

航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓 装配紧度辨识方法

张小丽^{1,2}, 王保建², 陈雪峰², 程礼³, 陈卫³

(1. 长安大学 工程机械学院 道路施工技术与装备教育部重点实验室, 西安 710064;

2. 西安交通大学 机械工程学院 机械制造系统工程国家重点实验室, 西安 710049;

3. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对沿轮盘周向分布的拉杆螺栓装配紧度是影响航空发动机可拆卸盘鼓型转子振动特性的一个重要因素,提出了一种拉杆螺栓装配紧度辨识方法.通过对可拆卸盘鼓型转子进行激振测试,提取提升小波包分解重构信号的相对能量特征,然后定义拉杆螺栓装配紧度熵将相对能量特征映射到拉杆螺栓装配紧度辨识空间.实验研究了拉杆螺栓由松到紧的3种状态,结果表明装配紧度熵具有单调一致性递减规律.实验测试了外场服役的某型航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓的装配紧度状态,结果表明拉杆螺栓装配紧度发生退化,拉杆螺栓处于松动状态.

关 键 词: 航空发动机; 可拆卸盘鼓型转子; 拉杆螺栓; 装配紧度; 辨识; 装配紧度熵; 振动

中图分类号: V232.7

文献标志码: A

Stay bolt assembly tightness identification method for dismountable disk-and-drum rotor of aero-engine

ZHANG Xiao-li^{1,2}, WANG Bao-jian², CHEN Xue-feng²,
CHENG Li³, CHEN Wei³

(1. Key Laboratory of Road Construction Technology and Equipment of Ministry of Education,
School of Construction Machinery, Chang'an University, Xi'an 710064, China;

2. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering,
School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

3. Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aiming at a major factor affecting dismountable disk-and-drum rotor vibration characteristic of an aero-engine by stay bolt assembly tightness along the circumferential wheel disks, a stay bolt assembly tightness identification method was proposed. By means of vibration excitation test for dismountable disk-and-drum rotor, relative energy feature was extracted from lifting wavelet package decomposition reconstruction signal and a definition of stay bolt assembly tightness entropy was defined by mapping relative energy feature into stay bolt assembly tightness identification space. Three assembly tightness conditions of stay bolt from looseness to tightness were studied in test. The results showed that assembling tightness entropy had consistent monotone decrease rule. The assembly tightness of a dismountable disk-and-drum rotor of an aero-engine commissioned in field was tested and the assembly

收稿日期:2014-11-11

基金项目:国家自然科学基金(51405028);中国博士后科学基金(2015M572553);国家重点基础研究发展计划(2015CB057400)

作者简介:张小丽(1983—),女,陕西子长人,讲师,博士,主要从事机械状态监测与故障诊断.

tightness of stay bolt was identified as degradation and looseness conditions.

Key words: aero-engine; dismountable disk-and-drum rotor; stay bolt; assembly tightness; identification; assembly tightness entropy; vibration

可拆卸盘鼓型转子(如图1所示)是指通过可拆卸的有足够预紧力的拉杆螺栓(如图2所示)将各自独立的轮盘或若干段不可拆卸的转子压紧连接成一个整体的转子结构形式。拉杆螺栓分布在轮盘的一圈压紧面处,靠压紧面的摩擦力传递扭矩。可拆卸盘鼓型转子在轮缘或接近轮缘处是一转动的鼓筒,故该转子刚性较好;而离心力则靠轮盘来承受,故该转子强度高。因此可拆卸盘鼓型转子兼有鼓筒式转子抗弯、刚性好和盘式转子强度高、各轮盘材料选择灵活等优点^[1],目前已被广泛应用于军用与民用航空发动机中。

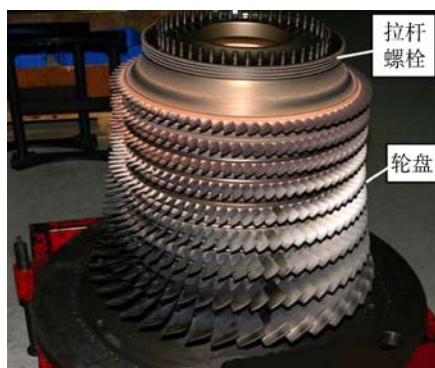


图1 可拆卸盘鼓型转子结构

Fig. 1 Structure of dismountable disk-and-drum rotor

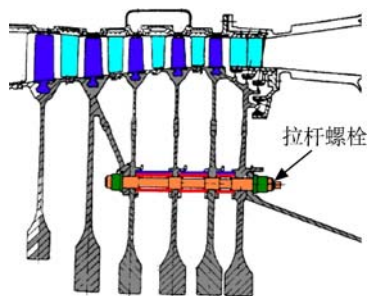


图2 拉杆螺栓与轮盘连接结构

Fig. 2 Connection structure of stay bolt and disk

由于可拆卸盘鼓型这种特殊结构形式的转子不再是一个连续的整体,轮盘间及拉杆与盘间存在接触,微观上会产生接触微变形、黏着和微滑等力学现象,使得连接段的刚度和阻尼产生宏观上的非线性变化,从而导致整个可拆卸盘鼓型转子的动力学特性非常复杂。另一方面,轮盘周向分布

的拉杆螺栓的装配紧度与预紧力分布均匀程度是影响可拆卸盘鼓型转子振动特性的一个重要因素。航空发动机转子直接影响飞行安全,是航空安全保障的重点。因此,《国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020年)》^[2]和《机械工程学科发展战略报告(2011—2020)》^[3]均将航空发动机等重大产品和重大设施的运行可靠性、安全性、可维护性等关键技术列为重要的研究方向。

某型航空发动机高压压气机转子(属于可拆卸盘鼓型转子)封严篦齿盘均压孔容易发生裂纹故障。国防科学技术大学田武刚等人致力于研究航空发动机封严篦齿盘裂纹原位涡流检测技术^[4-6]。国防科学技术大学的张玉华等人致力于研究用于盘孔检测的差动式涡流探头^[7]。沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司的赵秀梅等人也进行了篦齿盘均压孔裂纹涡流检测方法的研究^[8]。上述研究主要集中于发展篦齿盘裂纹检测技术,还需要揭示事故原因与裂纹产生机理。

沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司技术中心的崔福绵等人针对9级篦齿盘破裂及裂纹断口进行宏观与电镜观察后认为:破裂断口呈现高周疲劳特征,振动是引起篦齿盘均压孔两侧产生疲劳裂纹的主要原因^[9]。中国人民解放军91006部队的洪胜利等人认为装配工艺是裂纹产生的原因之一,装配质量加剧篦齿盘的振动强度和幅度,加速疲劳裂纹的产生和扩展^[10]。北京航空航天大学刘本武等人研究通过断口与金相组织分析了某型燃气轮机封严盘均压孔裂纹为高周疲劳,并对均压孔应力水平和封严盘振动特性进行了实验验证^[11]。空军工程大学的张子阳等人运用组合阻尼模型描述拉杆螺栓非线性接触特性,分析计算了阻尼系数与拉杆螺栓拧紧力矩的对应关系^[12]。西安交通大学的李辉光等人对周向均布拉杆进行考虑接触的三维有限元应力分析,揭示了不同拉杆螺栓预紧力和运行工况下拉杆转子的应力分布及界面接触状态演化规律^[13]。沈阳发动机设计研究所的郑旭东等人利用ANSYS软件研究了拉杆螺栓装配紧度与篦齿盘振动特性的关系:即在较紧的装配条件下,振动频率变化较小,而在较松的装配条件下,振动频率变化较大,需要严格控制其装配紧度,以保证轮缘压紧,拉杆螺栓

的轴向伸长量要作为重要特性进行控制^[14]。

目前,拉杆螺栓轴向伸长量的控制主要通过力矩扳手控制螺栓拧紧力矩来实现,拉杆螺栓的轴向伸长量决定了拉杆螺栓与轮盘的装配紧度与连接关系。由于力矩扳手受机械结合面摩擦因数波动、工人装配技术波动等因素的影响较大,当各拉杆螺栓装配紧度不一致时,转子转动时由于预紧力和离心力的作用对转子的应力分布产生影响,应力分布不均匀会激发振动并可能造成疲劳裂纹。另一方面,由于缺乏有效的拉杆螺栓装配紧度辨识方法,导致航空发动机可拆卸盘鼓型转子装配质量与拉杆螺栓装配紧度是否合格只能依靠整机试车得到间接考量;而且力矩扳手控制拉杆螺栓轴向伸长量的几何检测技术手段不能有效衡量可拆卸盘鼓型转子的动力学特性和参数,造成航空发动机出厂时需要历经整机试车—拆解—再装配—再试车的重复过程,影响航空发动机的经济性与安全性。所以,对航空发动机可拆卸盘鼓型转子装配质量评估与拉杆螺栓装配紧度辨识是目前学术界与工程界共同关注的焦点与难点问题之一。本文提出了一种航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓装配紧度辨识方法,通过激振测试获取不同装配紧度下的航空发动机可拆卸盘鼓型转子激振响应信号,利用提升小波包分析转子激励响应信号,并提取提升小波包分解重构信号的相对能量特征,然后定义拉杆螺栓装配紧度熵,将相对能量特征映射到拉杆螺栓装配紧度辨识空间,实现拉杆螺栓装配紧度的动态辨识。

1 拉杆螺栓装配紧度辨识方法

1.1 激振测试

利用 DF1631 功率函数信号发生器产生的方

波信号作为激振器的激励信号,工作频率选用 1 Hz,输出信号的幅值为满量程最大幅值。激振器安装于轴下端(如图 3 所示的三角符号位置)。ICP(inductively coupled plasma)加速度传感器安装于接近封严篦齿盘的 A-A 面,如图 3 所示。采集可拆卸盘鼓型转子在激振器激励下的动态响应信号,下面以 I 号传感器测得的激振响应信号为例进行实验分析。

1.2 提升小波包信号分析

为了从响应信号中提取出拉杆螺栓在不同装配紧度下的可拆卸盘鼓型转子振动响应信号特征,采用提升小波包方法进行分析。主要包括以下步骤。

1) 将一个信号序列 $S = \{x(k), k \in \mathbf{Z}\}$, 其中 $x(k)$ 为信号序列 S 中的第 k 个样本, $\mathbf{Z}$ 为正整数集合,分成两个子序列:偶序列 S_e 和奇序列 S_o 。

$$S_e(k) = x(2k) \quad k \in \mathbf{Z} \quad (1)$$

$$S_o(k) = x(2k+1) \quad k \in \mathbf{Z} \quad (2)$$

2) 计算提升小波包第 l 层分解的各个信号

$$S_{l1} = S_{(l-1)1o} - P(S_{(l-1)1e}) \quad (3)$$

$$S_{l2} = S_{(l-1)1e} + U(S_{l1}) \quad (4)$$

...

$$S_{l(2^l-1)} = S_{(l-1)2^{l-1}o} - P(S_{(l-1)2^{l-1}e}) \quad (5)$$

$$S_{l2^l} = S_{(l-1)2^{l-1}e} + U(S_{l(2^l-1)}) \quad (6)$$

式中 $l \in \mathbf{Z}$, $P(\cdot)$ 为预测器算法, $U(\cdot)$ 为更新器算法。

3) 提升小波包重构过程是将相应频带信号保留,而将其他频带信号置零,然后按照以下各式进行重构:

$$S_{(l-1)2^{l-1}e} = S_{l2^l} - U(S_{l(2^l-1)}) \quad (7)$$

$$S_{(l-1)2^{l-1}o} = S_{l(2^l-1)} + P(S_{(l-1)2^{l-1}e}) \quad (8)$$

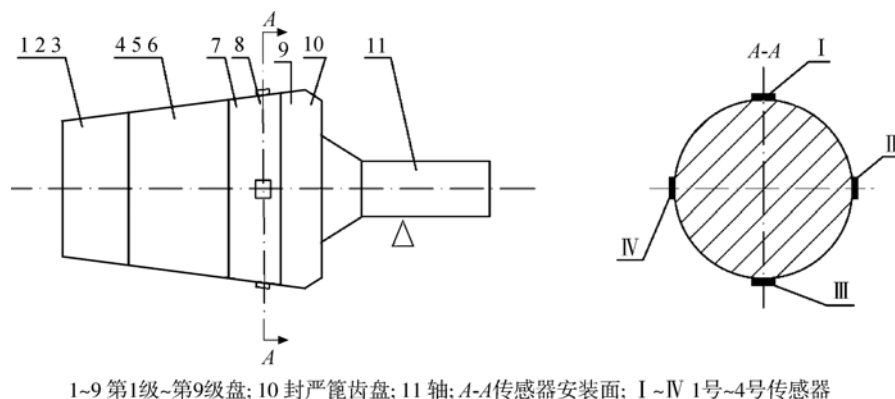


图3 拉杆螺栓装配紧度测试

Fig. 3 Stay bolt assembly tightness test

$$\begin{aligned} S_{(t-1)2^{t-1}}(2k) &= S_{(t-1)2^{t-1}e}(k) & k \in \mathbf{Z} & (9) \\ S_{(t-1)2^{t-1}}(2k+1) &= S_{(t-1)2^{t-1}o}(k) & k \in \mathbf{Z} & (10) \end{aligned}$$

...

$$S_{(t-1)1e} = S_{l2} - U(S_{l1}) \quad (11)$$

$$S_{(t-1)1o} = S_{l1} + P(S_{(t-1)1e}) \quad (12)$$

$$S_{(t-1)1}(2k) = S_{(t-1)1e}(k) \quad k \in \mathbf{Z} \quad (13)$$

$$S_{(t-1)1}(2k+1) = S_{(t-1)1o}(k) \quad k \in \mathbf{Z} \quad (14)$$

利用提升小波包对可拆卸盘鼓型转子响应信号分别进行3层小波包分析,预测器个数和更新器个数均为6,预测器系数为 $[0.0117, -0.0977, 0.5859, 0.5859, -0.0977, 0.0117]$;更新器系数为 $[0.0059, -0.0488, 0.2930, 0.2930, -0.0488, 0.0059]$.

1.3 提升小波包相对能量特征提取

小波包信号分解遵循能量守恒原理^[15],将提升小波包分解到不同尺度下的不同频带内的时域重构信号进行能量分析,每个频带中包含各种非平稳、非线性振动能量.

设信号序列 S 的数据长度为 n ,则对信号序列 S 进行 l 层提升小波包分解重构后得到的第 m 个信号 $S_{l,m}(m=1,2,\dots,2^l)$ 的能量为

$$E_{l,m} = \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^n (S_{l,m}(k))^2 \quad (15)$$

相对能量是小波包分解重构后得到的各个频带能量占信号总能量的比率

$$\tilde{E}_{l,m} = \frac{E_{l,m}}{\sum_{m=1}^{2^l} E_{l,m}} \quad (16)$$

1.4 装配紧度辨识

对于某一装配紧度状态下测得的航空发动机可拆卸盘鼓型转子激振响应信号 s ,为了将信号特征与拉杆螺栓装配紧度辨识建立联系,定义拉杆螺栓装配紧度熵可表示为

$$H = - \sum_{m=1}^{2^l} \tilde{E}_{l,m} \ln \tilde{E}_{l,m} \quad (17)$$

用拉杆螺栓装配紧度熵作为一种量纲一指标可以定量描述航空发动机可拆卸盘鼓型转子激振响应信号的不规则性和复杂性.

2 实验验证

为了模拟人工装配时拧紧力矩小幅波动差异对拉杆螺栓装配紧度的影响,针对某型航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓的装配工艺,分别设置3种装配紧度实验:装配紧度状态1(用力矩 M_{41} 拧紧螺母)、装配紧度状态2(用力矩 M_{42} 拧紧螺母)、装配紧度状态3(用力矩 M_{43} 拧紧螺母),其中, $M_{41} < M_{42} < M_{43}$,且只有装配紧度状态3的拧紧力矩 M_{43} 满足工艺要求.

对处于上述3种不同装配紧度状态进行激振测试,采样频率为6400 Hz,所测得的振动响应信号如图4所示,图中 A 为振动幅值, g 为重力加速度.从图中可以看出:在装配紧度状态1时激振响应信号的幅值最小,而由于装配紧度状态2与装配紧度状态3的拧紧力矩比装配紧度状态1的大,其激振响应信号幅值都比装配紧度状态1的大,但是后两种信号幅值并没有表现出一致性的递增规律,需要运用其他方法进一步分析.

对3种装配紧度状态下的响应信号进行傅里叶变换,从如图5所示的频谱图可以看出:其响应信号频率成分较多,但是在2000 Hz附近都出现最大频率谱峰.对应于拧紧力矩逐渐增大的3种装配紧度状态,频谱中高频分量增大,装配紧度状态3(拧紧力矩等于工艺要求的拧紧力矩)在2600 Hz附近出现了第2个频率谱峰.

经过提升小波包3层分解与重构之后得到8个频带的激振响应子信号 $a_{31}, a_{32}, \dots, a_{38}$ 分别如图6所示.分别计算8个频带的激振响应子信号

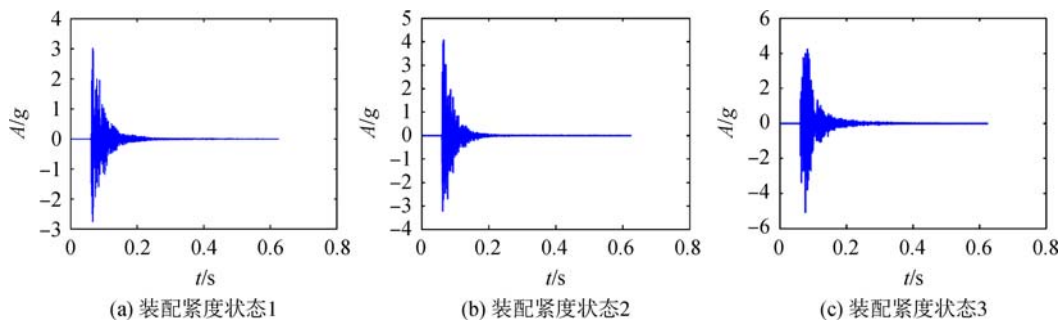


图4 3种装配紧度状态下的激振响应信号时域波形

Fig. 4 Time domain waveform of vibration excitation response signal in three assembly tightness conditions

$a_{31} \sim a_{38}$ 的相对能量特征,如图7所示,对应于3种装配紧度状态,经过提升小波包分解重构得到的激振响应子信号 a_{35} (对应的频带为 1 600 ~ 2 000 Hz) 在 8 个分解重构子信号 $a_{31} \sim a_{38}$ 中占有最大的能量,从装配紧度状态 1 到装配紧度状态 3,其能量幅值也随着螺栓拧紧力矩的增大而逐渐增大.同时,激振响应子信号 a_{36} (对应的频带为 2 000 ~ 2 400 Hz) 在 8 个分解重构子信号中也占有较大的能量,且能量随着螺栓拧紧力矩的增大而逐渐减小.这就说明,随着螺栓拧紧力矩的逐渐增大,可拆卸盘鼓型转子的结构刚度逐渐增大,蕴含有可拆卸盘鼓型转子激振响应的主要信号分量的激振响应子信号 a_{35} 的能量越来越集中,而含有其他非主要信号分量的频带能量越来越小(如激振

响应子信号 a_{36}),因而在装配状态 3 (拧紧力矩等于工艺要求的拧紧力矩) 时,激振响应子信号 a_{35} 的能量比其他两种装配紧度状态明显大出很多,而且能量非常集中.

下面将利用装配紧度熵来定量揭示不同装配紧度状态下的激振响应信号特征规律.熵是信息论中用于定量描述系统不确定程度和评估随机信号复杂性的方法^[16-18].熵的大小可以反映信号概率分布的均匀性,即最不确定的概率分布(等概率分布)具有最大的熵值,反之,若信号的概率分布序列越确定,其熵值越小.装配紧度熵的优点表现在:它可以作为一种量纲一指标定量描述不同装配紧度状态下转子响应信号的复杂性、不规则性和概率分布的均匀性.

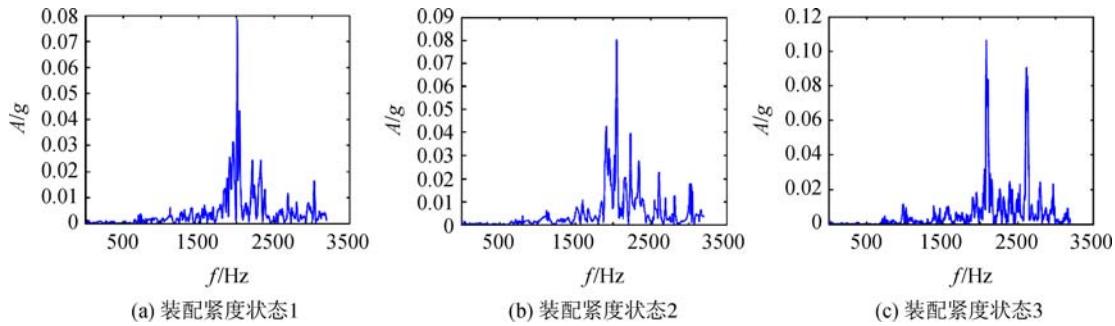
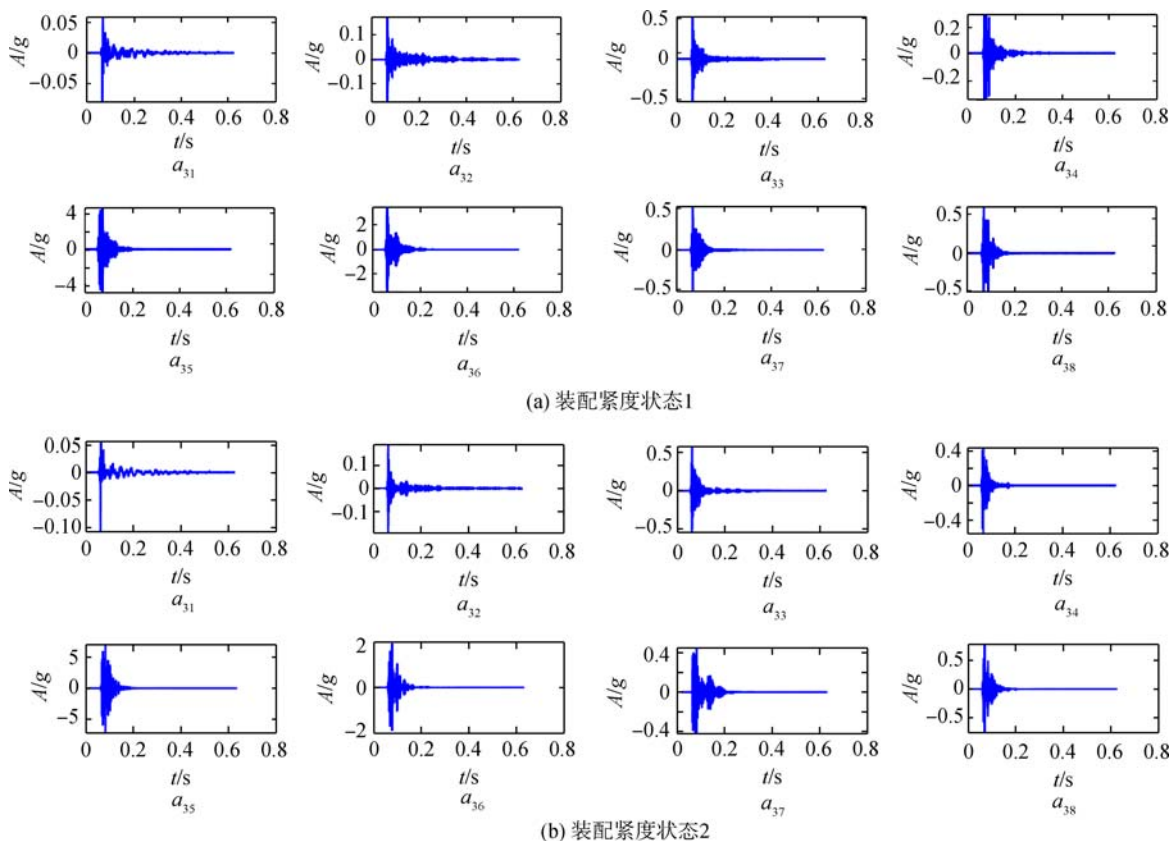


图5 3种装配紧度状态下的激振响应信号频谱

Fig. 5 Frequency spectrum of vibration excitation response signal in three assembly tightness conditions



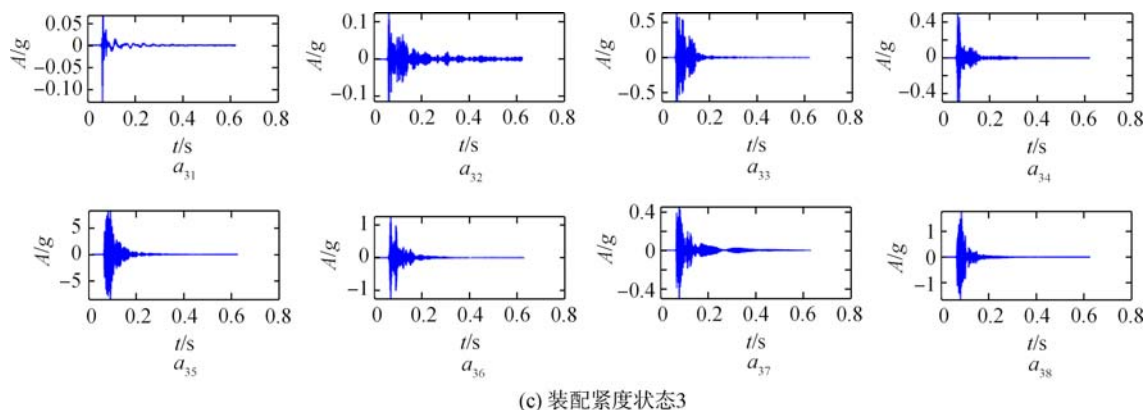


图6 3种装配紧度状态下的激振响应信号提升小波包分解重构信号

Fig. 6 Lifting wavelet packet decomposition reconstruction signal of vibration excitation response signal in three assembly tightness conditions

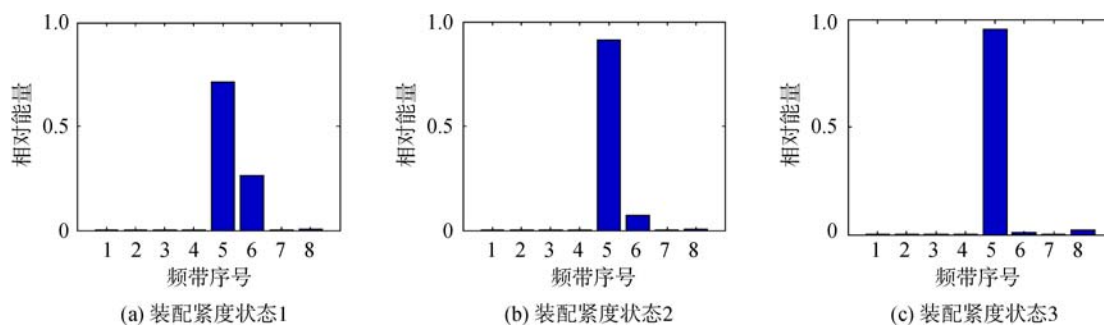


图7 3种装配紧度状态下的提升小波包分解重构信号相对能量分布

Fig. 7 Relative energy distribution of lifting wavelet packet decomposition reconstruction signal in three assembly tightness conditions

因此,针对3种装配紧度状态,分别计算拉杆螺栓装配紧度熵,结果如表1所示。从表中可以看出:在拉杆螺栓由松到紧的3个装配紧度状态中,装配紧度熵具有单调递减的一致性规律。这是由于在拉杆螺栓由松到紧变化时,可拆卸盘鼓型转子刚度也由小逐渐增大,在装配紧度状态1(即拉杆螺栓最松)时,可拆卸盘鼓型转子刚度最小,其激振响应信号中除了含有该转子固有频率等主要信号分量,还有较多的其他动态响应信息,各种频率成分越接近等概率分布则装配紧度熵越大。而在装配紧度状态3(即拉杆螺栓最紧)时,可拆卸盘鼓型转子刚度最大,其激振响应信号中以该转子固有频率等信号分量为,且能量集中,其他动态响应信息的能量较小,因而信号的概率分布比

较确定,所以装配紧度熵最小。对于介于装配紧度状态1与装配紧度状态3之间的装配状态2,其装配紧度熵也介于装配紧度状态1与装配紧度状态3之间。

3 工程验证

对外场服役的某型航空发动机可拆卸盘鼓型转子进行拉杆螺栓装配紧度测试,采样频率为6400 Hz,响应信号时域波形如图8所示,信号频谱如图9所示,幅值最大的频率成分大约位于2200 Hz附近,另外3个较大的频率成分大概位于1000,1400,2600 Hz附近,比拉杆螺栓拧紧力矩满足工艺要求的图5(c)多出了两个较大的频率成分:1000 Hz和1400 Hz,比图5所示的3种装配紧度实验中得到的激振响应信号频率成分复杂。

对该激振响应信号经过提升小波包3层分解与重构之后得到8个频带的激振响应子信号 $a_{31} \sim a_{38}$,如图10所示,各个频带中包含有不同的动态信息,计算提升小波包分解重构得到的8个激振响应子信号 $a_{31} \sim a_{38}$ 的相对能量,如图11所

表1 拉杆螺栓装配紧度熵

Table 1 Stay bolt assembly tightness entropy

参数	装配紧度 状态1	装配紧度 状态2	装配紧度 状态3
装配紧度熵	0.6930	0.3614	0.2267

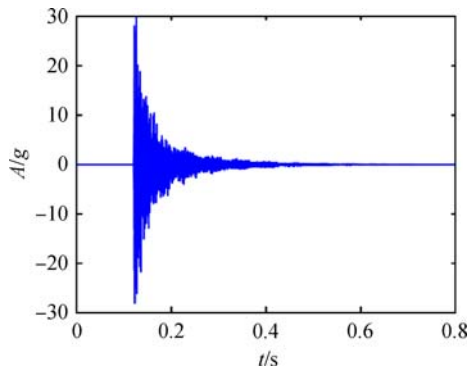


图 8 激振响应信号时域波形

Fig. 8 Time domain waveform of vibration excitation response signal

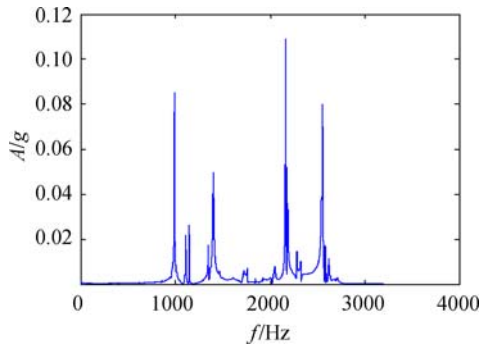


图 9 激振响应信号频谱图

Fig. 9 Frequency spectrum of vibration excitation response signal

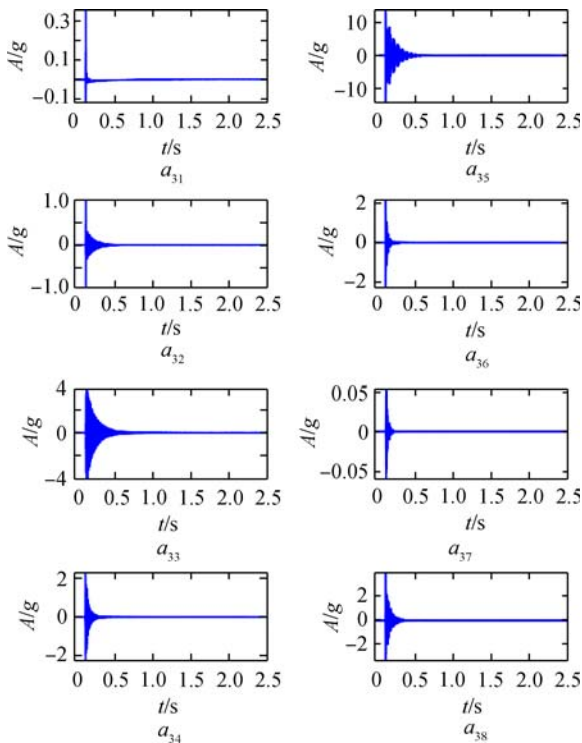


图 10 提升小波包分解重构信号

Fig. 10 Lifting wavelet package decomposition reconstruction signal

示.提升小波包分解重构子信号 a_{35} 依然占有最大的能量,但是子信号 a_{33} 的能量也较大,初步诊断认为当前拉杆螺栓在服役中装配紧度出现退化,并可能产生了松动,子信号 a_{33} 中较大的能量来源于松动产生的响应信息.计算如式(17)所示的装配紧度熵 $H=0.4567$,介于如表 1 所示的装配紧度状态 1 与装配紧度状态 2 之间,更接近于装配紧度状态 2,可见拉杆螺栓在服役中装配紧度发生退化,拉杆螺栓发生松动,已不满足航空发动机最佳使用要求,拉杆螺栓松动会激发振动,并可能造成蓖齿盘均压孔两侧产生疲劳裂纹和破裂事故.

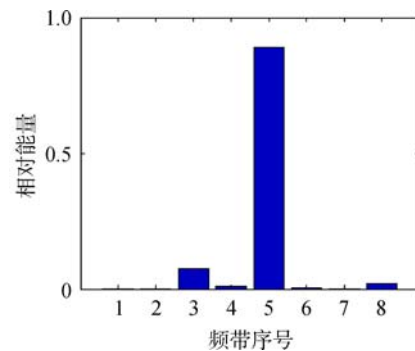


图 11 相对能量分布

Fig. 11 Relative energy distribution

经过工厂进一步检修发现:可拆卸盘鼓型转子 9 级蓖齿盘的 7 个均压孔都出现了不同程度的裂纹.测试结果与工厂检修结果共同表明:外场服役中受机动任务、飞行振动等因素的影响使得该可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓装配紧度退化,出现拉杆螺栓松动、振动超标、均压孔裂纹,需要及时维修.

4 结 论

本文提出了一种航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓装配紧度辨识方法,通过实验分析,得到以下结论:

1) 通过激振测试获取航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓在不同装配紧度状态下的激振响应信号,该信号可以反映拉杆螺栓的装配紧度信息.

2) 所定义的拉杆螺栓装配紧度熵将转子激励响应信号的提升小波包相对能量特征映射到拉杆螺栓装配紧度辨识空间,为可拆卸盘鼓型转子激励响应信号与拉杆螺栓装配紧度之间建立了联系,可定量描述拉杆螺栓装配紧度偏离工艺标准的程度,能够合理、有效地反映拉杆螺栓的松紧程度.

3) 所提出的航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓装配紧度辨识方法,可为航空发动机可

拆卸盘鼓型转子装配提供一种有效的检测手段,避免在使用力矩扳手过程中由机械结合面摩擦因数波动、工人装配技术波动等因素引起的拉杆螺栓装配紧度不一致问题,具有工程应用价值。

4) 所提出的航空发动机可拆卸盘鼓型转子拉杆螺栓装配紧度辨识方法可以在工程中完善验证,长期跟踪并研究拉杆螺栓装配不一致问题,为提高航空发动机的安全性和经济性提供技术保障。

5) 本文按照工艺要求在一个拧紧力矩区间内分别设置了3种拧紧力矩下的装配紧度实验,旨在模拟工人装配时拧紧力矩小幅波动差异对拉杆螺栓装配紧度的影响,引入紧度熵的概念定量地将3种拧紧力矩、3种拉杆螺栓装配紧度状态与熵联系起来,揭示了拉杆螺栓在一个拧紧力矩区间内3种不同拧紧力矩下的装配紧度熵特征规律。在后续研究中可以进一步深化延拓装配紧度熵的理论与应用内涵,结合理论分析要求与实际工程背景,在较大范围内设置多个不同的拧紧力矩,将测量得到的熵与确定的拧紧力矩相联系,为拉杆螺栓装配提供更加丰富有力的理论与方法。

参考文献:

- [1] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010.
- [2] 中华人民共和国国务院. 国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020年)[R]. 北京:中华人民共和国国务院,2006.
- [3] 国家自然科学基金委员会工程与材料科学部. 机械工程学科技发展战略报告[M]. 北京:科学出版社,2010.
- [4] 田武刚. 航空发动机关键构件内窥涡流集成化原位无损检测技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2009.
TIAN Wugang. Research on technology of borescope and eddy current integrative in-situ nondestructive testing for key components of aeroengine[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [5] 田武刚,潘孟春,罗飞路,等. 某型航空发动机篦齿盘裂纹的原位涡流检测[J]. 测试技术学报,2008,22(3):241-244.
TIAN Wugang, PAN Mengchun, LUO Feilu, et al. In situ eddy current testing for the cracks in an aeroengine labyrinth disc[J]. Journal of Test and Measurement Technology, 2008, 22(3): 241-244. (in Chinese)
- [6] 田武刚,潘孟春,罗飞路,等. 用于某型航空发动机篦齿盘裂纹检测的专用涡流传感器设计[J]. 传感技术学报,2008,21(7):1151-1154.
TIAN Wugang, PAN Mengchun, LUO Feilu, et al. Design of special eddy current transducer for crack in an aero-engine labyrinth disc[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2008, 21(7): 1151-1154. (in Chinese)
- [7] 张玉华,孙慧贤,罗飞路,等. 一种用于盘孔裂纹检测的差动式涡流探头的设计与实现[J]. 传感技术学报,2008,21(6):1079-1083.
ZHANG Yuhua, SUN Huixian, LUO Feilu, et al. A novel differential eddy current probe applicable for detecting the crack around aperture[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2008, 21(6): 1079-1083. (in Chinese)
- [8] 赵秀梅,熊瑛,林俊明. 篦齿盘均压孔裂纹涡流检测方法研究[J]. 无损探伤,2008,32(1):9-12.
ZHAO Xiumei, XIONG Ying, LIN Junming. A crack detection method research of labyrinth disc aperture with eddy current[J]. Nondestructive Testing, 2008, 32(1): 9-12. (in Chinese)
- [9] 崔福绵,付素真. 某型发动机九级篦齿盘均压孔裂纹及断裂分析[C]//全国第五届航空航天装备失效分析会议论文集. 北京:国防工业出版社,2006:156-160.
- [10] 洪胜利,苏洪波,樊向党,等. 某型发动机Ⅸ级篦齿盘均压孔裂纹故障分析及预防对策[J]. 科技信息,2008(17):49.
HONG Shengli, SU Hongbo, FAN Xiangdang, et al. Failure analysis and prevention countermeasures for cracks on labyrinth disc aperture of aeroengine[J]. Science and Technology Information, 2008(17): 49. (in Chinese)
- [11] 刘本武,隋雪冰,邢雷. 某型燃气轮机封严盘疲劳裂纹机理分析[J]. 航空发动机,2014,40(1):26-31,38.
LIU Benwu, SUI Xuebing, XING Lei. Fatigue cracking failure mechanism analysis of a gas turbine sealing disk[J]. Aeroengine, 2014, 40(1): 26-31, 38. (in Chinese)
- [12] 张子阳,谢寿生,彭靖波,等. 基于非线性阻尼的航空发动机高压转子拉杆结构装配检测方法[J]. 航空学报,2012,33(3):470-478.
ZHANG Ziyang, XIE Shousheng, PENG Jingbo, et al. Assembly variation detection for rod fastening rotor of high pressure spool in aero-engine based on nonlinear damping identification[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3): 470-478. (in Chinese)
- [13] 李辉光,刘恒,虞烈. 周向均布拉杆转子预紧力的确定[J]. 航空动力学报,2011,26(12):2791-2797.
LI Huiguang, LIU Heng, YU Lie. Determination of preload force of circumferential distributed rod fastening rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2791-2797. (in Chinese)
- [14] 郑旭东,蔚夺魁. 某发动机高压压气机篦齿盘均压孔孔边裂纹故障分析[J]. 航空发动机,2013,39(3):49-54.
ZHENG Xudong, YU Duokui. Study of vent hole crack failure for an aeroengine labyrinth seal disk[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 49-54. (in Chinese)
- [15] 何正嘉,警艳阳,张西宁. 现代信号处理及工程应用[M]. 西安:西安交通大学出版社,2007.
- [16] Rényi A. On measures of entropy and information[R]. Berkeley, CA, USA: 4th Berkeley Symposium on Mathematics, Statistics and Probability, 1960.
- [17] Shannon C E. A mathematical theory of communication[J]. Bell System Technical Journal, 1948, 27(4): 623-656.
- [18] Shannon C E. Communication theory of secrecy systems[J]. Bell System Technical Journal, 1949, 28(4): 656-715.

(编辑:陈越)