

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2018 年 12 月 27 日 (27.12.2018)



(10) 国际公布号
WO 2018/232809 A1

- (51) 国际专利分类号:
G01M 15/12 (2006.01) **G01H 9/00** (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2017/093779
- (22) 国际申请日: 2017 年 7 月 21 日 (21.07.2017)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
201710489440.1 2017 年 6 月 24 日 (24.06.2017) CN
- (71) 申请人: 东北大学 (NORTHEASTERN UNIVERSITY) [CN/CN]; 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。
- (72) 发明人: 李晖 (LI, Hui); 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。 吕海宇 (LV, Haiyu); 中国辽宁省沈阳市和平区文

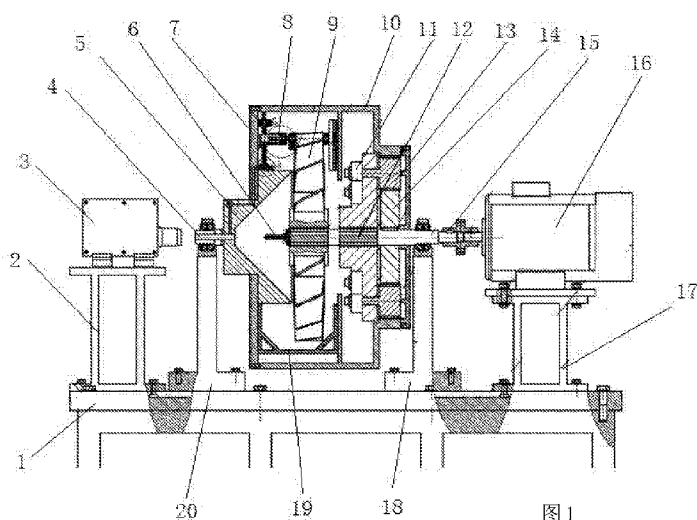
化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。 马辉 (MA, Hui); 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。 杨雨霖 (YANG, Yulin); 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。 陈延炜 (CHEN, Yanwei); 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。 闻邦椿 (WEN, Bangchun); 中国辽宁省沈阳市和平区文化路 3 号巷 11 号, Liaoning 110819 (CN)。

(74) 代理人: 沈阳优普达知识产权代理事务所 (特殊普通合伙) (SHENYANG UPDATE INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY); 中国辽宁省沈阳市浑南新区三义街 6-1 号天水 e 城 1918 室, Liaoning 110180 (CN)。

(81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG,

(54) Title: ROTATIONAL VIBRATION TEST STAND FOR AEROENGINE BLISK BASED ON LASER VIBROMETER AND USE

(54) 发明名称: 基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台及应用



(57) Abstract: A rotational vibration test stand for an aeroengine blisk based on a laser vibrometer, comprising a base (1), an electric motor (16), a laser vibrometer (3), a main shaft (12), a housing (10), a blisk vibration test device, a blade vibration test device (8), a synchronous/asynchronous differential device, a blade tip timing sensor (43), a timer, and a control system; the base (1) is sequentially provided thereon with a support platform I (2), a support seat I (20), a support seat II (18), and a support platform II (17), the laser vibrometer (3) is mounted on the support platform I (2), and the electric motor (16) is mounted on the support platform II (17); the blisk vibration test device is provided with a rotary shaft (4); a blisk (9) to be tested and the synchronous/asynchronous differential device are mounted on the main shaft (12); the blisk vibration test device is mounted together with the synchronous/asynchronous differential device by means of the housing (10); the rotary shaft (4) and the main shaft (12) are respectively mounted on the support seat I (20) and the support seat II (18) by means of a bearing and a bearing seat; the electric motor (16) is connected to the main shaft (12) by means of a coupling (15); the blade vibration test device (8) and the blade tip timing sensor (43) are mounted on the housing (10); the



BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

- (84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

- 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

control system is used for controlling the operation of the test stand.

(57) 摘要: 一种基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台, 包括底座(1)、电动机(16)、激光测振仪(3)、主轴(12)、壳体(10)、叶盘测振装置、叶片测振装置(8)、同异步差速装置、叶尖定时传感器(43)、计时器和控制系统, 底座(1)上依次设有支撑台一(2)、支撑座一(20)、支撑座二(18)和支撑台二(17), 激光测振仪(3)安装在支撑台一(2)上, 电动机(16)安装在支撑台二(17)上; 叶盘测振装置设有转轴(4), 待测的整体叶盘(9)和同异步差速装置安装在主轴(12)上, 叶盘测振装置通过壳体(10)与同异步差速装置安装在一起, 转轴(4)及主轴(12)通过轴承和轴承座分别安装在支撑座一(20)和支撑座二(18)上, 电动机(16)通过联轴器(15)与主轴(12)连接, 叶片测振装置(8)和叶尖定时传感器(43)安装在壳体(10)上, 控制系统用于控制试验台的运行。

基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台及应用

技术领域

本发明属于激光测振技术领域，具体涉及一种基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋

5 转振动试验台及应用。

背景技术

为了提高航空发动机的推重比，众多航空发动机企业竞相研发整体叶盘技术。整体叶盘是将叶片和轮盘通过先进的工艺做成一体，省去常规叶盘连接的榫头和榫槽，使结构大大简化，在航空发动机风扇、压气机、涡轮上采用整体叶盘结构可有效提高航空发动机的推重比。

10 然而，整体叶盘结构具有模态密集的特点，在航空发动机运转时，由于气流激励，很容易使整体叶盘发生共振。此外，整体叶盘的盘体更薄，盘叶刚度相差不多，因而这种共振模式多为盘片耦合振动，其危害性更大。为此，有必要建立针对航空发动机整体叶盘的旋转振动试验台，也便可以深入研究其复杂的振动特点与行为特征。

传统加速度传感器虽然具有成本低、测试方便等许多优势，但由于其需要粘贴到被测对象的表面，因而不适合测试整体叶盘等旋转结构的振动，同时由于加速度传感器的附加质量和刚度的影响，也会影响整体叶盘振动测试的精度。另外，长期以来，虽然人们一直研究整体叶盘的振动测量方法，包括集流环传输应变、无线电遥控应变、电容耦合传输应变、电涡流位移传感器测量，以及叶片顶尖间隙测量等方式，但上述测量方法由于各种困难和局限性，任何一种方法都无法有效测量所有旋转叶片及盘体结构的实际工作振型，因而，有必要继续
15 研究航空发动机整体叶盘的新型振动测试技术，并综合考虑测试效率、测试精度等方面的影响。

激光测振仪作为光电振动测量中的一种重要仪器，改变了传统传感器接触式测量所带来的附加干扰问题，且非接触式振动测量方式可更加准确地获得被测物体的实时振动信息，目前，激光测振仪在航空航天领域的应用也越来越广泛。

25 发明内容

本发明提供一种基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，可以在与待测的整体叶盘同步旋转的情况下，以不同形式的同异步差速测量叶片与盘面各点振动的振动试验台。

本发明的技术方案如下：

30 基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，包括底座、电动机、激光测振

仪、主轴、壳体、叶盘测振装置、叶片测振装置、同异步差速装置、叶尖定时传感器、计时器和控制系统，所述底座上依次设有支撑台一、支撑座一、支撑座二和支撑台二，所述激光测振仪安装在支撑台一上，所述电动机安装在支撑台二上；所述叶盘测振装置设有转轴，待测的整体叶盘和同异步差速装置安装在所述主轴上，所述叶盘测振装置通过所述壳体与同异步差速装置安装在一起，所述转轴及主轴通过轴承和轴承座分别安装在支撑座一和支撑座二上，所述电动机通过联轴器与所述主轴连接，所述叶片测振装置和叶尖定时传感器安装在所述壳体上，所述控制系统用于控制试验台的运行。

所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其中所述叶盘测振装置包括线性作动器、反射镜和反射装置，所述线性作动器为笔式电动推杆，笔式电动推杆的端头设置微型马达一，所述反射镜固定设置在所述微型马达一上，所述反射镜与笔式电动推杆的轴线成 45° 夹角，所述线性作动器固定设置在所述主轴的端头上；所述反射装置为台体，所述反射装置的一端为锥度 45° 的圆锥内表面，所述圆锥内表面设有银合金反射膜，所述反射装置的另一端设有所述转轴。

所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其中所述同异步差速装置包括中心轮、行星架、行星轮、行星轮轴和电磁制动器，所述中心轮和所述行星架与所述主轴固定安装在一起，所述行星轮与所述行星轮轴固定连接在一起，所述行星轮轴穿入所述行星架中，所述行星轮轴的端头安装所述电磁制动器；所述中心轮与所述行星轮啮合。

所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其中所述壳体包括壳圈、透盖、通盖、隔板和内齿圈，所述内齿圈设置在所述壳圈的一端，所述隔板设置在所述壳圈的内部，所述透盖和通盖通过螺栓分别安装在所述壳圈的两侧；所述内齿圈与所述行星轮啮合；所述透盖与所述反射装置固定连接在一起。

所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其中所述叶片测振装置包括测头、伺服电机一、纵向丝杠、纵向丝杠螺母、纵向丝杠固定座、纵向丝杠支撑座、连接器、伺服电机二、横向丝杠、横向丝杠螺母、横向丝杠固定座、横向丝杠支撑座、滑块和导轨，纵向丝杠的两端分别连接纵向丝杠固定座和纵向丝杠支撑座，纵向丝杠螺母套装在纵向丝杠上，伺服电机一安装在纵向丝杠固定座上用于驱动纵向丝杠；横向丝杠的两端分别连接横向丝杠固定座和横向丝杠支撑座，横向丝杠固定座通过所述连接器与纵向丝杠螺母固定连接在一起，横向丝杠螺母套装在横向丝杠上，所述测头安装在横向丝杠螺母上，横向丝杠支撑座与所述滑块固定连接在一起，所述滑块与所述导轨配合安装在一起，伺服电机二安装在所述连接器中用于驱动横向丝杠；纵向丝杠固定座和纵向丝杠支撑座固定安装在所述透盖

上,所述导轨固定安装在所述隔板上。

所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台,其优选方案为,所述测头设有微型马达二,用于对所述测头的镜片进行位置调整,使其反射的激光与被测点法平面垂直。

- 5 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台,其优选方案为,还包括三个平衡架,所述平衡架与所述叶片测振装置质量和形态相类似,所述平衡架设置在所述壳体上与所述叶片测振装置呈 90 度相隔、对称的三个位置,用以消除旋转过程中的动不平衡影响。

- 10 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台,其中所述反射装置和所述转轴的轴心设有轴向通孔,所述反射装置设有径向孔一和横孔一,所述透盖设有径向孔二,所述纵向丝杠支撑座设有横孔二,所述横向丝杠固定座和所述连接器设有横孔三,所述横向丝杠螺母设有进光孔,所述轴向通孔、径向孔一、横孔一、径向孔二、横孔二、横孔三和进光孔依次连通形成激光通路,在所述激光通路 90° 转折的地方设有 45° 反光镜。

- 15 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台,其中所述控制系统分别连接所述激光测振仪、叶片定时传感器、计时器、线性作动器、微型马达一、电磁制动器、伺服电机一、伺服电机二、微型马达二和电动机。

上述基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台的应用,包括如下步骤:

- 20 步骤 1: 控制系统发出指令,电磁制动器锁紧行星轮轴,使中心轮、行星架、行星轮和行星轮轴锁紧为一体;电动机启动使主轴旋转,主轴带动叶盘测振装置、叶片测振装置、同异步差速装置、叶尖定时传感器和待测的整体叶盘做同步旋转;

步骤 2: 激光测振仪发出激光,通过所述轴向通孔打到叶盘测振装置的反射镜上,经 45° 反射打在所述反射装置的锥度 45° 的圆锥内表面的银合金反射膜上,又经 45° 反射打在待测的整体叶盘盘面上;

- 25 步骤 3: 线性作动器的推杆向前逐步进给,同时推杆上的微型马达一带动所述反射镜旋转,激光在待测的整体叶盘盘面上由外径至中心一圈圈逐点进行测量实现测振;

步骤 4: 线性作动器的推杆继续进给进入所述轴向通孔内部,并于所述径向孔一处停止;

步骤 5: 同时调节线性作动器的推杆及微型马达一旋转角度,直至激光射进径向孔一中,并经所述激光通路打在所述叶片测振装置的测头上;

- 30 步骤 6: 计时器开始计时,同时启动伺服电机一和伺服电机二,使测头沿着当前叶片的径向与轴向方向逐点进行测量实现测振;

步骤 7: 经过计时时间 T 后, 当前叶片测振完毕, 所述叶片测振装置回位至待测的整体叶盘外侧位置;

步骤 8: 计时器对电磁制动器施加脉冲, 使电磁制动器处于释放状态, 行星轮轴处于释放状态, 行星轮在中心轮带动下旋转, 行星轮带动所述内齿圈旋转, 所述壳体及叶尖定时传感器与待测的整体叶盘产生差速;

步骤 9: 叶尖定时传感器探测到下一个叶片的叶尖时对电磁制动器与计时器施加脉冲; 电磁制动器锁紧行星轮轴; 计时器开始计时, 对下一个叶片进行测量;

步骤 10: 循环进行步骤 6 至步骤 9, 直至待测的整体叶盘上的所有目标叶片测振完毕为止。

10 所述叶尖定时传感器, 针对于本发明而言, 只取叶尖定时传感器的叶尖定时作用, 设待测的整体叶盘相邻叶片之间的夹角为 θ , 将叶尖定时传感器测头固定于待测的整体叶盘径向方向的壳体法平面上, 使其轴线与所述叶片测振装置的测头轴线的夹角为 $\theta/2$, 如此一来, 在叶尖定时传感器测头依靠同异步差速装置向下一个叶片的测量位置过渡时, 每当有叶片经过叶尖定时传感器时, 叶尖定时传感器则对电磁制动器施加一个脉冲信号使其制动, 恢复叶片测振装置与待测的整体叶盘的同步状态, 并且保证了叶片测振装置测头位于两相邻叶片的中间位置, 即测振位置。

所述计时器, 测振之前的准备工作就包括在待测的整体叶盘静止状态下, 对每个叶片测

振所用的测量时间的统计, 设第 i 个叶片所用测振时间为 t_i , 则计时器计时时间 $T = \left(\sum_{i=1}^n t_i \right) / n$;

其作用为在叶尖定时传感器发出制动命令之后开始计时, 计时时间 T 后对电磁制动器给与脉冲, 使电磁制动器释放, 从而使叶片测振装置从同步测振状态向异步过渡状态转换。

本发明的有益效果为: 本发明涉及的同异步差速装置实现了与待测的整体叶盘同步的情况下同异步转换功能, 为逐个叶片的连续测振提供了可能, 叶片测振装置的横纵向位移功能, 实现了叶片表面各点的整体覆盖加之可调节的扭转测头使扭曲叶片表面逐点测振成为可能; 叶盘测振装置实现了旋转状态下盘面的匀速逐点测振功能。

25 附图说明

图 1 为基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台主视图;

图 2 为基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台俯视图;

图 3 为同异步差速装置结构图;

图 4 为图 3 的右视图;

图 5 为叶片测振装置结构图;

图 6 为叶盘测振装置结构图;

图 7 为激光通路示意图;

图 8 为图 7 中 B 处放大图;

5 图 9 为图 7 中 C 处放大图;

图 10 为叶尖定时传感器

具体实施方式

如图 1-10 所示, 基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台, 包括底座 1、电动机 16、激光测振仪 3、主轴 12、壳体 10、叶盘测振装置、叶片测振装置 8、同异步差速装置、叶尖定时传感器 43、计时器和控制系统, 所述底座 1 上依次设有支撑台一 2、支撑座一 20、支撑座二 18 和支撑台二 17, 所述激光测振仪 3 安装在支撑台一 2 上, 所述电动机 16 安装在支撑台二 17 上; 所述叶盘测振装置设有转轴 4, 待测的整体叶盘 9 和同异步差速装置安装在所述主轴 12 上, 所述叶盘测振装置通过所述壳体 10 与同异步差速装置安装在一起, 所述转轴 4 及主轴 12 通过轴承和轴承座分别安装在支撑座一 20 和支撑座二 18 上, 所述电动机 16 通过联轴器 15 与所述主轴 12 连接, 所述叶片测振装置 8 和叶尖定时传感器 43 安装在所述壳体 10 上, 所述控制系统用于控制试验台的运行;

其中所述叶盘测振装置包括线性作动器 6、反射镜和反射装置 5, 所述线性作动器 6 为笔式电动推杆, 笔式电动推杆的端头设置微型马达一, 所述反射镜固定设置在所述微型马达一上, 所述反射镜与笔式电动推杆的轴线成 45° 夹角, 所述线性作动器 6 固定设置在所述主轴 12 的端头上; 所述反射装置 5 为台体, 所述反射装置 5 的一端为锥度 45° 的圆锥内表面, 所述圆锥内表面设有银合金反射膜 36, 所述反射装置 5 的另一端设有所述转轴 4;

其中所述同异步差速装置包括中心轮 14、行星架 22、八个行星轮 13、行星轮轴 21 和电磁制动器 11, 所述中心轮 14 和所述行星架 22 与所述主轴 12 固定安装在一起, 所述行星轮 13 与所述行星轮轴 21 固定连接在一起, 所述行星轮轴 21 穿入所述行星架 22 中, 所述行星轮轴 21 的端头安装所述电磁制动器 11; 所述中心轮 14 与所述行星轮 13 啮合;

其中所述壳体 10 包括壳圈、透盖 7、通盖、隔板和内齿圈, 所述内齿圈设置在所述壳圈的一端, 所述隔板设置在所述壳圈的内部, 所述透盖 7 和通盖通过螺栓分别安装在所述壳圈的两侧; 所述内齿圈与所述行星轮 13 啮合; 所述透盖 7 与所述反射装置 5 固定连接在一起;

其中所述叶片测振装置 8 包括测头 35、伺服电机一 28、纵向丝杠固定座 27、纵向丝杠 26、纵向丝杠螺母 25、纵向丝杠支撑座 23、连接器 29、伺服电机二、横向丝杠固定座 30、

横向丝杠 24、横向丝杠螺母 31、横向丝杠支撑座 34、滑块 32 和导轨 33，纵向丝杠 26 的两端分别连接纵向丝杠固定座 27 和纵向丝杠支撑座 23，纵向丝杠螺母 25 套装在纵向丝杠 26 上，伺服电机一 28 安装在纵向丝杠固定座 27 上用于驱动纵向丝杠 26；横向丝杠 24 的两端分别连接横向丝杠固定座 30 和横向丝杠支撑座 34，横向丝杠固定座 30 通过所述连接器 29 5 与纵向丝杠螺母 25 固定连接在一起，横向丝杠螺母 31 套装在横向丝杠 24 上，所述测头 35 安装在横向丝杠螺母 31 上，横向丝杠支撑座 34 与所述滑块 32 固定连接在一起，所述滑块 32 与所述导轨 33 配合安装在一起，伺服电机二安装在所述连接器 29 中用于驱动横向丝杠 24；纵向丝杠固定座 27 和纵向丝杠支撑座 23 固定安装在所述透盖 7 上，所述导轨 33 固定安装在所述隔板上；所述测头 35 设有微型马达二，用于对所述测头 35 的镜片进行位置调整，使其 10 反射的激光与被测点法平面垂直；还包括三个平衡架 19，所述平衡架 19 与所述叶片测振装置 8 质量和形态相类似，所述平衡架 19 设置在所述壳体 10 上与所述叶片测振装置 8 呈 90 度相隔、对称的三个位置，用以消除旋转过程中的动不平衡影响；

其中所述反射装置 5 和所述转轴 4 的轴心设有轴向通孔 37，所述反射装置 5 设有径向孔一 38 和横孔一 39，所述透盖 7 设有径向孔二 40，所述纵向丝杠支撑座 23 设有横孔二 41， 15 所述横向丝杠固定座 30 和所述连接器 29 设有横孔三 42，所述横向丝杠螺母 31 设有进光孔，所述轴向通孔 37、径向孔一 38、横孔一 39、径向孔二 40、横孔二 41、横孔三 42 和进光孔依次连通形成激光通路，在所述激光通路 90° 转折的地方设有 45° 反光镜；

其中所述控制系统分别连接所述激光测振仪 3、叶片定时传感器 43、计时器、线性作动器 6、微型马达一、电磁制动器 11、伺服电机一 28、伺服电机二、微型马达二和电动机 16， 20 实施控制。

上述基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台的应用，包括如下步骤：

步骤 1：控制系统发出指令，电磁制动器 11 锁紧行星轮轴 21，使中心轮 14、行星架 22、行星轮 13 和行星轮轴 21 锁紧为一体；电动机 16 启动使主轴 12 旋转，主轴 12 带动叶盘测振装置、叶片测振装置 8、同异步差速装置、叶尖定时传感器 43 和待测的整体叶盘 9 做同步旋 25 转；

步骤 2：激光测振仪 3 发出激光，通过所述轴向通孔 37 打到叶盘测振装置的反射镜上，经 45° 反射打在所述反射装置 5 的锥度 45° 的圆锥内表面的银合金反射膜 36 上，又经 45° 反射打在待测的整体叶盘 9 盘面上；

步骤 3：线性作动器 6 的推杆向前逐步进给，同时推杆上的微型马达一带动所述反射镜 30 旋转，激光在待测的整体叶盘 9 盘面上由外径至中心一圈圈逐点进行测量实现测振；

步骤 4: 线性作动器 6 的推杆继续进给进入所述轴向通孔 37 内部, 并于所述径向孔一 38 处停止;

步骤 5: 同时调节线性作动器 6 的推杆及微型马达一旋转角度, 直至激光射进径向孔一 38 中, 并经所述激光通路打在所述叶片测振装置 8 的测头 35 上;

5 步骤 6: 计时器开始计时, 同时启动伺服电机一 28 和伺服电机二, 使测头 35 沿着当前叶片的径向与轴向方向逐点进行测量实现测振;

步骤 7: 经过计时时间 T 后, 当前叶片测振完毕, 所述叶片测振装置 8 回位至待测的整体叶盘 9 外侧位置;

10 步骤 8: 计时器对电磁制动器 11 施加脉冲, 使电磁制动器 11 处于释放状态, 行星轮轴 21 处于释放状态, 行星轮 13 在中心轮 14 带动下旋转, 行星轮 13 带动所述内齿圈旋转, 所述壳体 10 及叶尖定时传感器 43 与待测的整体叶盘 9 产生差速;

步骤 9: 叶尖定时传感器 43 探测到下一个叶片的叶尖时对电磁制动器 11 与计时器施加脉冲; 电磁制动器 11 锁紧行星轮轴 21; 计时器开始计时, 对下一个叶片进行测量;

15 步骤 10: 循环进行步骤 6 至步骤 9, 直至待测的整体叶盘 9 上的所有目标叶片测振完毕为止。

权利要求

1、基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，包括底座、电动机、激光测振仪、主轴、壳体、叶盘测振装置、叶片测振装置、同异步差速装置、叶尖定时传感器、计时器和控制系统，所述底座上依次设有支撑台一、支撑座一、支撑座二和支撑台二，所述激光测振仪安装在支撑台一上，所述电动机安装在支撑台二上；所述叶盘测振装置设有转轴，待测的整体叶盘和同异步差速装置安装在所述主轴上，所述叶盘测振装置通过所述壳体与同异步差速装置安装在一起，所述转轴及主轴通过轴承和轴承座分别安装在支撑座一和支撑座二上，所述电动机通过联轴器与所述主轴连接，所述叶片测振装置和叶尖定时传感器安装在所述壳体上，所述控制系统用于控制试验台的运行。

2、根据权利要求 1 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述叶盘测振装置包括线性作动器、反射镜和反射装置，所述线性作动器为笔式电动推杆，笔式电动推杆的端头设置微型马达一，所述反射镜固定设置在所述微型马达一上，所述反射镜与笔式电动推杆的轴线成 45° 夹角，所述线性作动器固定设置在所述主轴的端头上；所述反射装置为台体，所述反射装置的一端为锥度 45° 的圆锥内表面，所述圆锥内表面设有银合金反射膜，所述反射装置的另一端设有所述转轴。

3、根据权利要求 2 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述同异步差速装置包括中心轮、行星架、行星轮、行星轮轴和电磁制动器，所述中心轮和所述行星架与所述主轴固定安装在一起，所述行星轮与所述行星轮轴固定连接在一起，所述行星轮轴穿入所述行星架中，所述行星轮轴的端头安装所述电磁制动器；所述中心轮与所述行星轮啮合。

4、根据权利要求 3 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述壳体包括壳圈、透盖、通盖、隔板和内齿圈，所述内齿圈设置在所述壳圈的一端，所述隔板设置在所述壳圈的内部，所述透盖和通盖通过螺栓分别安装在所述壳圈的两侧；所述内齿圈与所述行星轮啮合；所述透盖与所述反射装置固定连接在一起。

5、根据权利要求 4 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述叶片测振装置包括测头、伺服电机一、纵向丝杠、纵向丝杠螺母、纵向丝杠固定座、纵向丝杠支撑座、连接器、伺服电机二、横向丝杠、横向丝杠螺母、横向丝杠固定座、横向丝杠支撑座、滑块和导轨，纵向丝杠的两端分别连接纵向丝杠固定座和纵向丝杠支撑座，纵向丝杠螺母套装在纵向丝杠上，伺服电机一安装在纵向丝杠固定座上用于驱动纵向丝杠；横向丝杠的两端分别连接横向丝杠固定座和横向丝杠支撑座，横向丝杠固定座通过所

述连接器与纵向丝杠螺母固定连接在一起，横向丝杠螺母套装在横向丝杠上，所述测头安装在横向丝杠螺母上，横向丝杠支撑座与所述滑块固定连接在一起，所述滑块与所述导轨配合安装在一起，伺服电机二安装在所述连接器中用于驱动横向丝杠；纵向丝杠固定座和纵向丝杠支撑座固定安装在所述透盖上，所述导轨固定安装在所述隔板上。

- 5 6、根据权利要求 5 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述测头设有微型马达二，用于对所述测头的镜片进行位置调整，使其反射的激光与被测点法平面垂直。

- 7、根据权利要求 5 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，还包括三个平衡架，所述平衡架与所述叶片测振装置质量和形态相类似，所述平衡架设置在所述壳体上与所述叶片测振装置呈 90 度相隔、对称的三个位置，用以消除旋转过程中的动不平衡影响。

- 8、根据权利要求 6 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述反射装置和所述转轴的轴心设有轴向通孔，所述反射装置设有径向孔一和横孔一，所述透盖设有径向孔二，所述纵向丝杠支撑座设有横孔二，所述横向丝杠固定座和所述连接器设有横孔三，所述横向丝杠螺母设有进光孔，所述轴向通孔、径向孔一、横孔一、径向孔二、横孔二、横孔三和进光孔依次连通形成激光通路，在所述激光通路 90° 转折的地方设有 45° 反光镜。

- 9、根据权利要求 6 所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台，其特征在于，所述控制系统分别连接所述激光测振仪、叶片定时传感器、计时器、线性作动器、微型马达一、电磁制动器、伺服电机一、伺服电机二、微型马达二和电动机。

10、一种如权利要求 1-9 之一所述的基于激光测振仪的航空发动机整体叶盘旋转振动试验台的应用，其特征在于，包括如下步骤：

- 步骤 1：控制系统发出指令，电磁制动器锁紧行星轮轴，使中心轮、行星架、行星轮和行星轮轴锁紧为一体；电动机启动使主轴旋转，主轴带动叶盘测振装置、叶片测振装置、同异步差速装置、叶尖定时传感器和待测的整体叶盘做同步旋转；

步骤 2：激光测振仪发出激光，通过所述轴向通孔打到叶盘测振装置的反射镜上，经 45° 反射打在所述反射装置的锥度 45° 的圆锥内表面的银合金反射膜上，又经 45° 反射打在待测的整体叶盘盘面上；

- 步骤 3：线性作动器的推杆向前逐步进给，同时推杆上的微型马达一带动所述反射镜旋转，激光在待测的整体叶盘盘面上由外径至中心一圈圈逐点进行测量实现测振；

步骤 4: 线性作动器的推杆继续进给进入所述轴向通孔内部, 并于所述径向孔一处停止;

步骤 5: 同时调节线性作动器的推杆及微型马达一旋转角度, 直至激光射进径向孔一中, 并经所述激光通路打在所述叶片测振装置的测头上;

5 步骤 6: 计时器开始计时, 同时启动伺服电机一和伺服电机二, 使测头沿着当前叶片的径向与轴向方向逐点进行测量实现测振;

步骤 7: 经过计时时间 T 后, 当前叶片测振完毕, 所述叶片测振装置回位至待测的整体叶盘外侧位置;

10 步骤 8: 计时器对电磁制动器施加脉冲, 使电磁制动器处于释放状态, 行星轮轴处于释放状态, 行星轮在中心轮带动下旋转, 行星轮带动所述内齿圈旋转, 所述壳体及叶尖定时传感器与待测的整体叶盘产生差速;

步骤 9: 叶尖定时传感器探测到下一个叶片的叶尖时对电磁制动器与计时器施加脉冲; 电磁制动器锁紧行星轮轴; 计时器开始计时, 对下一个叶片进行测量;

步骤 10: 循环进行步骤 6 至步骤 9, 直至待测的整体叶盘上的所有目标叶片测振完毕为止。

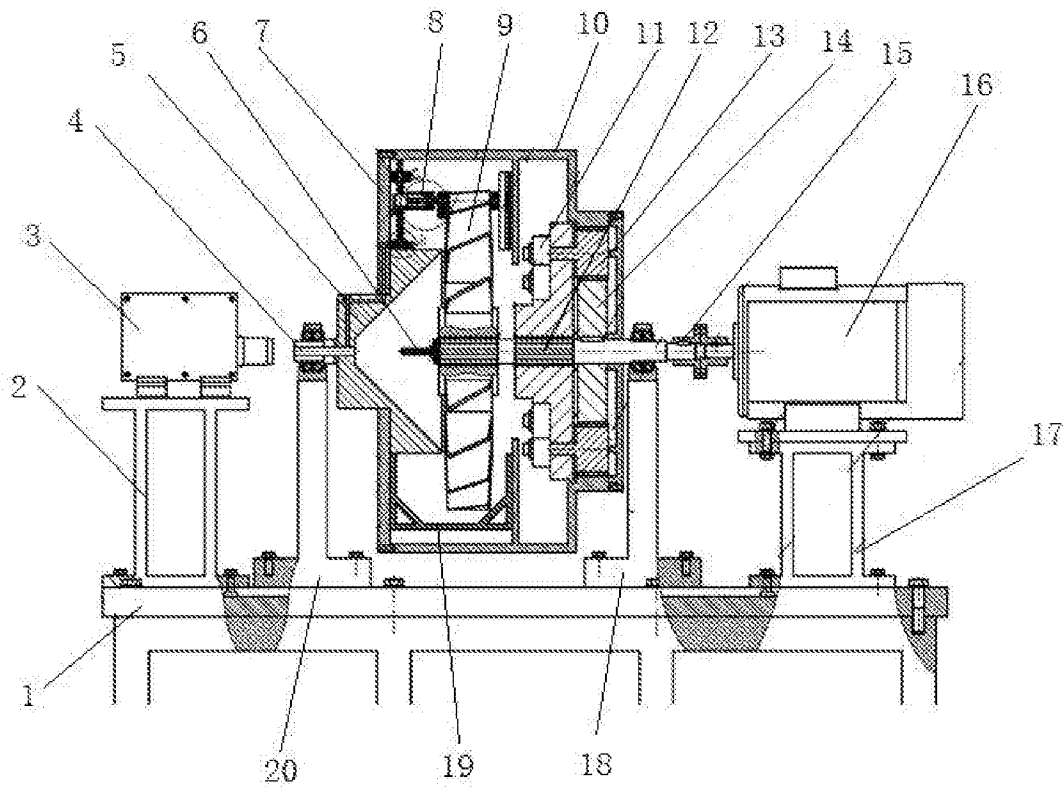


图 1

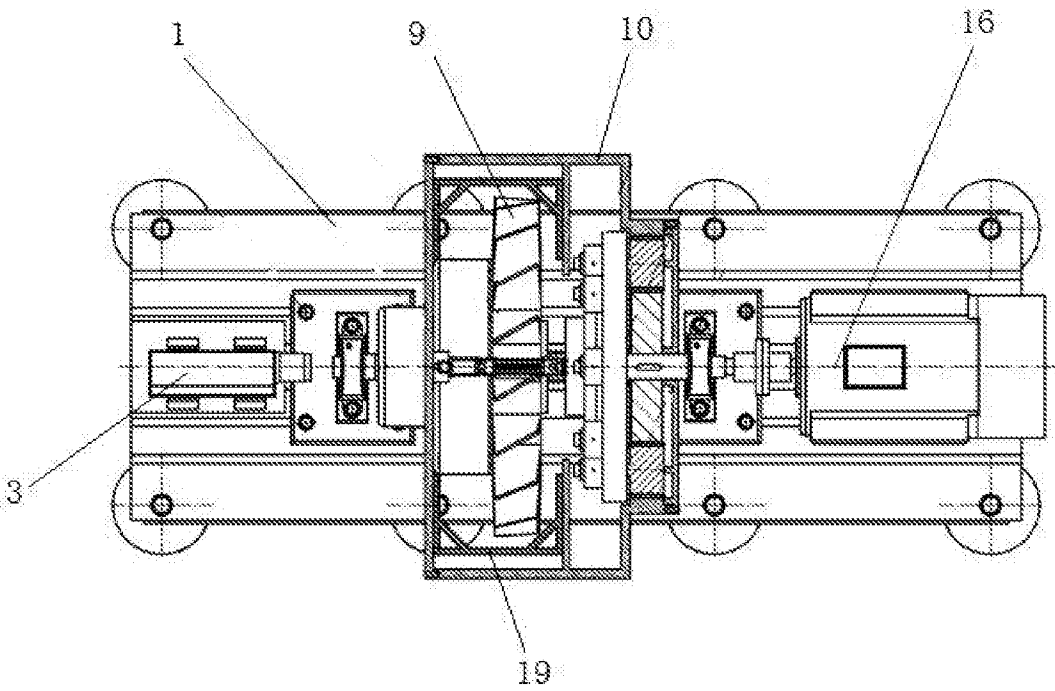


图 2

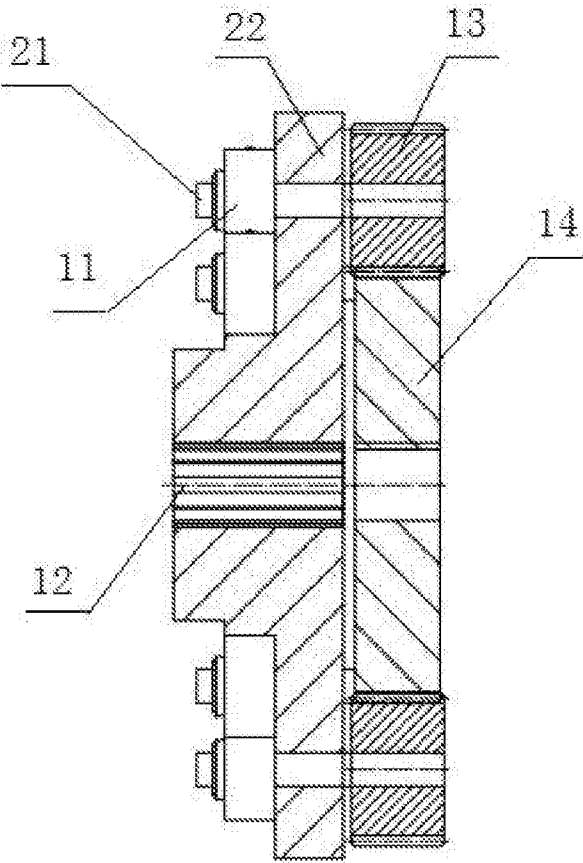


图 3

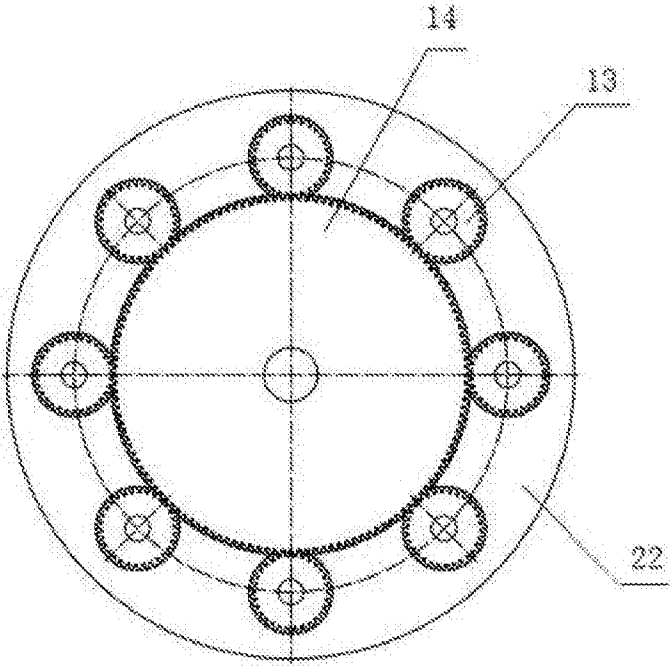


图 4

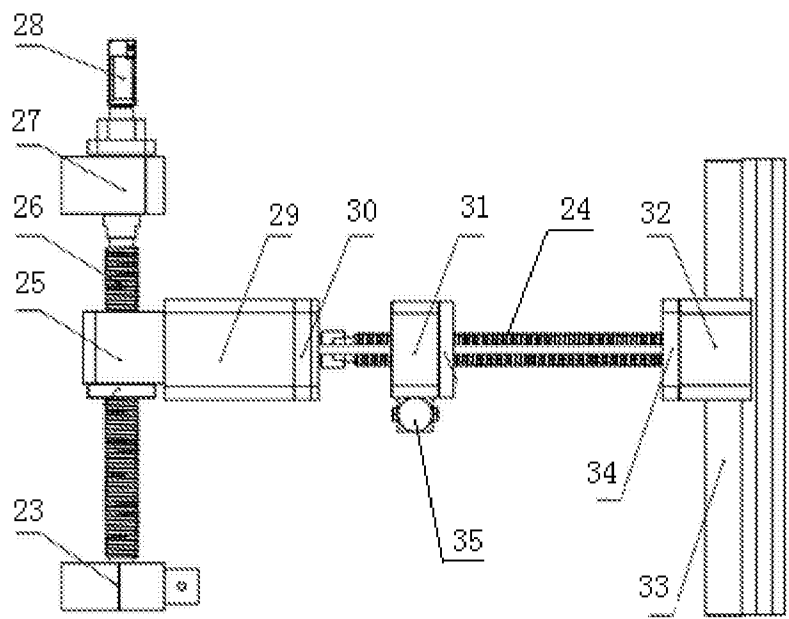


图 5

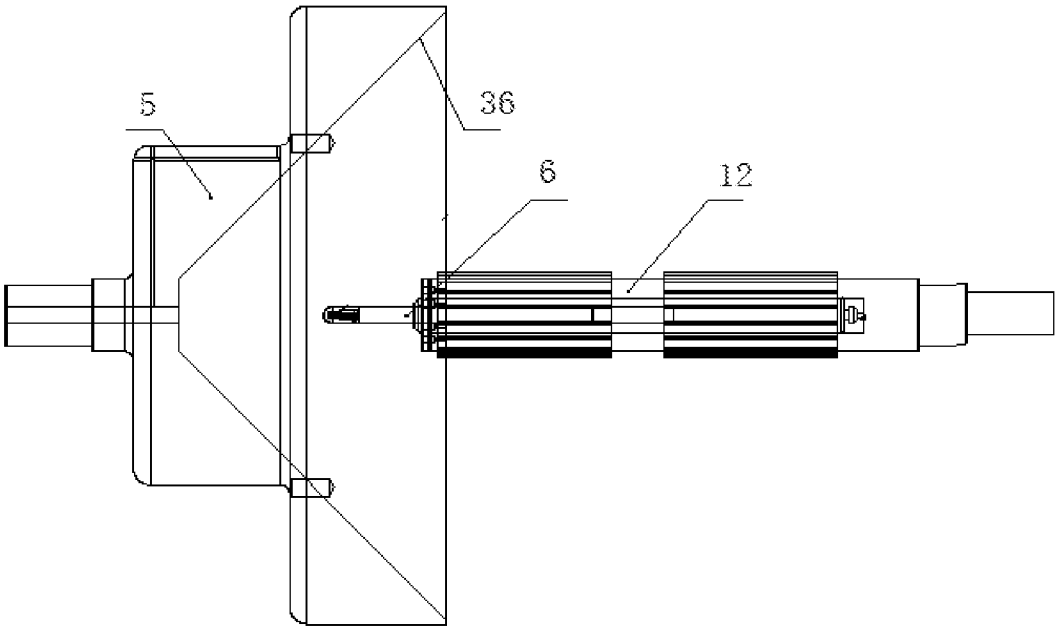


图 6

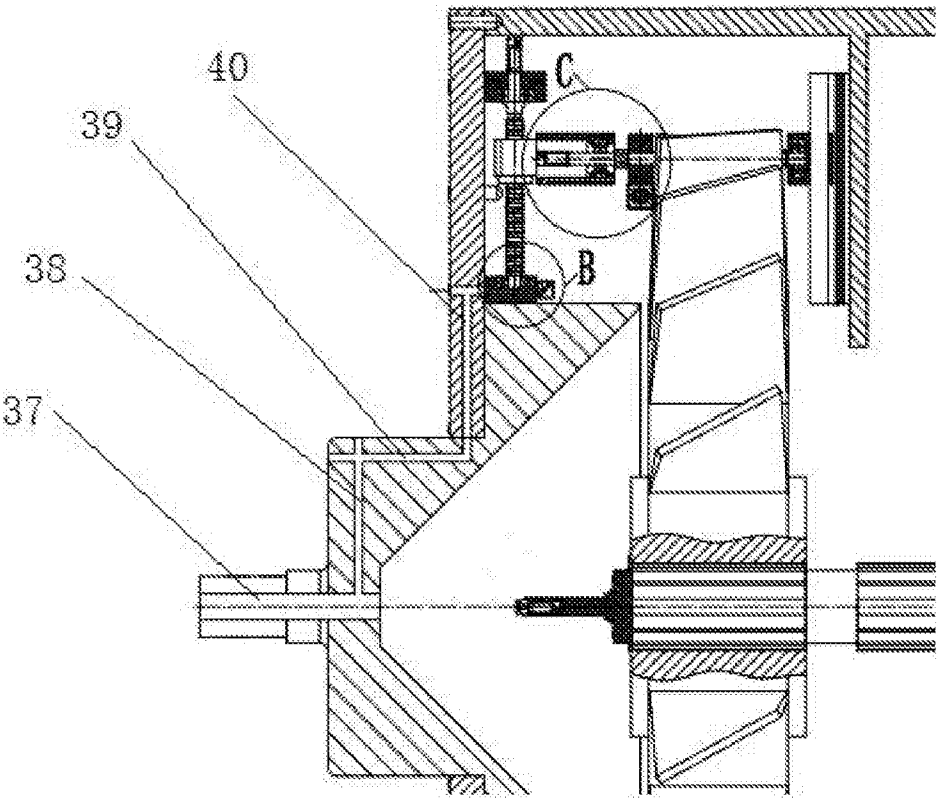


图 7

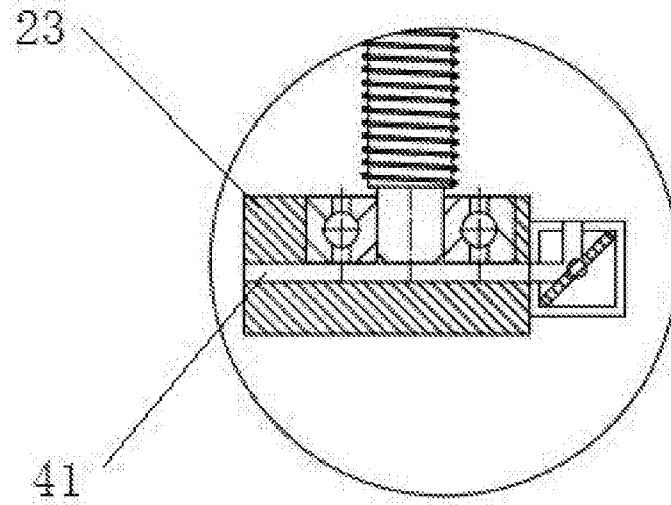


图 8

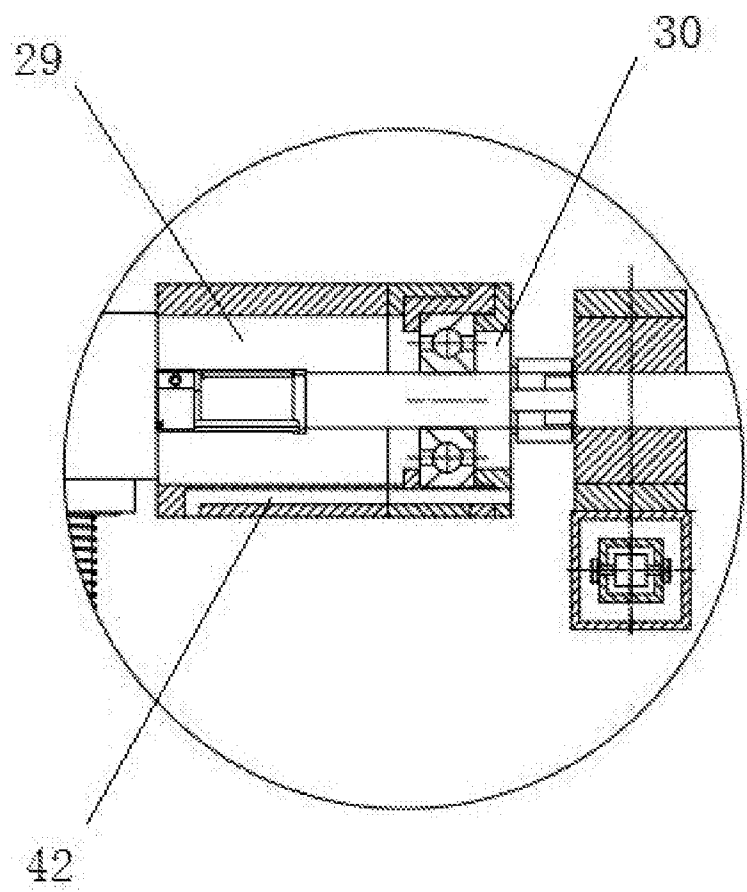


图 9

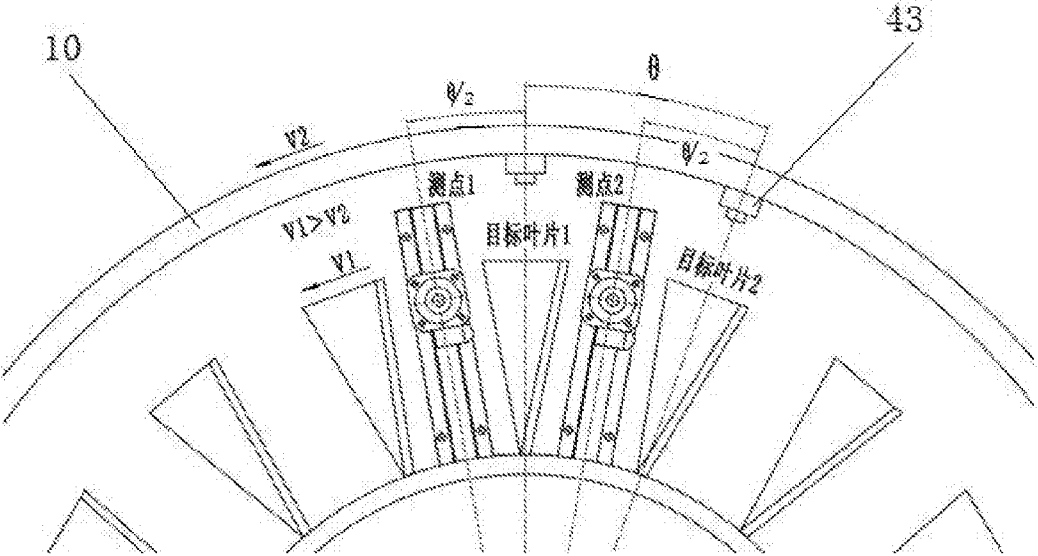


图 10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2017/093779

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G01M 15/12 (2006.01) i; G01H 9/00 (2006.01) i
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G01M; G01H

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)
CNPAT; EPODOC; WPI; CNKI: 震动, 吕海宇, 李晖, 检测, laser, 叶片, 马达, 闻邦椿, 杨雨霖, light, inspect+, blade, 振动, 东北大学, 监测, 马辉, vane, 发动机, measur+, 测量, 测试, LED, 陈延炜, vibrat+

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
E	CN 107132049 A (NORTHEASTERN UNIVERSITY), 05 September 2017 (05.09.2017), claims 1-10	1-10
A	CN 205300906 U (GPGC ELECTRIC POWER RESEARCH INSTITUTE), 08 June 2016 (08.06.2016), description, page 3, and figures 1-2	1-10
A	US 2014268100 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION), 18 September 2014 (18.09.2014), entire document	1-10
A	CN 103528776 A (NORTHEASTERN UNIVERSITY), 22 January 2014 (22.01.2014), entire document	1-10
A	CN 206019842 U (CHINA AVIATION POWERPLANT RESEARCH INSTITUTE), 15 March 2017 (15.03.2017), entire document	1-10
A	CN 103364069 A (SHENYANG ENGINE DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION INDUSTRY OF CHINA CORP.), 23 October 2013 (23.10.2013), entire document	1-10

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date	“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search 12 March 2018	Date of mailing of the international search report 22 March 2018
--	---

Name and mailing address of the ISA State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No. (86-10) 62019451	Authorized officer HAN, Bing Telephone No. (86-10) 53962356
---	---

International application No.
PCT/CN2017/093779

Form PCT/ISA/210 (patent family annex) (July 2009)

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2017/093779

A. 主题的分类 G01M 15/12(2006.01)i; G01H 9/00(2006.01)i 按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类																							
B. 检索领域 检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号) G01M; G01H 包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献 在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用)) CNPAT; EPDOC; WPI; CNKI: 震动, 吕海宇, 李晖, 检测, laser, 叶片, 马达, 闻邦椿, 杨雨霖, light, inspect+, blade, 振动, 东北大学, 监测, 马辉, vane, 发动机, measur+, 测量, 测试, LED, 陈延炜, vibrat+																							
C. 相关文件 <table border="1"> <thead> <tr> <th>类 型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>E</td> <td>CN 107132049 A (东北大学) 2017年 9月 5日 (2017 - 09 - 05) 权利要求1-10</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 205300906 U (广东电网有限责任公司电力科学研究院) 2016年 6月 8日 (2016 - 06 - 08) 说明书第3页, 附图1-2</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 2014268100 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) 2014年 9月 18日 (2014 - 09 - 18) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 103528776 A (东北大学) 2014年 1月 22日 (2014 - 01 - 22) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 206019842 U (中国航空动力机械研究所) 2017年 3月 15日 (2017 - 03 - 15) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 103364069 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2013年 10月 23日 (2013 - 10 - 23) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> </tbody> </table>			类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	E	CN 107132049 A (东北大学) 2017年 9月 5日 (2017 - 09 - 05) 权利要求1-10	1-10	A	CN 205300906 U (广东电网有限责任公司电力科学研究院) 2016年 6月 8日 (2016 - 06 - 08) 说明书第3页, 附图1-2	1-10	A	US 2014268100 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) 2014年 9月 18日 (2014 - 09 - 18) 全文	1-10	A	CN 103528776 A (东北大学) 2014年 1月 22日 (2014 - 01 - 22) 全文	1-10	A	CN 206019842 U (中国航空动力机械研究所) 2017年 3月 15日 (2017 - 03 - 15) 全文	1-10	A	CN 103364069 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2013年 10月 23日 (2013 - 10 - 23) 全文	1-10
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																					
E	CN 107132049 A (东北大学) 2017年 9月 5日 (2017 - 09 - 05) 权利要求1-10	1-10																					
A	CN 205300906 U (广东电网有限责任公司电力科学研究院) 2016年 6月 8日 (2016 - 06 - 08) 说明书第3页, 附图1-2	1-10																					
A	US 2014268100 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) 2014年 9月 18日 (2014 - 09 - 18) 全文	1-10																					
A	CN 103528776 A (东北大学) 2014年 1月 22日 (2014 - 01 - 22) 全文	1-10																					
A	CN 206019842 U (中国航空动力机械研究所) 2017年 3月 15日 (2017 - 03 - 15) 全文	1-10																					
A	CN 103364069 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2013年 10月 23日 (2013 - 10 - 23) 全文	1-10																					
☐ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。																							
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 “T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件																							
国际检索实际完成的日期 2018年 3月 12日		国际检索报告邮寄日期 2018年 3月 22日																					
ISA/CN的名称和邮寄地址 中华人民共和国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451		受权官员 韩冰 电话号码 (86-10)53962356																					

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2017/093779

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	107132049	A	2017年 9月 5日	无	
CN	205300906	U	2016年 6月 8日	无	
US	2014268100	A1	2014年 9月 18日	US 9404735 B2	2016年 8月 2日
CN	103528776	A	2014年 1月 22日	CN 103528776 B	2016年 4月 6日
CN	206019842	U	2017年 3月 15日	无	
CN	103364069	A	2013年 10月 23日	CN 103364069 B	2016年 12月 7日