



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106525365 A

(43)申请公布日 2017.03.22

(21)申请号 201610964872.9

(22)申请日 2016.10.28

(71)申请人 中航动力股份有限公司

地址 710021 陕西省西安市未央区徐家湾

(72)发明人 刘忠华 蒋学军 陈雪峰 张振宇

刘亚锋 郭文涛 张瑞玲 马猛

(74)专利代理机构 西安通大专利代理有限责任

公司 61200

代理人 徐文权

(51)Int.Cl.

G01M 5/00(2006.01)

G01M 15/00(2006.01)

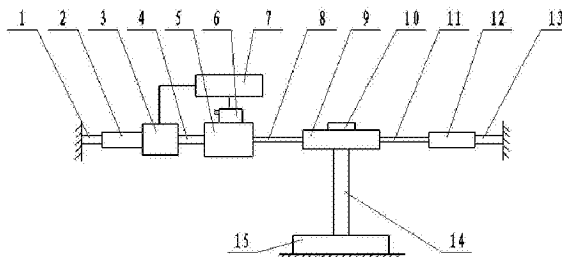
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54)发明名称

一种航空发动机轮盘裂纹预制试验系统及试验方法

(57)摘要

本发明公开一种航空发动机轮盘裂纹预制试验系统及试验方法,试验系统包括拉力传感器、液压作动筒、伺服阀、试验控制器、支架和底座;发动机轮盘通过支架水平固定在底座上,钢丝绳一和钢丝绳二分别卡在发动机轮盘的榫槽处,钢丝绳一和钢丝绳二与发动机轮盘半径方向垂直,从相反方向对发动机轮盘施加拉力;试验步骤清楚可行,加载过程详细,能够较真实地模拟航空发动机轮盘低循环疲劳裂纹的裂纹性质、裂纹方向,与航空发动机轮盘实际使用过程中产生的裂纹状态相一致,为研究轮盘由0.76mm裂纹扩展到破裂剩余寿命提供条件。该方法同样适用于航空发动机轮盘轮心的裂纹预制。



1. 一种航空发动机轮盘裂纹预制试验系统,其特征在于:包括拉力传感器(3)、液压作动筒(5)、伺服阀(6)、试验控制器(7)、支架(14)和底座(15);

发动机轮盘(9)通过支架(14)水平固定在底座(15)上,钢丝绳一(8)和钢丝绳二(11)分别卡在发动机轮盘(9)的榫槽处,钢丝绳一(8)和钢丝绳二(11)与发动机轮盘(9)半径方向垂直,从相反方向对发动机轮盘(9)施加拉力;钢丝绳一(8)依次连接液压作动筒(5)、第二连接杆(4)和拉力传感器(3)、第一调节螺杆(2)和第一连接杆(1)后进行固定,钢丝绳二(11)依次连接第二调节螺杆(12)和第三连接杆(13)后进行固定;

拉力传感器(3),液压作动筒(5)的伺服阀(6)均与试验控制器(7)连接,发动机轮盘(9)切线方向的拉力大小由试验控制台(7)控制加载单元进行加载。

2. 根据权利要求1所述的航空发动机轮盘裂纹预制试验系统,其特征在于:所述发动机轮盘(9)通过压紧螺栓(10)固定在支架(14)上。

3. 一种基于权利要求1试验系统的航空发动机轮盘裂纹预制试验方法,其特征在于,包括以下步骤:

1) 在靠近发动机轮盘(9)的榫槽槽底边缘处,沿垂直于发动机轮盘(9)半径方向粘贴应变计(16);

2) 手动控制加载单元进行对发动机轮盘(9)逐步施加拉向载荷,使用静态应变测量仪对发动机轮盘(9)榫槽位置应变值进行测量,直至测量处的应变值达到发动机轮盘(9)材料的屈服极限 σ_s 时,记录此时对应的试验载荷F;考虑应力散度系数,转换为最终的试验载荷F;

3) 软件模拟发动机轮盘(9)的受力状态,计算发动机轮盘(9)在屈服极限 σ_s 下,出现裂纹的预定安全循环数;

4) 在确定的试验载荷F下进行疲劳试验,在试验循环数临近预定安全循环数时,应每隔50个循环进行无损探伤检查一次,观察是否有裂纹出现;

5) 当发动机轮盘(9)的榫槽槽底处出现0.76mm裂纹时,试验结束。

4. 根据权利要求1所述的航空发动机轮盘裂纹预制试验方法,其特征在于:步骤3)中利用ANSYS软件模拟发动机轮盘(9)的受力状态,计算发动机轮盘(9)在屈服极限 σ_s 下,出现裂纹的预定安全循环数。

5. 根据权利要求1所述的航空发动机轮盘裂纹预制试验方法,其特征在于:步骤4)在确定的试验载荷F下进行疲劳试验,试验载荷谱为梯形载荷谱,每次循环保载时间为3秒。

一种航空发动机轮盘裂纹予制试验系统及试验方法

【技术领域】

[0001] 本发明属于航空发动机试验领域,涉及一种航空发动机轮盘裂纹予制试验系统及试验方法。

【背景技术】

[0002] 轮盘是航空发动机的主要承力部件,属发动机关键零部件之一。由于轮盘的结构复杂、尺寸较大、转速高、负荷大、工作条件恶劣、一旦损坏,非包容率极高,对飞机和人员构成严重威胁,需预定其安全低循环疲劳寿命。

[0003] 轮盘低循环疲劳寿命预计方法是将飞行使用条件下轮盘的载荷循环换算成“标准应力”循环,根据设计提出的标准应力循环及相应的循环数要求,确定试验条件,引入试验器系数以表明试验条件与标准循环之间的差异。然后,在试验器上进行轮盘疲劳试验。根据试验结果,确定轮盘寿命。考虑到轮盘疲劳寿命的分散性,对低循环疲劳试验结果需作疲劳分散度处理,确定批准循环寿命。

[0004] 用低循环疲劳方法所确定的轮盘寿命实际上是无裂纹寿命。当轮盘产生0.76mm表面裂纹后并不立即破坏,而是要经过相当数量的载荷循环后,才可能发展到使轮盘破裂的临界尺寸。由于低循环疲劳试验方法不考虑裂纹扩展速率,轮盘由0.76mm裂纹扩展到破裂的剩余寿命无法估计,因此只好作报废处理。

[0005] 为研究轮盘由0.76mm裂纹扩展到破裂剩余寿命,使得报废轮盘继续使用,首先要在使用过的轮盘中找到有0.76mm裂纹的轮盘再进行低循环疲劳试验,但在实际使用过的轮盘中很难发现,因此开展了发动机轮盘裂纹予制的研究。

【发明内容】

[0006] 本发明的目的在于提供一种航空发动机轮盘裂纹予制试验系统及试验方法,为研究轮盘由裂纹扩展到破裂剩余寿命提供条件。

[0007] 为达到上述目的,本发明采用如下技术方案:

[0008] 一种航空发动机轮盘裂纹予制试验系统,包括拉力传感器、液压作动筒、伺服阀、试验控制器、支架和底座;发动机轮盘通过支架水平固定在底座上,钢丝绳一和钢丝绳二分别卡在发动机轮盘的榫槽处,钢丝绳一和钢丝绳二与发动机轮盘半径方向垂直,从相反方向对发动机轮盘施加拉力;钢丝绳一依次连接液压作动筒、第二连接杆和拉力传感器、第一调节螺杆和第一连接杆后进行固定,钢丝绳二依次连接第二调节螺杆和第三连接杆后进行固定;

[0009] 拉力传感器,液压作动筒的伺服阀均与试验控制器连接,发动机轮盘切线方向的拉力大小由试验控制台控制加载单元进行加载。

[0010] 进一步,所述发动机轮盘通过压紧螺栓固定在支架上。

[0011] 一种航空发动机轮盘裂纹予制试验方法,包括以下步骤:

[0012] 1) 在靠近发动机轮盘的榫槽槽底边缘处,沿垂直于发动机轮盘半径方向粘贴应变

计;

[0013] 2) 手动控制加载单元进行对发动机轮盘逐步施加拉向载荷,使用静态应变测量仪对发动机轮盘榫槽位置应变值进行测量,直至测量处的应变值达到发动机轮盘材料的屈服极限 σ_s 时,记录此时对应的试验载荷F;考虑应力散度系数,转换为最终的试验载荷F;

[0014] 3) 软件模拟发动机轮盘的受力状态,计算发动机轮盘在屈服极限 σ_s 下,出现裂纹的预定安全循环数;

[0015] 4) 在确定的试验载荷F下进行疲劳试验,在试验循环数临近预定安全循环数时,应每隔50个循环进行无损探伤检查一次,观察是否有裂纹出现;

[0016] 5) 当发动机轮盘的榫槽底处出现0.76mm裂纹时,试验结束。

[0017] 进一步,步骤3) 中利用ANSYS软件模拟发动机轮盘的受力状态,计算发动机轮盘在屈服极限 σ_s 下出现裂纹的预定安全循环数。

[0018] 进一步,步骤4) 在确定的试验载荷F下进行疲劳试验,试验载荷谱为梯形载荷谱,每次循环保载时间为3秒本发明的优点:

[0019] 本发明的航空发动机轮盘裂纹予制的试验方法,试验步骤清楚可行,加载过程详细,能够较真实地模拟航空发动机轮盘低循环疲劳裂纹的裂纹性质、裂纹方向,与航空发动机轮盘实际使用过程中产生的裂纹状态相一致,为研究轮盘由0.76mm裂纹扩展到破裂剩余寿命提供条件。该方法同样适用于航空发动机轮盘轮心的裂纹予制。

【附图说明】

[0020] 附图1:轮盘裂纹予制试验装置;

[0021] 附图2:轮盘裂纹予制试验的加载及贴片位置图;

[0022] 附图3:轮盘裂纹予制试验方法流程简图;

[0023] 图中:1第一连接杆,2第一调节螺杆,3拉力传感器,4第二连接杆,5液压作动筒,6伺服阀,7试验控制器,8钢丝绳一,9发动机轮盘,10压紧螺栓,11钢丝绳二,12第二调节螺杆,13第三连接杆,14支架,15底座,16应变计。

【具体实施方式】

[0024] 下面结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细描述:

[0025] 本实施例是用于一种航空发动机轮盘裂纹予制的试验方法,该试验方法能够模拟一种航空发动机轮盘低循环疲劳裂纹的实际状态。

[0026] 如图1和图2所示,所述航空发动机轮盘裂纹予制试验系统包括:1第一连接杆,2第一调节螺杆,3拉力传感器,4第二连接杆,5液压作动筒,6伺服阀,7试验控制器,8钢丝绳一,9发动机轮盘,10压紧螺栓,11钢丝绳二,12第二调节螺杆,13第三连接杆,14支架,15底座。

[0027] 将发动机轮盘9水平固定在支架14一端上、支架14的另一端连接底座15,底座15另一端进行固支,将钢丝绳二11装卡在发动机轮盘9的榫槽处,钢丝绳二11另一端与第二调节螺杆12的一端连接,第二调节螺杆12另一端与第三连接杆13一端连接,第三连接杆13的另一端杆进行固支。将发动机轮盘9的榫槽处另一根钢丝绳一8的另一端与液压作动筒5一端连接,液压作动筒5上端连接伺服阀6,液压作动筒5另一端与第二连接杆4一端连接、第二连接杆4另一端连接拉力传感器3的一端、拉力传感器3的另一端连接第一调节螺杆2的一端、

第一调节螺杆2的另一端连接第一连接杆1一端,第一连接杆1另一端进行固支。其中伺服阀6、拉力传感器3的控制线连接到试验控制器7上;所述发动机轮盘9通过压紧螺栓10固定在支架14上。

[0028] 将发动机轮盘9预安装完成后,压紧螺栓10拧紧力矩不大于 $10\text{N}\cdot\text{m}$,启动试验器,手动控制试验控制器7对发动机轮盘9逐步施加20%拉向载荷,调整底座15使发动机轮盘9榫槽处的钢丝绳一8和钢丝绳二11与轮盘半径方向垂直,固定底座15。

[0029] 试验载荷的确定是采用粘贴应变计,通过测量发动机轮盘9预制裂纹处的应力水平大小,再进行计算的方法确定试验载荷。

[0030] 如图3所示,本发明的航空发动机轮盘裂纹预制试验方法,步骤如下:

[0031] 1) 试验载荷的确定

[0032] 采用通过测量发动机轮盘9预制裂纹处的应力水平大小,再进行计算的方法确定试验载荷。

[0033] a) 应变计粘贴位置如图2所示,在靠近发动机轮盘9的榫槽槽底边缘处,沿垂直于轮盘半径方向粘贴应变计16;

[0034] b) 手动控制加载装置对发动机轮盘9逐步施加拉向载荷,使用静态应变测量仪对应变值进行测量,直至测量处的应变值经换算后达到发动机轮盘9材料的屈服极限 σ_s 时,记录此时对应的试验载荷F;

[0035] 考虑应力散度系数,转换为最终试验载荷F。

[0036] 2) 试验循环数的确定

[0037] 利用ANSYS软件模拟发动机轮盘9的受力状态,计算发动机轮盘9在屈服极限 σ_s 下,出现裂纹的预定安全循环数;

[0038] 3) 正式试验与分解检查

[0039] 在确定的试验载荷下进行疲劳试验,试验载荷谱为梯形载荷谱,保载时间为3秒。在试验循环数临近预定安全循环数时,应每隔50个循环进行无损探伤检查一次,观察是否有裂纹出现。

[0040] 4) 当发动机轮盘9的榫槽槽底处出现0.76mm裂纹时,试验结束。

[0041] 以上内容是结合具体的优选实施方式对本发明所作的进一步详细说明,不能认定本发明的具体实施方式仅限于此,对于本发明所属技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明构思的前提下,还可以做出若干简单的推演或替换,都应当视为属于本发明由所提交的权利要求书确定专利保护范围。

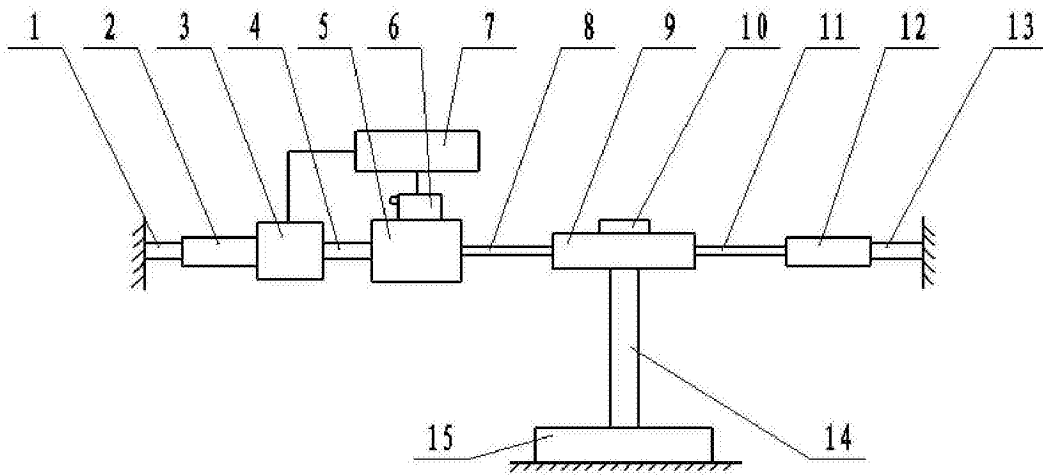


图1

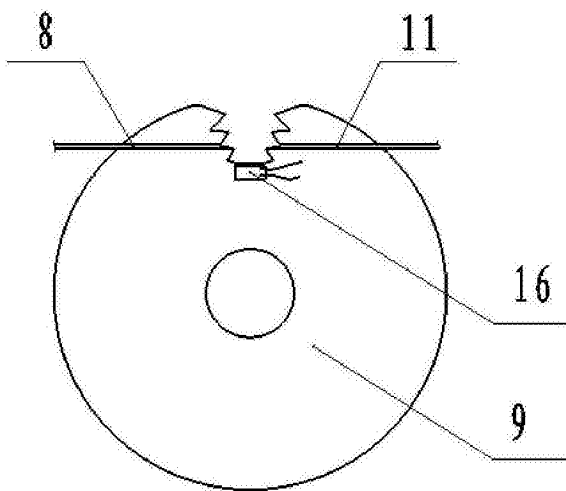


图2

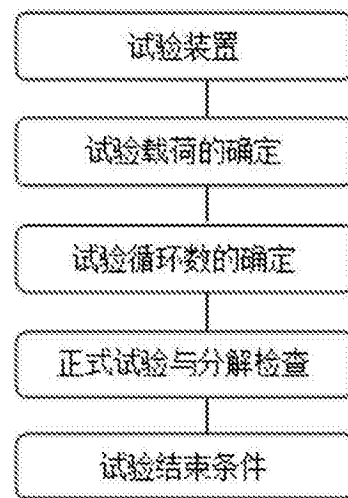


图3