距离相对近,就是使得上、下排灯组的每个石英灯的前后一字形排列的2个调节旋钮,与待侧试验件10前缘处相对近的调节旋钮调得相对长,与待侧试验件10前缘处相对远的调节旋钮调得相对短。

[0021] 进一步地,所述实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的非对称加热,具体为:当待侧试验件10的左右两端一端温度高、另一端温度低时,将待侧试验件10温度相对高一侧对应的石英灯与待侧试验件10的距离调得相对近,也就是将该石英灯对应的2个螺钉顺时针旋转调长,而将待侧试验件10左右两侧温度相对低一侧的石英灯与待侧试验件10的距离调得相对远,也就是将该石英灯对应的2个螺钉逆时针旋转调短。

[0022] 进一步地,所述每个加热组件4的背部设有进水口和出水口,内部布设冷却管道;试验时,冷却水从进水口流入,流经冷却管道,从出水口流出,降低加热组件4的温度,保证试验件10表面可达到极高的温度时,加热组件4不损坏。

[0023] 进一步地,所述力的加载装置6共2组,各组自下而上由伺服电机11、推杆61、下夹板63、上夹板62、力传感器7等组成。伺服电机11安装于移动台架2上;伺服电机11上端与输出接头64铰接,力传感器7下部连接输出接头64、上部连接推杆61;推杆61从固定在移动台架2上的套筒(21)中穿过,二者构成了移动副,套筒21起到导向作用。

[0024] 进一步地,所述推杆61由上推杆611、下推杆612和套管613组成;上推杆611、下推杆612与套管613均为螺纹连接,但两处的螺纹旋向相反,即通过旋转套管613可调整上推杆611的高度。

[0025] 进一步地,上推杆611顶部为外螺纹,分别安装下夹板63、上夹板62;上夹板62和下夹板63通过六角螺母加紧试验件前缘;试验时,伺服电机11带动输出接头64,推杆61,最终带动试验件10前缘上移,实现向上加载;力传感器7可输出实时的加载数据。

[0026] 进一步地,所述支撑座3由座体31、2根支杆32、连接端33组成;待侧试验件10通过支架101、102、103安装在支撑座3的连接端33上;根据不同的试验件,支撑座可调整结构方案。

[0027] 进一步地,所述待侧试验件10包括支架101、102、103,将支架(101)、102、103安装在支撑座3的连接端33上,支撑座3安装在固定台架1上,二者通过螺栓连接固定;

[0028] 本发明的优点效果

[0029] 1.体积小,集成度高,便于运输,可提供外场测试服务;

[0030] 2.可扩展性好,只需调整加热组件的数量和位置,试验件安装支座和移动台架等少数结构件,固定台架和控制系统、数据检测采集显示系统等保持不变,即可适应新的试验件和加热需求;

[0031] 3.本发明通过灵活定制上排石英灯的行数和列数、下排石英灯的行数和列数、侧排石英灯的行数和列数,以及灵活定制上排石英灯、下排石英灯、侧排石英灯整排灯的角度,解决了加热组件可扩展化的问题。

[0032] 4. 本发明通过将多行多列加热组件的每一个石英灯与待侧试验件的相对位置和角度均设为独立控制,解决了飞行器翼前缘热结构具有复杂的外形、在空间尺度和时间尺度上,前缘和后缘均呈现很大的温度梯度的问题。

### 附图说明

[0033] 图1为本发明小型集成式力热联合试验系统立体图;

[0034] 图2为本发明试验系统移动台架局部放大图;

[0035] 图3为本发明加热组件第一视角示意图;

[0036] 图4为本发明加热组件第二视角示意图;

[0037] 图5为本发明加热组件第三视角示意图;

[0038] 图6为本发明待侧试验件示意图;

[0039] 图7为本发明加载装置第一视角示意图;

[0040] 图8为本发明加载装置第二视角示意图;

[0041] 图中:1:箱体;2:移动台架;211:上横滑轨;212:竖滑轨;2121:竖滑轨支撑架;2122:竖滑轨夹板;213:下横滑轨;221:支架顶部调节旋钮;222:支架侧部调节旋钮;223:支架下部调节旋钮;3:支撑座;31:座体;32:支杆;33:连接端;4:加热组件;411:上排石英灯组;4111:上排石英灯组绞球;412:侧排石英灯组;413:下排石英灯组;421:上排水冷结构;422:下排水冷结构;423:竖排水冷结构;4231:竖排水冷结构进水口;4232:竖排水冷结构出水口;5:温度传感器;6:加载装置;61:推杆;611:上推杆;612:下推杆;613:套管;62:上夹板;63:下夹板;64:输出接头;7:力传感器;8:位移传感器;9:滑动机构;91:滑轨;92:滑块;10:待侧试验件;101、102、103:支架;11:伺服电机。

### 具体实施方式

[0042] 本发明设计原理

[0043] 1、飞行器机翼前缘结构力热联合试验设计原理。如图7所示,加载装置6的上夹板62和下夹板63将待侧试验件10夹持住,在对加热组件4加热的同时,加载装置6对待侧试验件10进行加力,与此同时,力热数据检测采集系统将采集的热数据和力学数据传送给控制系统,控制系统根据该采集的数据控制加热组件4、以及力的加载组件6,对待侧试验件10进行力和热的加载试验。

[0044] 2、飞行器机翼前缘结构复杂温度区域加热试验设计原理:如图7所示,①待侧试验件复杂的温度区域:本发明的待侧试验件10从前到后和从左到右大致有13个温度区域,最前端的温度大致1000度以上,最后后的温度大致为600度。试验台架加热组件4的任务首先是模拟这13个温度区域,,然后,在试验台架控制系统的控制下,获取这13个温度区域下得有效的热、力学参数,评估待侧试验件10在高温下的承载能力、使用寿命和安全可靠性。②本发明解决前缘和后缘的梯度加热问题的技术方案。如图3-5所示,在待侧试验件10的位置固定不动、并且上排石英灯组411、下排石英灯组413与待侧试验件10的相对位置已经调整好时,只需要将侧排石英灯组412向左移动,使得侧排石英灯组412与待侧试验件10的距离拉近;同时,将上排石英灯组411和下排石英灯组413的倾斜角度进行调整,使得靠近前缘的上排石英灯组411和下排石英灯组413与待侧试验件10的距离相对近;如果这个距离还是不



能满足温度的要求,也可以整体将上排石英灯组411的调节旋钮向下旋转、将下排石英灯组413的调节旋钮向上旋转,从而将上排石英灯组411和下排石英灯组413整体向着待侧试验件10靠近。③本发明解决机翼前缘的两侧和后缘的两侧温度区域非对称问题的技术方案:设计多排多列石英灯的目的就在于解决待侧试验件10两侧温度区域不对称的问题。所述不对称,即是飞行器机翼后缘两端温度相对低一些,而中间区域的温度相对高一些,此时,可以设置多列石英灯单独控制其与待侧试验件的距离和角度,或者将各个石英灯内灯管的布局 and 数量做相应调整,每个石英灯内设有多个按照一定方向排布的石英灯管,根据所在位置温度的高低而设置各个灯管的功率不等。

[0045] 3、飞行器机翼前缘结构力热联合试验台架可扩展性设计原理:现有技术试验件变化时,相应的力热联合试验系统也要重新设计和搭建。本发明实施例采用增加或减少石英灯的排数和列数的方法应对试验件的变化。当试验件的尺寸加宽时,可以增加石英灯的排数,由一排变为多排;当试验件的尺寸加长时,可以增加石英灯的列数。当试验件的温度区域变化时,现有的石英灯的排数和列数还是不能满足复杂的温度区域的变化时,可以通过增加每个石英灯内的灯管的数量或变化灯管的布局来适应温度区域的变化。总之,本发明实施例的可扩展性不仅是石英灯的数量为多排多列,每个石英灯内的灯管的数量和布局也可以是多行多列。

[0046] 4、飞行器机翼前缘结构力热联合试验台架小型化设计原理。本发明小型化的特征就是耦合空间的特征:横截面为C形的移动台架所占用的空间包含了横截面为C形的加热灯组所占用的空间、横截面为C形的加热灯组所占用的空间又包含了横截面为C形的待侧试验件所占用的空间。本发明实施例的移动台架可以比作生活中常见的路灯杆,加热灯组可以比作路灯杆前端的灯,常规的技术,这二个部分是非耦合的独立空间。本发明改进如图3-5所示,改进之处在于将移动台架的上横滑轨211、下横滑轨213做成了让加热灯组4能够在滑轨上从一端滑动到另一端的方式,如此,加热灯组就不需要额外开辟独立的空间,形成了空间上的嵌套或耦合的设计。虽然小型化和可扩展性是相互矛盾的:可扩展性更加强调满足所有的尺寸,因此占用空间就必然大;而小型化则希望由几百米厂房的固定试验台架改造为手推车一样大小的试验台架。本发明通过耦合空间的方法解决了这一矛盾,同时,并不影响待侧试验件尺寸的可扩展性,即使待侧试验件尺寸扩展到最大尺寸,也是只需要扩大移动台架一个尺寸即可。

[0047] 基于以上发明原理,本发明设计了一种用于飞行器机翼前缘结构的小型力热联合试验台架,如图1、图6所示,其特点是:该力热联合试验系统包括高刚性固定台架、布设在高刚性固定台架上的移动台架2、布设在移动台架2上的加热组件4、力的加载组件6、待侧试验件10、控制系统、以及力热数据检测采集系统;所述的力热数据检测采集系统将采集的数据传送给控制系统,所述控制系统根据该采集的数据控制加热组件4、以及力的加载组件6,对待侧试验件10进行力和热的加载试验;其特点是:

[0048] 如图3、图5、图6所示,所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合,构成了紧凑型的加热加力的结构:移动台架2、加热组件4、待侧试验件10各自的横截面均为近似C形结构,横截面为C型的移动台架2布设在最外层;横截面为C型的加热组件4布设在中间层;横截面为C型的待侧试验件4布设在最内层,由此形成了大C型包着中C形、中C形再包着小C形的紧凑型加热加力结构;

[0049] 所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合,构成了可扩展的加热结构:加热组件4由多行多列石英灯组成,能够根据待侧试验件10在长度、宽度、高度方向的变化,在相应方向增加或减少石英灯的行数或列数;移动台架2用于支撑由多行多列石英灯组成的加热灯组4,为加热灯组4提供横向伸缩和纵向伸缩的支撑;

[0050] 所述移动台架2、加热组件4、待侧试验件10三者配合,构成了梯度加热和非对称加热的结构:多行多列加热组件4的每一个石英灯与待侧试验件10的相对位置和角度均为独立控制,由此实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的梯度加热和非对称加热。

[0051] 进一步地,如图1、图7、图8所示,所述高刚性固定台架包括箱体1、滑动机构9、支撑座3;箱体11为长方体箱式台架结构,其上安装移动台架2、加热组件4、力的加载组件6以及力热数据检测采集系统,是整个系统的基础结构;所述移动台架2放置于箱体1的滑轨91上,能够沿滑轨91做直线运动,该移动台架2用于安装加热组件4和力的加载装置6;

[0052] 所述力的加载装置6如图1、图6、图7、图8所示,由伺服电机11、推杆61、下夹板63、上夹板62组成,伺服电机11安装于移动台架2上,力的加载组件6顶端连接待侧试验件10,用于对待侧试验件10施加一定方向的载荷;所述力热数据检测系统包括力传感器7和温度传感器9,所述力传感器7用于检测加载装置对试验件施加的力大小;所述温度传感器5被固定于试验件上,用于实时测量试验件的温度;所述力热数据采集系统实时检测和记录试样的温度、载荷和变形情况;所述控制系统,用于控制力的加载组件6推杆61的升降,实现对待侧的试验件10施加载荷,也用于控制移动台架2的运动;

[0053] 所述滑动机构(9)如图1所示,包括滑轨(91)和滑块(92),滑轨(91)平行安装于固定台架(1)上部,移动台架(2)底部安装2组滑块(92);滑轨(91)为2根,滑块(92)共4块,每个滑轨(91)上布置2块,组成直线滑动机构(9);

[0054] 进一步地,如图3-5所示,所述多行多列加热组件4的每一个石英灯与待侧试验件10的相对位置和角度均为独立控制,具体为:每个石英灯通过其背面安装的一字排列的2个调节旋钮调节其与待侧试验件10的角度:当需要调节当前石英灯和待侧试验件10之间的夹角时,将2个一字排列的调节旋钮的长度调节为一个相对长、一个相对短,从而改变当前石英灯和待侧试验件10之间的夹角;当需要调节当前石英灯和待侧试验件10之间的距离时,将2个一字排列的调节旋钮的长度同时调长或者同时调短,从而改变当前石英灯和待侧试验件(10)之间的距离。

[0055] 补充说明:

[0056] 上述多行多列加热组件4,具体为上排石英灯组411、侧排石英灯组412、下排石英灯组413,图中各排石英灯组均为一行二列的石英灯组,当待测试试件4的长度、宽度加大时,也可以变成二行二列,或者三行三列的石英灯组

[0057] 进一步地,所述实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的梯度加热,具体为:当待侧试验件10的前缘处温度相对很高、后缘处温度相对较低时,通过加热灯组4上排灯组整排角度的调整、以及通过加热灯组4下排灯组整排角度的调整,使上、下排灯组在待侧试验件10前缘处与待侧试验件10的距离相对近,且上、下排灯组在待侧试验件10后缘处与待侧试验件10的距离相对远。

[0058] 补充说明:

[0059] 上述待侧试验件10的前缘处温度相对很高、后缘处温度相对较低,是因为机翼从

前缘到后缘和从左到右,温度区域都是变化的,一共十多个温度区域,本发明实施例的加热灯组4就是围绕这个复杂多温度区域的待测试试件而设计的。

[0060] 进一步地,如图3所示,所述使上、下排灯组在待侧试验件10前缘处与待侧试验件10的距离相对近,就是使得上、下排灯组的每个石英灯的前后一字形排列的2个调节旋钮,与待侧试验件10前缘处相对近的调节旋钮调得相对长,与待侧试验件10前缘处相对远的调节旋钮调得相对短。

[0061] 进一步地,所述实现对待侧试验件10上表面、下表面、尖端部的非对称加热,具体为:当待侧试验件10的左右两端一端温度高、另一端温度低时,将待侧试验件10温度相对高一侧对应的石英灯与待侧试验件10的距离调得相对近,也就是将该石英灯对应的2个螺钉顺时针旋转调长,而将待侧试验件10左右两侧温度相对低一侧的石英灯与待侧试验件10的距离调得相对远,也就是将该石英灯对应的2个螺钉逆时针旋转调短。

[0062] 补充说明:

[0063] 上述“将待侧试验件10温度相对高一侧对应的石英灯与待侧试验件10的距离调得相对近”,如图4所示,每排石英灯包括二列,假设待测试试件10右侧温度高,则只需要将右侧一列的石英灯与待侧试验件10的距离或者角度调近,而左侧一列的石英灯则无需改变角度和位置。

[0064] 进一步地,所述每个加热组件4的背部设有进水口和出水口,内部布设冷却管道;试验时,冷却水从进水口流入,流经冷却管道,从出水口流出,降低加热组件4的温度,保证试验件10表面可达到极高的温度时,加热组件4不损坏。

[0065] 补充说明:

[0066] 上述水冷管道的进口和出口如图2b所示,每个石英灯箱的背后设置一个进水口4231、一个出水口4232。

[0067] 进一步地,如图7、图8所示,所述力的加载装置6共2组,各组自下而上由伺服电机11、推杆61、下夹板63、上夹板62、力传感器7等组成。伺服电机11安装于移动台架2上;伺服电机11上端与输出接头64铰接,力传感器7下部连接输出接头64、上部连接推杆61;推杆61从固定在移动台架2上的套筒(21)中穿过,二者构成了移动副,套筒21起到导向作用。

[0068] 进一步地,如图7、图8所示,所述推杆61由上推杆611、下推杆612和套管613组成;上推杆611、下推杆612与套管613均为螺纹连接,但两处的螺纹旋向相反,即通过旋转套管613可调整上推杆611的高度。

[0069] 进一步地,如图7、图8所示,上推杆611顶部为外螺纹,分别安装下夹板63、上夹板62;上夹板62和下夹板63通过六角螺母加紧试验件前缘;试验时,伺服电机11带动输出接头64,推杆61,最终带动试验件10前缘上移,实现向上加载;力传感器7可输出实时的加载数据。

[0070] 进一步地,如图1、图6所示,所述支撑座3由座体31、2根支杆32、连接端33组成;待侧试验件10通过支架101、102、103安装在支撑座3的连接端33上;根据不同的试验件,支撑座可调整结构方案。

[0071] 进一步地,如图1、图6所示,所述待侧试验件10包括支架101、102、103,将支架(101)、102、103安装在支撑座3的连接端33上,支撑座3安装在固定台架1上,二者通过螺栓连接固定;

[0072] 补充说明:

[0073] 所述加载装置中的伺服电机可更换为液压式或气压式作动筒;温度传感器可更换为非接触式的光学设备;可在试验件表面粘贴应变片,测量试验件的应变;加载装置6的数量和位置可调整,加载的角度也可根据需要变化。

[0074] 实施例一

[0075] 本发明由固定台架1、移动台架2、支撑座3、加热组件4、温度传感器5、加载装置6、力传感器7、位移传感器、滑动机构9等组成。

[0076] 固定台架1可以设计为箱式结构,上部放置移动台架2、加热组件4、加载装置6等等,是整个力热联合试验系统的基础结构。内部空间可放置控制设备、数据检测采集显示设备等。根据需要,可将固定台架1底部的支腿更换为脚轮,便于移动。

[0077] 支撑座3安装在固定台架1上,二者通过螺栓连接固定。支撑座3由座体31、支杆32(2根)、连接端33组成。试验件10通过支架101、102、103安装在支撑座3的连接端33上。根据不同的试验件,支撑座可调整结构方案。

[0078] 移动台架2在直线伺服电机12驱动下,沿滑轨91相对固定台架1直线运动。滑轨91(2根),滑块92(共4块,每个滑轨上布置2块)组成直线滑动机构9。滑轨91平行安装于固定台架1上部。移动台架2底部安装2组滑块。

[0079] 移动台架2上安装6个加热组件4,加热组件的数量可根据加热需要而调整。加热组件4和移动台架2通过球铰41连接,便于调节加热组件4与试验件10的角度,利于控制试验件10的表面温度。当需要调整加热组件4的角度时,逆时针旋转旋钮222,放松夹板2122和支架2121之间的连接,调整角度至合适位置,再反向旋转旋钮222,夹板2122和支架2121就可抱紧球铰4111,实现加热组件的固定。

[0080] 每个加热组件4背部有进水口和出水口,内部布设冷却管道。试验时,冷却水从进水口流入,流经冷却管道,从出水口流出,降低加热组件4的温度,保证试验件10表面可达到极高的温度时,加热组件4不损坏。

[0081] 加载装置6共2组,各组由伺服电机11、推杆61、上夹板62、下夹板63、力传感器7等组成。伺服电机11安装于移动台架2上。伺服电机11一端与输出接头64铰接。力传感器7下部连接输出接头64,上部连接推杆61。推杆61从固定在移动台架2上的套筒21中穿过,二者构成了移动副。套筒21起到导向作用。推杆61由上推杆611、下推杆612和套管613组成。上推杆611、下推杆612与套管613均为螺纹连接,但两处的螺纹旋向相反,即通过旋转套管613可调整上推杆611的高度。上推杆611顶部为外螺纹,分别安装下夹板63、上夹板62。上夹板62和下夹板63通过六角螺母加紧试验件前缘。试验时,伺服电机11带动输出接头64,推杆61,最终带动试验件10前缘上移,实现向上加载。力传感器7可输出实时的加载数据。

[0082] 试验前,先将固定台架1水平放置在合适区域,支撑固定。将待测待测试验件10固定在支撑座3上。在待测试验件10表面粘贴一定数量的温度传感器5。加热组件4安装在移动台架2,连接进水管。将移动台架2靠近待测试验件10,调整上夹板62和下夹板63,夹紧待测试验件10前缘。根据需要调整加热组件4的角度。准备完成后,加热组件4开始工作加热待测试验件10,监测温度传感器5的反馈温度,达到试验温度后,伺服电机11开始工作,带动推杆,实现待测试验件10的加载,力传感器7反馈加载值。

[0083] 在本示例实施方案中,加载装置中的伺服电机可更换为液压式或气压式作动筒;

在本示例实施方案中,粘贴在试验件表面的温度传感器,可更换为非接触式的光学设备;在本示例实施方案中,可在试验件表面粘贴应变片,测量试验件的应变;在本示例实施方案中,加载装置的数量和位置可调整,加载的角度也可根据需要变化。

[0084] 需要强调的是,上述具体实施例仅仅是对本发明的解释,其并不是对本发明的限制,本领域技术人员在阅读完本说明书后可以根据需要对上述实施例做出没有创造性贡献的修改,但只要在本发明的权利要求范围内都受到专利法的保护。



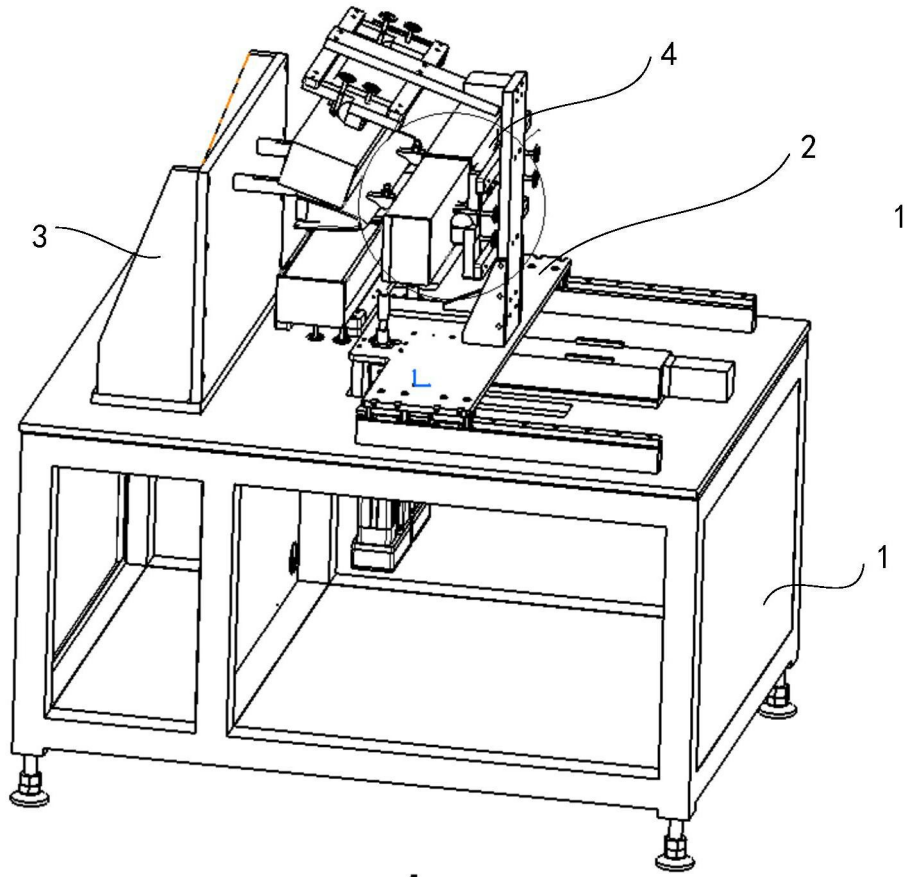


图2a

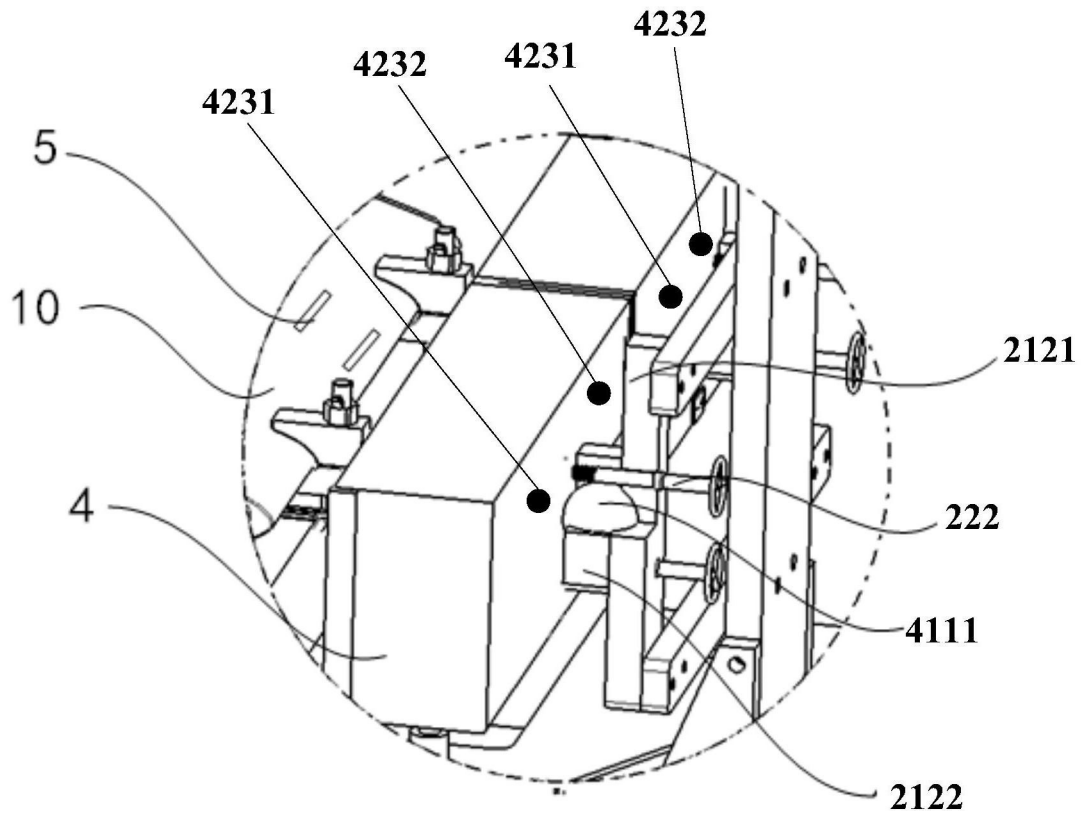


图2b

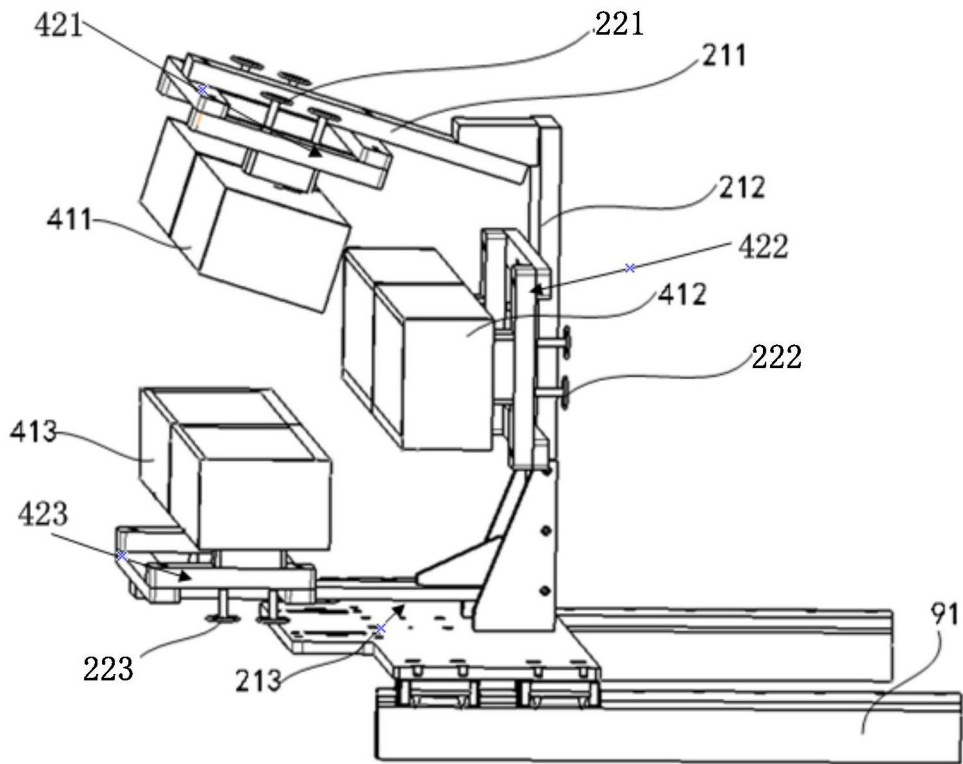


图3



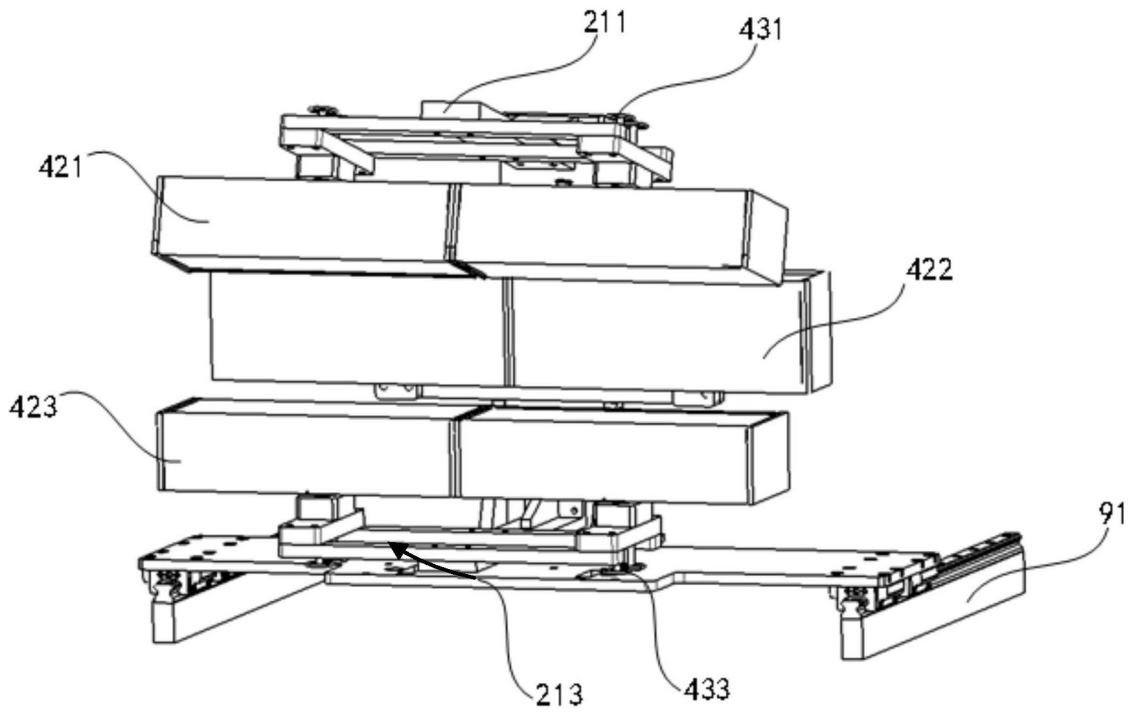


图4

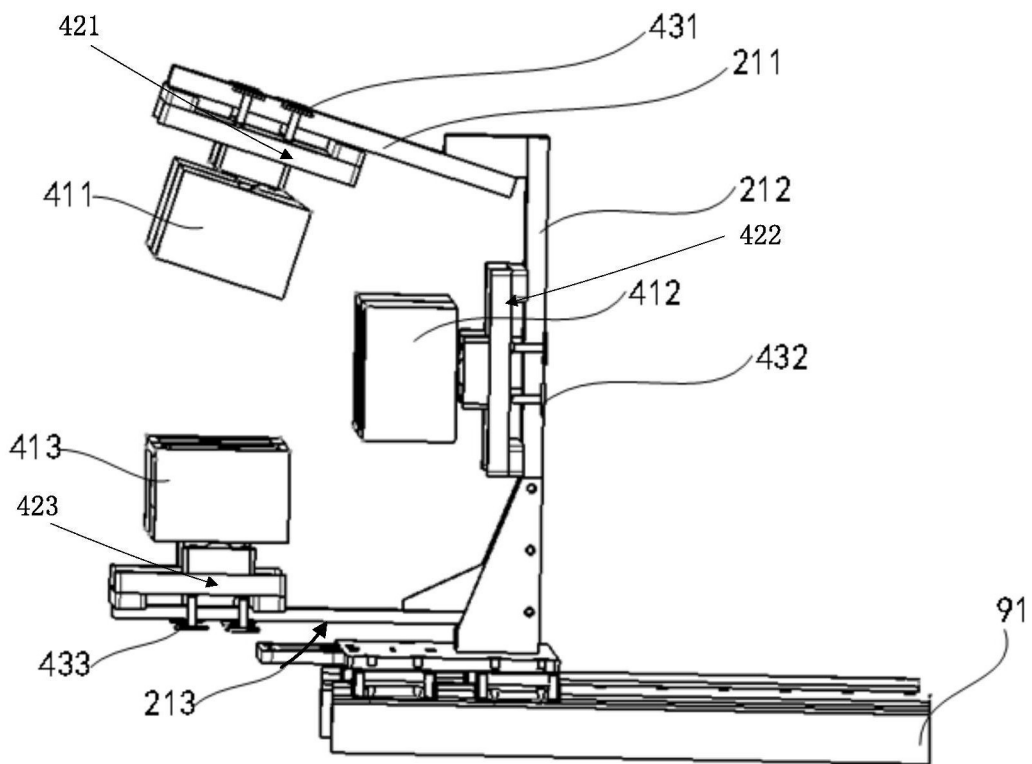


图5

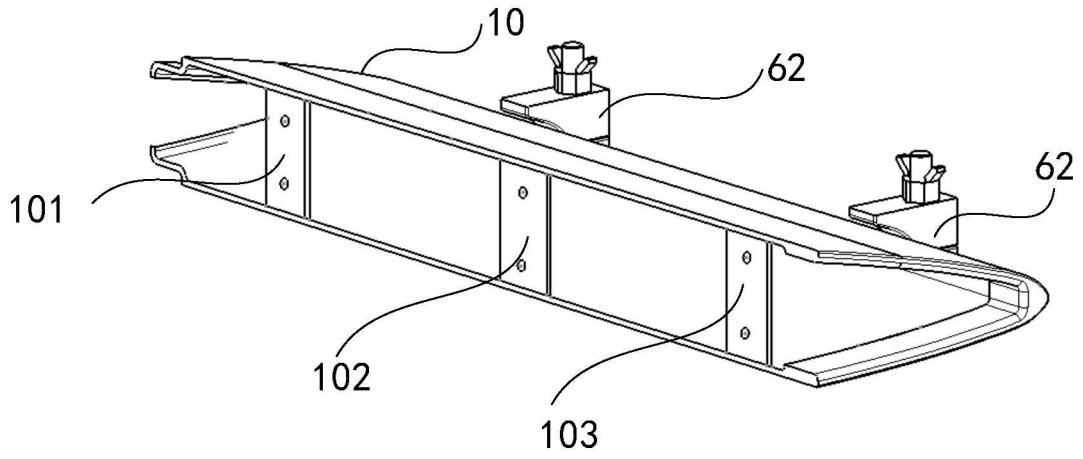


图6

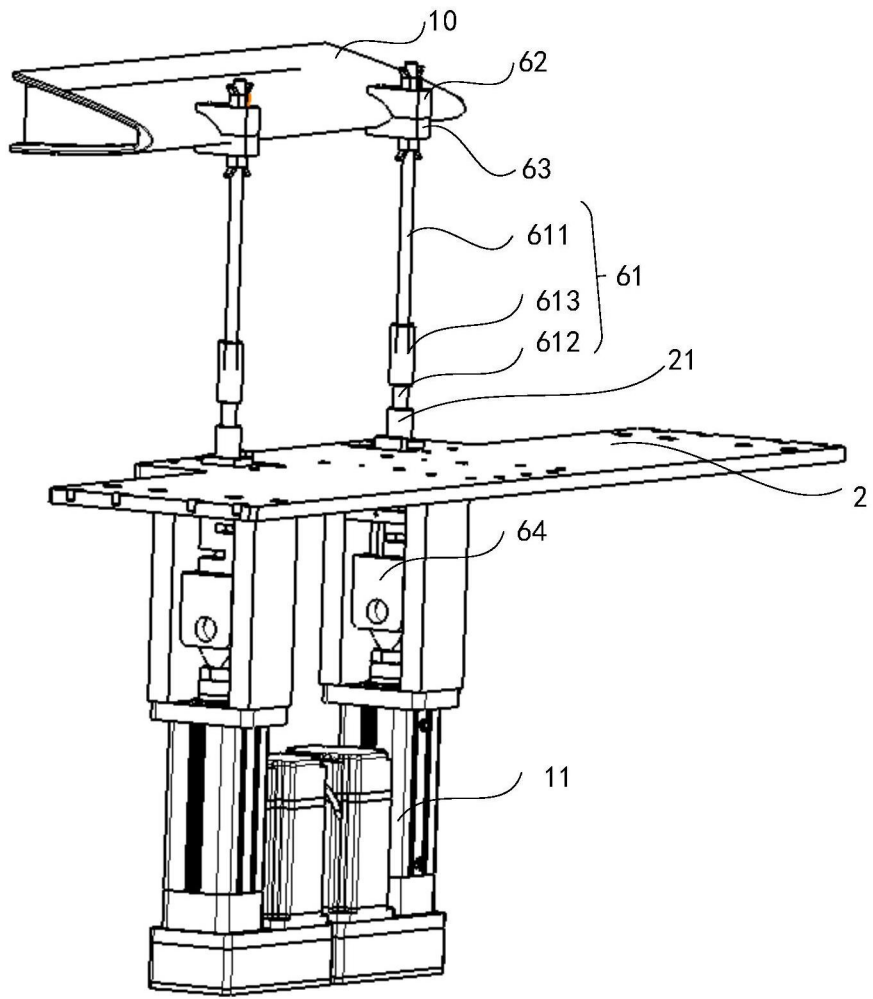


图7

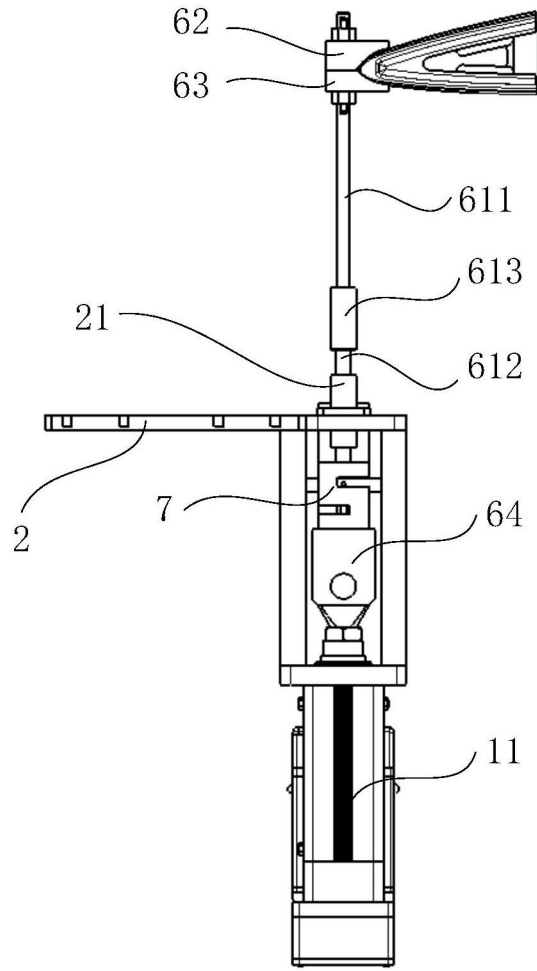


图8