



# (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 105865736 A

(43)申请公布日 2016.08.17

(21)申请号 201610401940.0

(22)申请日 2016.06.08

(71)申请人 中国航空动力机械研究所  
地址 412002 湖南省株洲市芦淞区董家墩

(72)发明人 边杰

(74)专利代理机构 长沙智嵘专利代理事务所  
43211

代理人 胡亮

(51)Int.Cl.

G01M 7/02(2006.01)

G01M 13/02(2006.01)

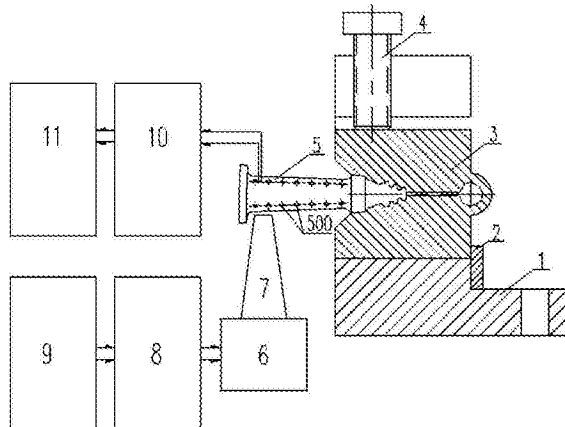
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

## (54)发明名称

叶片振动应力分布标定系统及方法

## (57)摘要

本发明公开了一种叶片振动应力分布标定系统及方法,该标定系统包括:叶片固定装置,用于夹持及固定待测试验件;信号激励装置,用于以声波激振的方式按预设的共振频率激发待测试验件共振;信号检测装置,用于拾取待测试验件不同位置处的振动应变并进行数据处理以得到相应共振频率下的振动应力分布。通过叶片固定装置对待测试验件进行夹持,经信号激励装置对待测试验件进行激振,且通过信号检测装置拾取待测试验件不同位置处的振动应变并得到相应共振频率下的振动应力分布,其振动应力标定科学有效,且声波激振作为一种非接触式激振方式,操作简单,激振位置调节方便,且激振频率范围宽,激振效果好,适用于航空发动机叶片的振动应力分布标定。



1. 一种叶片振动应力分布标定系统,用于以航空发动机叶片作为待测试验件进行振动应力分布标定,其特征在于,所述标定系统包括:

叶片固定装置,用于夹持及固定所述待测试验件;

信号激励装置,用于以声波激振的方式按预设的共振频率激发所述待测试验件共振;

信号检测装置,用于拾取所述待测试验件不同位置处的振动应变并进行数据处理以得到相应共振频率下的振动应力分布。

2. 根据权利要求1所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述叶片固定装置包括:

叶片夹具,所述叶片夹具内开设有用于容纳榫槽夹头的定位孔,所述叶片夹具的上部开设有用于经压紧螺栓顶抵所述榫槽夹头的螺纹孔;

榫槽夹头,其内开设有与所述待测试验件的夹持部相匹配以夹持及固定所述待测试验件的榫槽;

压紧螺栓,与所述螺纹孔配合,用于将所述榫槽夹头固定至所述叶片夹具上。

3. 根据权利要求2所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述待测试验件为涡轮叶片,所述涡轮叶片包括依次连接的榫头、下缘板、叶身及叶冠,所述榫槽夹头的榫槽与所述涡轮叶片的榫头及下缘板匹配,且所述榫槽夹头的中心截面开设有用于在所述压紧螺栓的挤压下发生压缩变形使得所述榫槽夹头与所述涡轮叶片紧密贴合的变形槽。

4. 根据权利要求3所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述信号检测装置包括:

多个应变片,用于粘贴在所述涡轮叶片的不同位置处且分别编号,以拾取所述涡轮叶片不同位置处的振动应变;

振动应变仪,与所述应变片连接,用于接收各所述应变片拾取的振动应变信号并进行转换得到振动应力值;

计算机,与所述振动应变仪连接,用于输出所述涡轮叶片在相应共振频率下的振动应力分布。

5. 根据权利要求4所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述涡轮叶片的叶身包括叶盆面及叶背面,所述叶盆面靠近进气边、排气边分别粘贴有多个应变片,所述叶背面靠近中线处粘贴有多个应变片。

6. 根据权利要求3所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述信号激励装置包括:

信号发生器,用于提供激发所述涡轮叶片以预设共振频率共振的激励信号;

功率放大器,连接所述信号发生器,用于将所述激励信号放大后输出给喇叭头;

喇叭头,用于根据接收的信号的频率产生具有足够激振能量的声波信号;

集音管,连接所述喇叭头且管口朝向所述涡轮叶片,用于对所述涡轮叶片进行声波激振。

7. 根据权利要求6所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述集音管的管口正对所述涡轮叶片的叶身靠近叶冠的弧面处。

8. 根据权利要求7所述的叶片振动应力分布标定系统,其特征在于,

所述集音管的管口离所述涡轮叶片的叶身表面的距离为3~5mm。

9.一种叶片振动应力分布标定方法,其特征在于,采用如权利要求1至8任一所述的标定系统,所述标定方法包括:

经叶片固定装置固定好待测试验件;

经信号激励装置输出声波信号激振所述待测试验件使得所述待测试验件按预设共振频率发生共振;

经信号检测装置检测所述待测试验件不同位置处对应的振动应力值以得到对应共振频率下的该待测试验件的振动应力分布。

## 叶片振动应力分布标定系统及方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机叶片检测领域,特别地,涉及一种叶片振动应力分布标定系统及方法。

### 背景技术

[0002] 航空发动机叶片疲劳断裂失效是导致航空发动机事故的主要原因之一,据统计,任何一款航空发动机均发生过叶片疲劳断裂现象。因此,掌握叶片的振动特性和疲劳寿命对航空发动机的安全运行具有重大意义。叶片发生断裂故障后,要找出其断裂失效的具体原因,通常需要知悉叶片可承受的疲劳极限、在给定振动应力下叶片的疲劳寿命以及航空发动机试车时叶片的实际振动应力水平。进一步地,需要对叶片进行振动疲劳试验和振动应力测试。在叶片振动疲劳试验过程中,需要确定在给定激振频率下叶片的振动应力的相对位置,以便获得叶片不同位置处的振动应力值(通常需要获得最大应力处的振动应力值)。同样,在振动应力测试过程中,需要在叶片上粘贴应变片,这时需要事先知道叶片不同位置处振动应力的相对关系。在具体试验过程中,在最大应力点粘贴应变片会导致应变片失效过快,即采集数据过少的问题。为了使得粘贴的应变片有尽可能长的使用寿命,通常需要在较低应力点处粘贴应变片以便测量该处的应力水平,进而通过该测点处应力与最大应力点处应力的相对关系,换算成最大应力点处的应力,最终得到叶片真实的最大振动应力。而上述最大应力点的具体位置以及各测点与最大应力点的振动应力关系均需要对叶片进行振动应力分布标定试验。

[0003] 目前,所述的最大应力点位置以及事先知晓的其他位置与最大应力点处振动应力相对关系一般依据理论分析、工程经验确定或者有限元方法计算得到。其中,理论分析只能提供一个粗略的定性判断依据。同样,工程经验也属于定性分析范畴,且其难以适用各种场合,特别是叶片叶型比较复杂的情形。有限元法由于存在建模误差以及边界条件和初始条件的模拟与实际情况有出入,计算结果的可信度值得怀疑。因此,有限元法计算结果也只能提供参考,其准确程度通常需要试验来验证。故现有方法得到的最大应力点位置及其他位置与最大应力点处振动应力的相对关系必然会与实际情况存在较大误差,甚至出现错误。从现有公开资料来看,无专门针对叶片振动应力分布标定的方法、装置或系统的报道。

### 发明内容

[0004] 本发明提供了一种叶片振动应力分布标定系统及方法,以解决现有叶片振动分析中最大应力点位置及其他位置与最大应力点处振动应力的相对关系难以有效确定的技术问题。

[0005] 本发明采用的技术方案如下:

[0006] 根据本发明的一个方面,提供一种叶片振动应力分布标定系统,用于以航空发动机叶片作为待测试验件进行振动应力分布标定,该标定系统包括:

[0007] 叶片固定装置,用于夹持及固定待测试验件;

- [0008] 信号激励装置,用于以声波激振的方式按预设的共振频率激发待测试验件共振;
- [0009] 信号检测装置,用于拾取待测试验件不同位置处的振动应变并进行数据处理以得到相应共振频率下的振动应力分布。
- [0010] 进一步地,本发明叶片固定装置包括:
- [0011] 叶片夹具,叶片夹具内开设有用于容纳榫槽夹头的定位孔,叶片夹具的上部开设有用于经压紧螺栓顶抵榫槽夹头的螺纹孔;
- [0012] 榫槽夹头,其内开设有与待测试验件的夹持部相匹配以夹持及固定待测试验件的榫槽;
- [0013] 压紧螺栓,与螺纹孔配合,用于将榫槽夹头固定至叶片夹具上。
- [0014] 进一步地,待测试验件为涡轮叶片,涡轮叶片包括依次连接的榫头、下缘板、叶身及叶冠,榫槽夹头的榫槽与涡轮叶片的榫头及下缘板匹配,且榫槽夹头的中心截面开设有用于在压紧螺栓的挤压下发生压缩变形使得榫槽夹头与涡轮叶片紧密贴合的变形槽。
- [0015] 进一步地,本发明信号检测装置包括:
- [0016] 多个应变片,用于粘贴在涡轮叶片的不同位置处且分别编号,以拾取涡轮叶片不同位置处的振动应变;
- [0017] 振动应变仪,与应变片连接,用于接收各应变片拾取的振动应变信号并进行转换得到振动应力值;
- [0018] 计算机,与振动应变仪连接,用于输出涡轮叶片在相应共振频率下的振动应力分布。
- [0019] 进一步地,涡轮叶片的叶身包括叶盆面及叶背面,叶盆面靠近进气边、排气边分别粘贴有多个应变片,叶背面靠近中线处粘贴有多个应变片。
- [0020] 进一步地,本发明信号激励装置包括:
- [0021] 信号发生器,用于提供激发涡轮叶片以预设共振频率共振的激励信号;
- [0022] 功率放大器,连接信号发生器,用于将激励信号放大后输出给喇叭头;
- [0023] 喇叭头,用于根据接收的信号的频率产生具有足够激振能量的声波信号;
- [0024] 集音管,连接喇叭头且管口朝向涡轮叶片,用于对涡轮叶片进行声波激振。
- [0025] 进一步地,集音管的管口正对涡轮叶片的叶身靠近叶冠的弧面处。
- [0026] 进一步地,集音管的管口离涡轮叶片的叶身表面的距离为3~5mm。
- [0027] 根据本发明的另一方面,还提供一种叶片振动应力分布标定方法,采用上述的标定系统,本发明标定方法包括:
- [0028] 经叶片固定装置固定好待测试验件;
- [0029] 经信号激励装置输出声波信号激振待测试验件使得待测试验件按预设共振频率发生共振;
- [0030] 经信号检测装置检测待测试验件不同位置处对应的振动应力值以得到对应共振频率下的该待测试验件的振动应力分布。
- [0031] 本发明具有以下有益效果:
- [0032] 本发明叶片振动应力分布标定系统及方法,通过叶片固定装置对待测试验件进行夹持,经信号激励装置以声波激振的方式对待测试验件进行激振,且通过信号检测装置拾取待测试验件不同位置处的振动应变并得到相应共振频率下的振动应力分布,其振动应力

标定科学有效,且声波激振作为一种非接触式激振方式,操作简单,激振位置调节方便,且激振频率范围宽,激振效果好,适用于航空发动机叶片的振动应力分布标定,为后续的叶片疲劳试验及叶片振动应力测试提供有效的指导,具有广泛的推广应用价值。

[0033] 除了上面所描述的目的、特征和优点之外,本发明还有其它的目的、特征和优点。下面将参照附图,对本发明作进一步详细的说明。

### 附图说明

[0034] 构成本申请的一部分的附图用来提供对本发明的进一步理解,本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明,并不构成对本发明的不当限定。在附图中:

[0035] 图1是本发明优选实施例叶片振动应力分布标定系统的结构示意图;

[0036] 图2是本发明优选实施例带冠涡轮叶片的应变片粘贴示意图;

[0037] 图3是本发明优选实施例带冠涡轮叶片的应变片粘贴的另一示意图;

[0038] 图4是本发明优选实施例涡轮叶片在一弯共振频率下的振动应力分布图;

[0039] 图5和图6是本发明优选实施例涡轮叶片在一扭共振频率(两个不同频率)下的振动应力分布图;

[0040] 图7是本发明优选实施例涡轮叶片在二弯共振频率下的振动应力分布图。

[0041] 附图标记说明:

[0042] 1、叶片夹具;2、挡板;3、榫槽夹头;4、压紧螺栓;5、涡轮叶片;

[0043] 500、应变片;6、喇叭头;7、集音管;8、功率放大器;9、信号发生器;

[0044] 10、振动应变仪;11、计算机;50、榫头;51、下缘板;

[0045] 52、叶身;5200、叶盆面;5201、叶背面;

[0046] 5202、进气边;5203、排气边;53、叶冠;501~521;应变片。

### 具体实施方式

[0047] 需要说明的是,在不冲突的情况下,本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。下面将参考附图并结合实施例来详细说明本发明。

[0048] 本发明的优选实施例提供了一种叶片振动应力分布标定系统,用于以航空发动机叶片作为待测试验件进行振动应力分布标定,本实施例标定系统包括:

[0049] 叶片固定装置,用于夹持及固定待测试验件;

[0050] 信号激励装置,用于以声波激振的方式按预设的共振频率激发待测试验件共振;

[0051] 信号检测装置,用于拾取待测试验件不同位置处的振动应变并进行数据处理以得到相应共振频率下的振动应力分布。

[0052] 本实施例通过叶片固定装置对待测试验件进行夹持,经信号激励装置以声波激振的方式对待测试验件进行激振,且通过信号检测装置拾取待测试验件不同位置处的振动应变并得到相应共振频率下的振动应力分布,其振动应力标定科学有效,且声波激振作为一种非接触式激振方式,操作简单,激振位置调节方便,且激振频率范围宽,激振效果好,适用于航空发动机叶片的振动应力分布标定,为后续的叶片疲劳试验及叶片振动应力测试提供有效的指导,具有广泛的推广应用价值。

[0053] 参照图1,本实施例叶片固定装置包括:

[0054] 叶片夹具1,叶片夹具1内开设有用于容纳榫槽夹头3的定位孔,叶片夹具1的上部开设有用于经压紧螺栓4顶抵榫槽夹头3的螺纹孔;

[0055] 榫槽夹头3,其内开设有与待测试验件的夹持部相匹配以夹持及固定待测试验件的榫槽;

[0056] 压紧螺栓4,与螺纹孔配合,用于将榫槽夹头3固定至叶片夹具1上。

[0057] 本实施例中,待测试验件为涡轮叶片5,参照图2及图3,本实施例涡轮叶片5包括依次连接的榫头50、下缘板51、叶身52及叶冠53,榫槽夹头3的榫槽与涡轮叶片5的榫头50及下缘板51匹配,且榫槽夹头的中心截面开设有用于在压紧螺栓的挤压下发生压缩变形使得榫槽夹头与涡轮叶片紧密贴合的变形槽。

[0058] 本实施例中,涡轮叶片5通过压紧螺栓4挤压榫槽夹头3将其固定在叶片夹具1上,优选地,叶片夹具1的端部设有挡板2,挡板2用于榫槽夹头3在叶片夹具1上的水平方向定位,叶片夹具1内开设方形孔,榫槽夹头3置于所述方形孔中,榫槽夹头3的上表面与该方形孔上内壁有小间隙。叶片夹具1上部开有螺纹孔,与该螺纹孔配合的压紧螺栓4穿过所述螺纹孔并顶抵着榫槽夹头3的上表面。本实施例中,榫槽夹头3内的榫槽与涡轮叶片5的榫头50及下缘板51小间隙配合,榫槽夹头3在其中心截面上开有变形槽,压紧螺栓4压紧榫槽夹头3上端面时,使得变形槽发生小角度压缩变形,变形槽间距变小,进而使得涡轮叶片5的下缘板51与榫槽夹头3的榫槽紧密贴合,涡轮叶片5即固定在榫槽夹头3上,并与叶片夹具1固定为一体。本实施例的叶片固定装置结构简单,且夹紧效果好,便于进行振动测试,且能有效地保证振动测试的精度。

[0059] 进一步地,参照图1,本实施例信号检测装置包括:

[0060] 多个应变片500,用于粘贴在涡轮叶片5的不同位置处且分别编号,以拾取涡轮叶片5不同位置处的振动应变;

[0061] 振动应变仪10,与应变片500连接,用于接收各应变片生成的振动应变信号并进行转换得到振动应力值;其中,振动应变值与涡轮叶片材料的弹性模量相乘即可转换为振动应力值;

[0062] 计算机11,与振动应变仪10连接,用于输出涡轮叶片在相应共振频率下的振动应力分布。

[0063] 优选地,本实施例涡轮叶片的叶身52包括叶盆面5200及叶背面5201,且叶身52还有进气边5202、排气边5203之分。参照图2,叶背面5201靠近中线处粘贴有多个应变片,本实施例中粘贴的应变片编号对应为501~507;参照图3,叶盆面5200靠近进气边5202、排气边5203分别粘贴有多个应变片,本实施例中,叶盆面5200靠近进气边5202粘贴的应变片编号为508~514,叶盆面5200靠近排气边5203粘贴的应变片编号为515~521。本实施例通过在涡轮叶片5的叶身52上粘贴21个应变片,从而实现在共振时不同位置的振动应力分布值的统计,进而得到涡轮叶片的振动应力分布。

[0064] 本实施例信号激励装置包括:

[0065] 信号发生器9,用于提供激发涡轮叶片以预设共振频率共振的激励信号;

[0066] 功率放大器8,连接信号发生器,用于将激励信号放大后输出给喇叭头;

[0067] 喇叭头6,用于根据接收的信号的频率产生具有足够激振能量的声波信号;

[0068] 集音管7,连接喇叭头且管口朝向涡轮叶片,用于对涡轮叶片进行声波激振。

[0069] 优选地本实施例信号发生器9采用正弦信号发生器,正弦信号发生器发射给定的涡轮叶片共振频率和一定幅值的正弦激励信号,经功率放大器8放大后,接入50瓦功率的喇叭头6,喇叭头6产生的声波信号经集音管7后对涡轮叶片5进行激振。涡轮叶片5即在给定共振频率下发生共振,粘贴在涡轮叶片5表面的21个应变片500即可拾取涡轮叶片5的振动应变。应变片500与振动应变仪10相连,振动应变仪10则与计算机相连,应变片500拾取的涡轮叶片5的振动应变即送入振动应变仪进行分析,得到涡轮叶片5在不同激振频率下不同位置的振动应变值,并在计算机11中显示。涡轮叶片5在前4阶共振频率下的振动应力分布如图4至图7所示,前4阶共振振型分别为一弯、一扭、一扭和二弯。图4至图7中,横坐标表示应变片离叶根的距离与叶高之比的百分值,纵坐标表示归一化后的振动应力值。

[0070] 优选地,本实施例集音管的管口正对涡轮叶片的叶身靠近叶冠的弧面处。榫槽夹头3上固定的涡轮叶片5,其相当于悬臂梁结构。对悬臂梁结构的试验件进行激振,激振位置越靠近自由端(即越远离夹持端),试验件越容易被激振起来。如图1所示,叶身52靠近叶冠53的弧面处,一是靠近涡轮叶片5的自由端,二是该弧面处可为声波激振提供较大面积的施力面,这样均有利于激发涡轮叶片5产生较大振幅的共振,从而使粘贴在涡轮叶片5表面的应变片500能拾取较大数值的应变值。

[0071] 优选地,集音管的管口离涡轮叶片的叶身表面的距离为3~5mm。由于集音管7的管口向外辐射声波的区域是以管口为声源面,成一定角度向外辐射的圆台区域。若集音管7的管口离涡轮叶片5的叶身52表面太近,则声波激振作用在涡轮叶片5的叶身52上的区域过小,不利于对涡轮叶片5进行激振;若集音管7的管口离涡轮叶片5的叶身52表面太远,则声波激振的一部分能量辐射到远场,并未作用在涡轮叶片5的叶身52上,这样会造成声波能量的浪费,且声波声压也会随着距离的增大而减小,此二者同样不利于对涡轮叶片5进行激振。选取集音管7的管口离涡轮叶片5的叶身52表面距离为3~5mm,主要是基于实际的工程经验而定的。当二者距离为3~5mm时,更容易将叶片激发起较大振幅(一是声波能量均作用在试验件表面,二是激振面的面积较大),进一步确保了激振效果,提高了标定精度。

[0072] 根据本发明的另一方面,还提供一种叶片振动应力分布标定方法,采用上述实施例的标定系统,本实施例标定方法包括:

[0073] 经叶片固定装置固定好待测试验件;

[0074] 经信号激励装置输出声波信号激振待测试验件使得待测试验件按预设共振频率发生共振;

[0075] 经信号检测装置检测待测试验件不同位置处对应的振动应力值以得到对应共振频率下的该待测试验件的振动应力分布。

[0076] 叶片振动应力分布的确定是进行叶片疲劳试验和叶片振动应力测试的前提,因为这两项测试均需要确定叶片的最大应力点位置。只有这样,才能考核叶片的疲劳极限或寿命以及确定工作过程中所承受的最大振动应力水平,保证工作叶片不发生疲劳破坏。在不同共振频率下,由于叶片的振型不一,叶片各点的变形也会不同,即叶片各点的振动应力不同。也就是说叶片的振动应力分布,是相对于给定的共振频率而言,不是绝对的。采用本实施例的叶片振动应力分布标定系统及方法,通过声波激振的方式对涡轮叶片进行激振,配合信号检测装置对不同位置的振动应力值进行统计,振动应力标定科学有效,且声波激振作为一种非接触式激振方式,操作简单,激振位置调节方便,且激振频率范围宽,激振效果



好,适用于航空发动机叶片的振动应力分布标定,为后续的叶片疲劳试验及叶片振动应力测试提供有效的指导,具有广泛的推广应用价值。

[0077] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

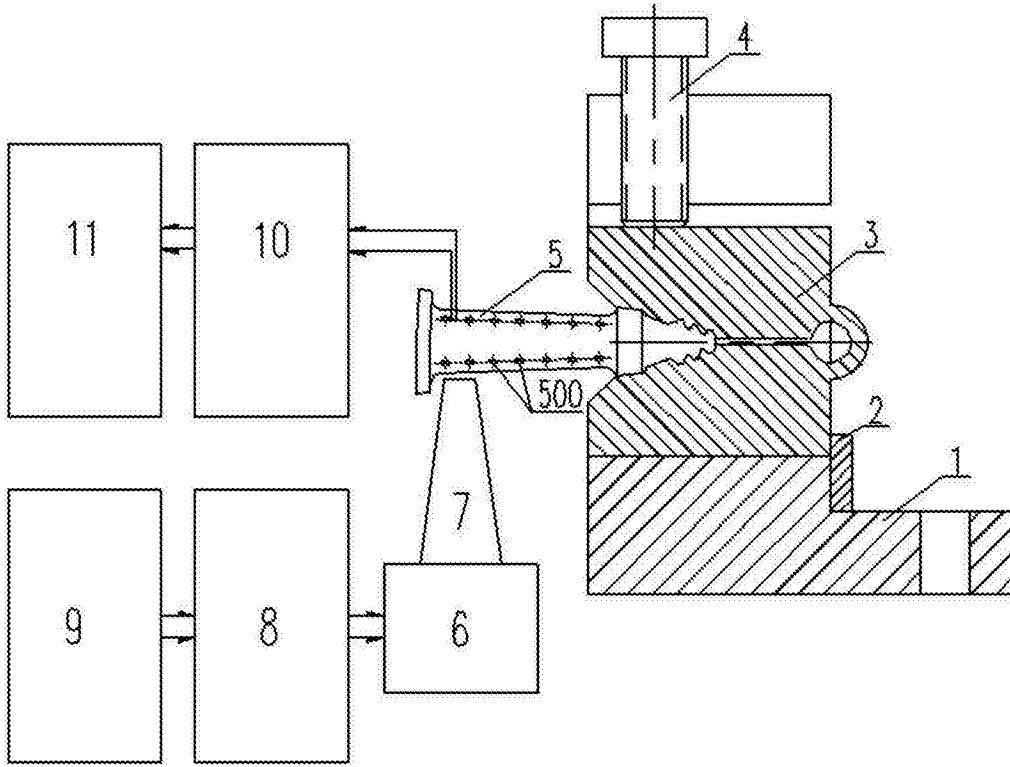


图1

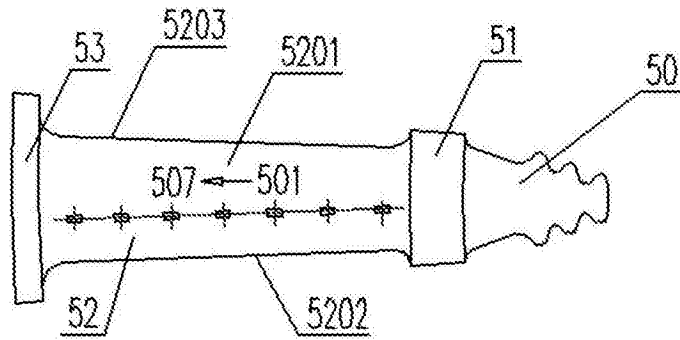


图2

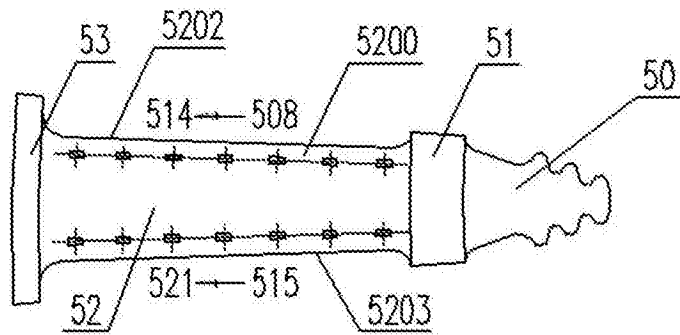


图3

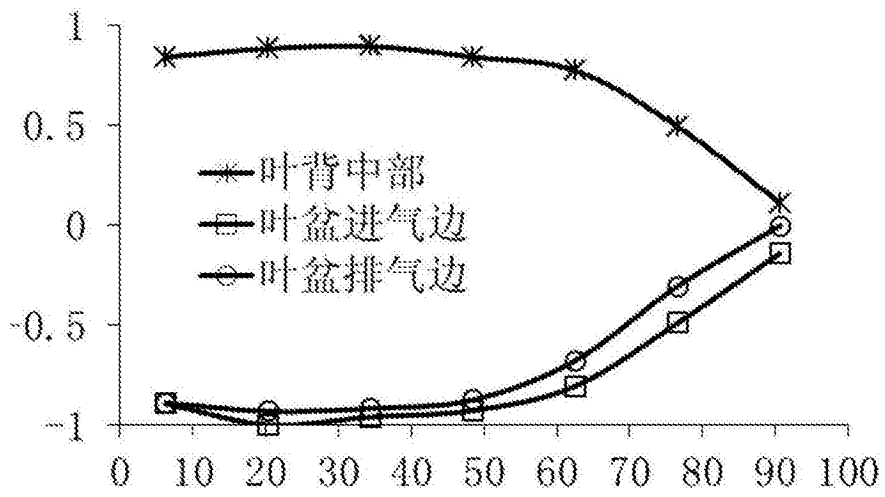


图4

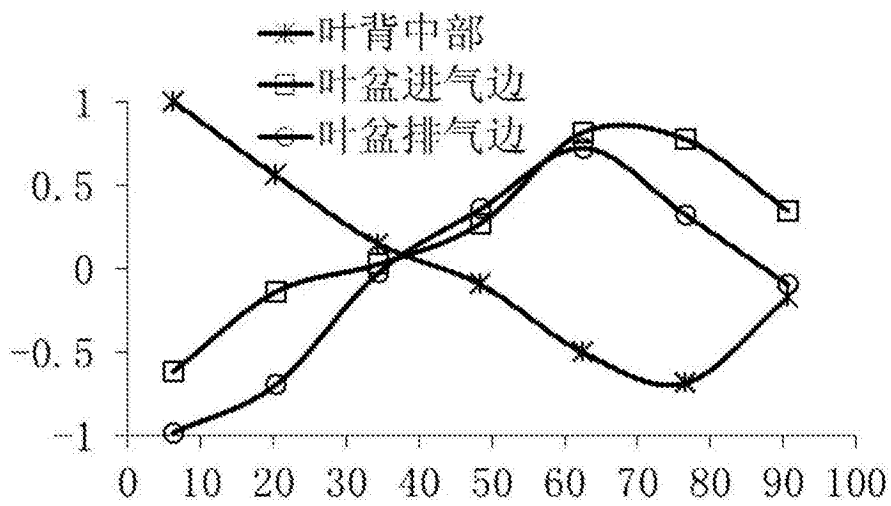


图5

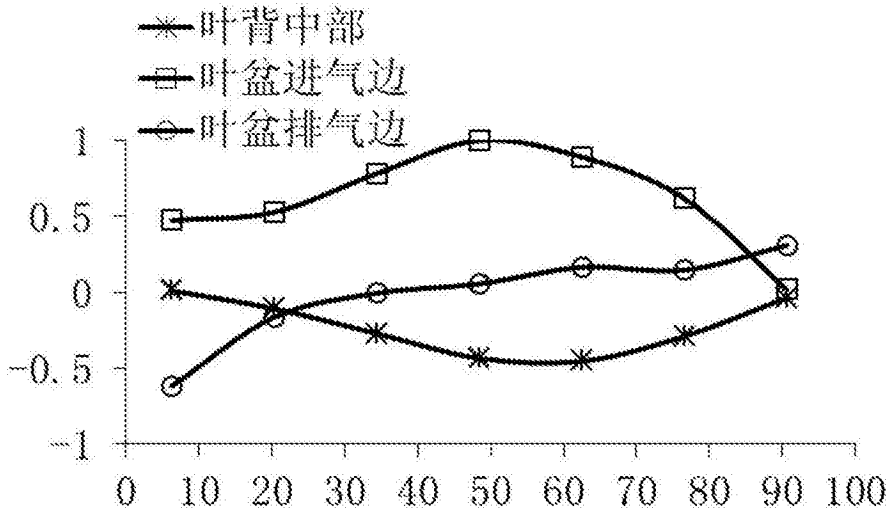


图6

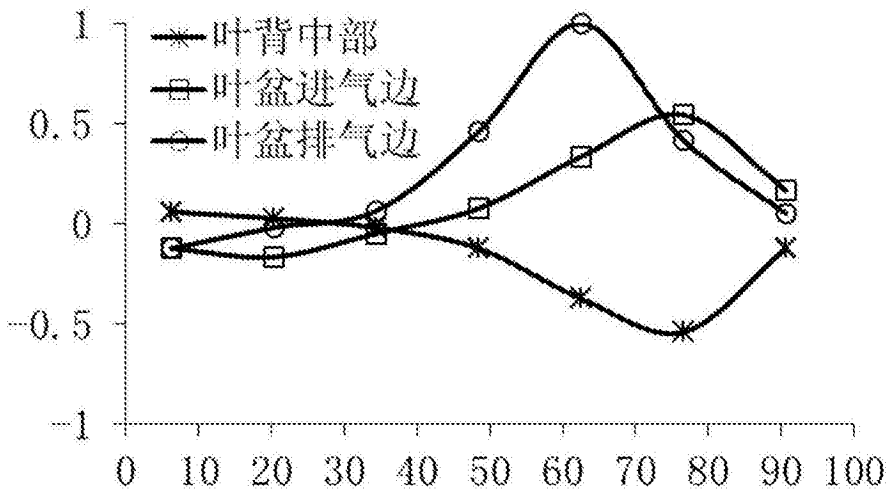


图7