

基于机匣应变的航空发动机碰摩故障识别

房剑锋

(中国飞行试验研究院发动机所, 西安, 710089)

摘要 针对双转子航空发动机采用柔性机匣设计理念,提出了在进气机匣或中介机匣承力支板加装应变桥路,从机匣动应变中提取特征频率来识别发动机转静碰摩故障的一种方法。建立了简化的转子-机匣碰摩动力学模型,分析得出了双转子发动机转静碰摩特征频率,利用该特征频率准确识别出了某型发动机飞行试验中多次转静碰摩故障。理论分析和飞行试验表明:机匣应变能够灵敏的拾取转静碰摩振动信号;双转子发动机发生转静碰摩时,振动频谱中会出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 高低压转频组合频率成分,可依据该组合频率来判断碰摩故障是否发生;振动频谱中出现 $m\Omega_H \pm \Omega_L$ 组合频率成分并不能定位高压转子发生碰摩,同理,振动频谱中出现 $\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率成分也不能定位低压转子发生碰摩。

关键词 双转子发动机;转静碰摩;故障识别;机匣应变;组合频率

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.03.004

中图分类号 V232.96 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)03-0022-07

Aero-Engine Rub-Impact Fault Identification Based on Casing Strain in Flight

FANG Jianfeng

(Power-Plant Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: A method for identification aero-engine rotor-stator rub-impact fault is proposed in view of the concept of the flexible casing design for dual-shaft aero-engine. Rub-impact is recognized through seeking the characteristic frequencies from dynamic strain before strain bridges should be installed in the inlet or intermediate casing. A simplified rotor-casing rub-impact dynamics model is established, and the dual-shaft engine rubbing characteristic frequencies are analyzed. Through seeking the characteristic frequencies several rub-impact faults are identified accurately in flight test at a certain aero-engine. Theoretical analysis and flight test show that the casing strain can sensitively pick up rub-impact vibration signals. When rub-impact fault occurs the combined frequencies of the high-rotor and low-rotor rotational frequency $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ will appear in vibration spectrum, and the rub-impact fault can be judged from the combined frequencies. The combination frequencies $m\Omega_H \pm \Omega_L$ appeared in vibration spectrum are felt to locate a high-pressure rotor rubbing. Similarly, the combination frequencies $\Omega_H \pm n\Omega_L$ are felt to a locate low-pressure rotor rubbing.

Key words: dual-shaft engine; rotor-to-casing rub-impact; fault identification; casing strain; combined frequency

收稿日期: 2018-08-27

作者简介: 房剑锋(1981—),男,陕西西安人,高级工程师,主要从事航空发动机工作特性、结构强度与诊断试飞研究。E-mail: zhanshen-bati@163.com

引用格式: 房剑锋. 基于机匣应变的航空发动机碰摩故障识别[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(3): 22-28. FANG Jianfeng. Aero-Engine Rub-Impact Fault Identification Based on Casing Strain in Flight[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(3): 22-28.

目前第三、第四代航空发动机不断追求高推重比、快速状态切换、低油耗等性能指标,涡轮前温度越来越高,转静子间隙越来越小,必然导致转子与机匣经常发生碰摩^[1-2]。目前转静碰摩已经成为多型航空发动机的典型故障之一,转子和机匣发生碰摩将带来严重的后果,如果不能及时发现与排除,可能导致发动机转子和静子严重损坏,甚至造成严重的飞行事故。因此,准确识别出飞行中发动机碰摩故障,对于保障飞行安全、提高发动机战备完整性具有重要的军事意义^[3-5]。近些年来,国内外学者关于航空发动机转静碰摩故障识别的研究较多,在转子碰摩动力学数值及有限元建模仿真^[1-2,5-9]、模拟碰摩故障实验研究^[10-13]、碰摩故障分析识别方法^[4,9,13]等方面进行了大量深入研究,得出了各种发动机转静碰摩故障识别方法和结论,对于发动机故障诊断、提高发动机结构可靠性设计具有重要的应用价值和指导意义。然而,这些方法和结论是在对发动机做了大量的简化,或者对发动机复杂结构做了大量的简化后得出的,由于航空发动机整机具有高度的集成性和复杂性,各个系统动力学特性具有较强的耦合性,基于上述理论分析和实验分析得出的发动机碰摩故障识别方法,是否适用于飞行中发动机转静碰摩识别还需作进一步分析研究。国内外关于飞行中发动机转静碰摩故障识别的资料较少,文献[3~4]对发生严重转静碰摩故障的航空发动机振动特征进行了分析研究,由于现代航空发动机在设计时,机匣大多采用耐磨涂层且允许发动机出现转子-机匣之间的碰摩。大量的试飞统计数据表明,实际飞行中大多出现的是碰摩程度较轻的故障,因此有必要对飞行中发动机转静碰摩故障,特别是碰摩程度较轻的转静碰摩故障识别方法进行研究。本文采用简化的航空发动机转子-机匣碰摩动力学模型,得出了飞行中最常见的偏碰摩故障对应的机匣振动特征和识别方法,通过在发动机机匣上加装应变桥路来拾取发动机振动信号,利用该方法识别出了某型发动机试飞过程中多次转静碰摩故障,验证了该方法的正确性。

1 双转子发动机转静碰摩动力学理论分析

本文考虑双转子航空发动机转静碰摩故障中最常见的偏碰摩形式。对发动机转子系统和机匣系统进行了简化处理,动力学简化模型见图1。

由于中介轴承的存在,高压转子和低压转子支撑刚度存在密切关联,动力学特性也存在耦合,为此可将低压转子和高压转子简化为一根无质量轴上的

2个转盘,其中低压转盘质量为 m_L ,高压转盘质量为 m_H 。将多支点的高低压转子支撑系统简化为2点弹性支撑,支撑刚度分别为 k_L, k_H ;阻尼分别为 c_L, c_H 。整个发动机与飞机联接系统简化为一刚度为 k_c ,阻尼为 c_c 的弹性支撑。当发动机低压或高压转子发生碰摩时,转子和静子之间会产生碰摩激振力 F_s ,简化后的发动机转静碰摩动力学运动方程为:

$$(m_L + m_H)\ddot{z}_1 + (c_L + c_H)\dot{z}_1 + (k_L + k_H)z_1 = F_H + F_L - F_s \\ m_c \ddot{z}_2 + c_c \dot{z}_2 + k_c z_2 = F_s \quad (1)$$

式中: z_1 为各种激振力下转子位移; z_2 为机匣位移; F_H 为高压转子偏心造成的不平衡激振力; F_L 为低压转子偏心造成的不平衡激振力。对于第三、第四代发动机而言,发动机机匣多采用材质轻、刚度较小的柔性机匣,转子与柔性机匣碰摩时,转子与机匣将产生旋转的径向正压力和周向摩擦力,根据文献[9, 11],常见的偏碰摩力为一旋转力,忽略 $z_1^5, z_1^7 \dots$ 等高阶项,简化后的低压转子碰摩力可表示为:

$$F_s = (k_{s1} z_1 + k_{s3} z_1^3) [\xi_1 \cos(\Omega_L t + \alpha_L) + \xi_2 \cos(2\Omega_L t + \alpha_L) + \xi_3 \cos(3\Omega_L t + \alpha_L)] \quad (2)$$

高压转子碰摩力可表示为:

$$F_s = (k_{s1} z_1 + k_{s3} z_1^3) [\xi_1 \cos(\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_2 \cos(2\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_3 \cos(3\Omega_H t + \alpha_H)] \quad (3)$$

式中: k_{s1}, k_{s3} 为碰摩时机匣变形刚度; Ω_L, Ω_H 分布为低压转子转频、高压转子转频; α_H, α_L 分别是碰摩系数决定的摩擦角^[11]; ξ_1, ξ_2, ξ_3 为多叶片接触力大小的相对系数,其值为1个 $[0, 1]$ 之间的递减数列^[11]。高低压转静子同时碰摩则为式(2)与式(3)之和。

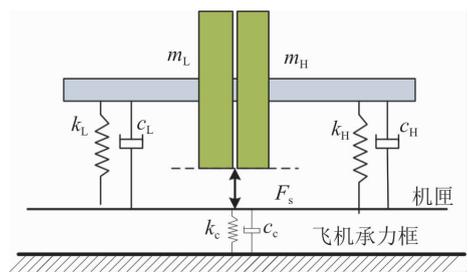


图1 双转子发动机转静碰摩动力学模型

转子-机匣发生碰摩瞬间,发动机转子受到的激振力和机匣受到的激振力属于作用力和反作用力。当未发生碰摩的时候,忽略气体激振力,只考虑结构激振力,则转子系统在高低压转子不平衡、不对中等作用下作周期简谐振动。由于中介轴承的存在,发动机高压转子和低压转子振动存在传递耦合,因此转子振动是以高压转速倍频和低压转速倍频叠加而成的运动,而不是单一的高压转子振动或低压转子振动。考虑到碰摩常常是由过大的不平衡和不对中引起的并发性故障^[3,6],根据经验取转子振动频谱

中占优的高低压转子基频和2倍频分量,其振动可表示为:

$$z_1 = A_1 \cos(\Omega_H t + \varphi_{H1}) + A_2 \cos(2\Omega_H t + \varphi_{H2}) + B_1 \cos(\Omega_L t + \varphi_{L1}) + B_2 \cos(2\Omega_L t + \varphi_{L2}) \quad (4)$$

式中: A_1 、 A_2 、 B_1 、 B_2 分别为高压转子基频振动幅值、高压转子2倍频振动幅值、低压转子基频振动幅值、低压转子2倍频振动幅值; φ_{H1} 、 φ_{H2} 、 φ_{L1} 、 φ_{L2} 分别为高压转子基频振动初始相位、高压转子2倍频振动初始相位、低压转子基频振动初始相位、低压转子2倍频振动初始相位。

以高压转静碰摩为例,联合式(1)和式(3)可得高压转子转静碰摩时机匣动力学方程为:

$$m_c \ddot{z}_2 + c_c \dot{z}_2 + k_c z_2 = [k_{s1} z_1 + k_{s3} z_1^3] [\xi_1 \cos(\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_2 \cos(2\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_3 \cos(3\Omega_H t + \alpha_H)] \quad (5)$$

从式(5)容易看出机匣振动包含高压转子基频和倍频,为进一步探寻发动机碰摩故障其他特征,利用三角函数积化和差公式对式(5)中“ $k_{s1} z_1$ ”项表达式进行展开分析,在不影响分析结果的前提下,只对式(6)中标注“ \sim ”项进行展开。

$$\begin{aligned} k_{s1} z_1 [\xi_1 \cos(\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_2 \cos(2\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_3 \cos(3\Omega_H t + \alpha_H)] = & k_{s1} [A_1 \cos(\Omega_H t + \varphi_{H1}) + A_2 \cos(2\Omega_H t + \varphi_{H2}) + \\ & \overbrace{B_1 \cos(\Omega_L t + \varphi_{L1}) + B_2 \cos(2\Omega_L t + \varphi_{L2})}^{\sim}] \cdot \\ & [\xi_1 \cos(\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_2 \cos(2\Omega_H t + \alpha_H) + \xi_3 \cos(3\Omega_H t + \alpha_H)] = k_{s1} B_1 \xi_1 [\cos(\Omega_H t + \Omega_L t + \\ & \alpha_H + \varphi_{L1}) + \cos(\Omega_H t - \Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L1})]/2 + \\ & k_{s1} B_1 \xi_2 [\cos(2\Omega_H t + \Omega_L t + \alpha_H + \varphi_{L1}) + \cos(2\Omega_H t - \Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L1})]/2 + \\ & k_{s1} B_1 \xi_3 [\cos(3\Omega_H t + \Omega_L t + \alpha_H + \varphi_{L1}) + \cos(3\Omega_H t - \Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L1})]/2 + \\ & k_{s1} B_2 \xi_1 [\cos(\Omega_H t + 2\Omega_L t + \varphi_{L2} + \alpha_H) + \cos(\Omega_H t - 2\Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L2})]/2 + \\ & k_{s1} B_2 \xi_2 [\cos(2\Omega_H t + 2\Omega_L t + \alpha_H + \varphi_{L2}) + \cos(2\Omega_H t - 2\Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L2})]/2 + \\ & k_{s1} B_2 \xi_3 [\cos(3\Omega_H t + 2\Omega_L t + \alpha_H + \varphi_{L2}) + \cos(3\Omega_H t - 2\Omega_L t + \alpha_H - \varphi_{L2})]/2 \end{aligned} \quad (6)$$

从式(6)可以看出高压转子发生碰摩时,机匣振动频谱不但出现高低压转子基频和倍频成分,并且出现如 $\Omega_H \pm \Omega_L$ 、 $2\Omega_H \pm \Omega_L$ 、 $\Omega_H \pm 2\Omega_L$ 、 $3\Omega_H \pm 2\Omega_L$ 等高低压转频组合频率,并不一定只出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 之类的组合频率,因此文献[11]~[12]依据机匣振动频谱中包含 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 就断定为高压转静子发生碰摩,是值得商榷。同理,低压转静碰摩时,并不一定只出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率,也可能出现

$m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 之类的组合频率。为证明理论分析的正确性,利用飞行中发动机转静碰摩故障数据进行验证。

2 发动机机匣应变计改装

2.1 应变计粘贴位置选择

考虑到先进航空发动机大多采用刚度小、薄壁的柔性机匣,转子的各种激振力会通过转子支撑结构传递到这些承力机匣上,机匣将包含丰富的发动机转子振动信息。某型双转子发动机共有5个转子支点,其中4号中介轴承支点、5号低压涡轮后轴承支点均位于高温区,涡轮后机匣温度高于200℃,而粘贴中温应变计或高温应变计大多需要采用加温加压这一复杂的固化工艺,发动机整机状态下在机匣上加装中温或高温应变计难度极大。图2是进气机匣承力支板、中介机匣承力支板结构示意图,其中1号风扇转子前支点轴承座通过12根承力支板将转子动静载荷传递到进气机匣上,2号风扇转子后支点轴承座、3号高压转子前支点轴承座通过6根承力支板将转子动静载荷传递到中介机匣上。飞行中进气机匣最高壁温大约为113℃,中介机匣壁温最高温度大约为136℃,当壁温小于150℃时,采用中航电测生产的B-711粘接剂和高温应变计,可在整机状态下开展应变计粘贴的粘贴改装,综合考虑后选择在进气机匣和中介机匣上布置应变计。

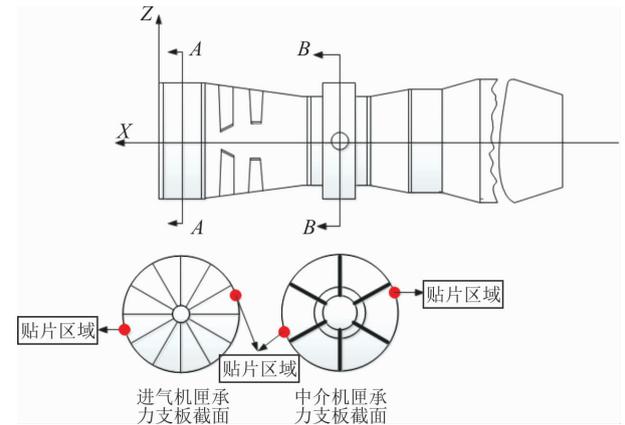


图2 进气机匣中介机匣承力支板结构示意图

2.2 应变桥路选择

根据机匣主要静载荷类型,以及喘振、转静碰摩、转子扭振、气流激振等故障发生时,机匣载荷主应力方向的不同,在进气机匣和中介机匣上加装了测轴向拉压载荷全桥、测弯矩载荷全桥、测扭矩载荷全桥、测剪力载荷4种应变全桥。在进气机匣、中介机匣承力支板与机匣联结部位附近粘贴应变计(图2所示的红色对称区域),其中测轴向载荷和测弯矩载荷采用T型应变花,测扭矩载荷和测剪力载荷采用V型剪力

应变花,按照图3的粘贴及组桥方式组成4种测载荷应变全桥,应变全桥除了能够放大应变信号、减小温度引起的热输出应变,还可以消除其他类型应变成分对目标应变测量的干扰^[14]。完成应变计粘贴和组桥后,保证应变计的绝缘电阻大于10 MΩ时即可在贴片区域涂上防护胶、开展信号线的焊接固定,图4为在某发动机进气机匣上加装好的应变桥路。

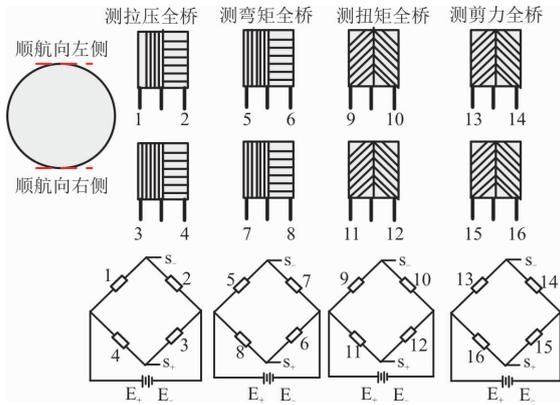


图3 机匣应变计粘贴改装及组桥示意图

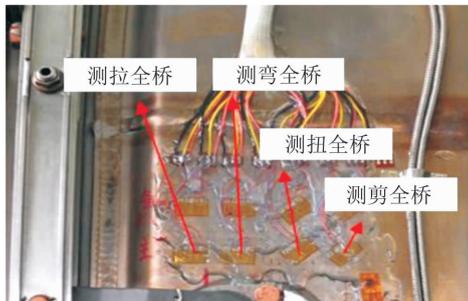


图4 进气机匣上加装的4种应变桥路

发动机振动故障将会引起机匣动应变发生变化,分析振动故障时不需要考虑桥路静应变变化及温度变化造成的静应变误差(如需提取静应变,还需要开展温度修正试验测量各个桥路的热输出,具体修正方法见文献[15]),只需提取出桥路动应变成分。因此测拉压载荷全桥动应变 $\epsilon_p(t)$ 、测弯矩载荷全桥动应变 $\epsilon_b(t)$ 、测扭矩载荷全桥动应变 $\epsilon_t(t)$ 、测剪力载荷全桥动应变 $\epsilon_s(t)$ 可表示为:

$$\begin{aligned} \epsilon_p(t) &= \epsilon_1(t) - \epsilon_2(t) + \epsilon_3(t) - \epsilon_4(t) \\ \epsilon_b(t) &= \epsilon_5(t) - \epsilon_7(t) + \epsilon_6(t) - \epsilon_8(t) \\ \epsilon_t(t) &= \epsilon_9(t) - \epsilon_{10}(t) + \epsilon_{12}(t) - \epsilon_{11}(t) \\ \epsilon_s(t) &= \epsilon_{13}(t) - \epsilon_{14}(t) + \epsilon_{15}(t) - \epsilon_{16}(t) \end{aligned} \quad (7)$$

式(7)中 $\epsilon_1(t) \sim \epsilon_{16}(t)$ 分别为图3中编号1~16应变计拾取的动应变。

在某型飞机约140架次的飞行过程中,共出现了1次喘振报警和3次轻度转静碰摩故障,除去测试失效的测剪力载荷全桥外,进气机匣上其他3种类型桥路应变都能够准确敏感的拾取喘振和碰摩

故障造成的振动异常(由于采集器通道数量限制,未能测量中介机匣4路桥路应变),因此在机匣上加装应变计是一种有效识别发动机振动故障的测量方法。从另一方面分析,由于 $\epsilon_p(t)$ 主要保留了进气机匣轴向拉压动应变, $\epsilon_b(t)$ 主要保留了进气机匣轴向弯曲动应变, $\epsilon_t(t)$ 主要保留了进气机匣扭矩动应变,而3种桥路都能识别出轻度转静碰摩的发生,表明了:航空发动机发生转静碰摩时,机匣会同时承受轴向拉压、弯曲和扭矩动载荷。

3 飞行中发动机转静碰摩故障分析

本文以故障识别效果最显著的进气机匣扭矩全桥应变为例,对飞行中的某次转静碰摩故障发生过程进行分析。

3.1 发动机主要参数变化分析

某飞机在完成试飞任务返航途中,出现发动机振动异常增大的情况,图5给出了发动机油门杆角度、高压转子转速、低压转子转速、机载振动参数时间历程,其中机载振动采用相对值。根据图5可知,发动机状态和振动变化过程如下:

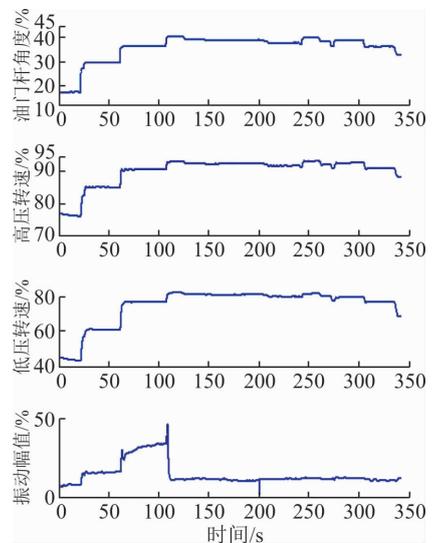


图5 发动机振动异常过程中发动机关键参数历程曲线

1)油门杆角度从17°短时间推至30°时,发动机振动快速增大后维持在16%;

2)59.2 s时,油门杆角度在1.3 s内从30°推至36.3°,同时高低压转速升高,发动机振动出现明显的瞬间增大,增大幅度为14.5%,之后经历小幅回落,此后虽然发动机高低压转速稳定,但振动仍在缓慢持续增大,在40 s内从24.6%增大到34.1%;

3)油门杆角度从36.5°小幅度推至40.5°时,发动机振动突然由34.5%突升至50%,而后出现急剧下降,并维持在11.7%的振动水平。

分析油门杆从 30° 推至 36.3° 瞬间、 36.3° 推至 40.5° 瞬间不难发现,虽然油门杆短时间变化幅度不到 5° ,但发动机振动水平却发生了明显变化。即使油门杆角度稳定在 36° 左右,发动机振动也在缓慢增大。振动是发动机转子动力学特性的重要表征,可以推断出:虽然发动机振动值处在限制值范围内,但油门杆由 $30^\circ \rightarrow 36.3^\circ \rightarrow 40.5^\circ$ 变化过程中,发动机转子处于不稳定的状态。

3.2 进气机匣应变频谱分析

结合发动机参数变化过程,对不同时间段内进气机匣应变数据进行频谱分析,其中对频率进行归一化处理。

3.2.1 28~32 s 机匣应变数据分析

图6为该时间段内应变时域波形和频谱图,可以看出时域波形为类正弦波形,统计图6中占优的频率成分,如表1所列,可以看出低压转速基频 N_1 、高压转速基频 N_2 和高压转速2倍频占优,未出现转子碰摩特征频率成分。

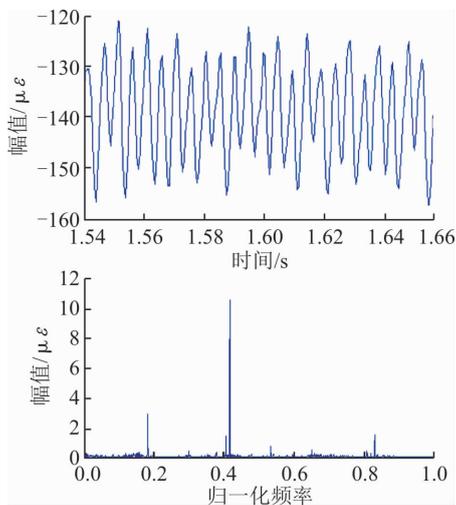


图6 28~32 s 机匣应变时域波形和频谱图

表1 28~32 s 机匣应变占优频率统计

归一化频率	0.176 3	0.405 9	0.520 5	0.811 8
幅值/ $\mu\epsilon$	2.91	10.5	0.742	3.364
特征频率	N_1	N_2	—	$2N_2$

3.2.2 60~64 s 机匣应变数据分析

图7为油门杆角度由 $30^\circ \rightarrow 36.3^\circ$ 过程中应变时域波形和频谱图,可以看出时域波形为类正弦波形,统计图7中占优的频率成分,如表2所列,与表1相似,低压转速基频 N_1 、高压转速基频 N_2 和高压转速2倍频占优,未出现转子碰摩特征频率成分。

表2 60~64 s 机匣应变占优频率统计

归一化频率	0.175 8	0.406 3	0.654 9	0.812 6
幅值/ $\mu\epsilon$	0.625	3.135	0.703	0.361
特征频率	N_1	N_2	—	$2N_2$

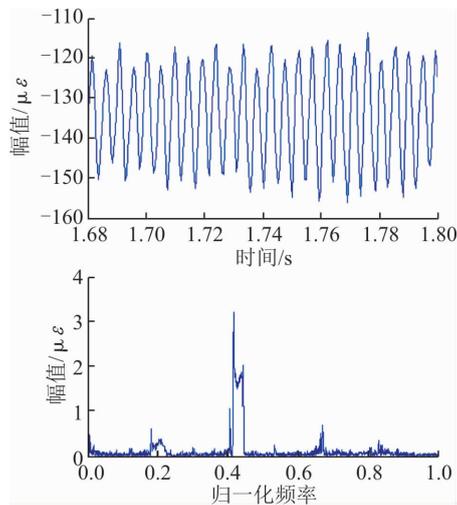


图7 60~64 s 机匣应变时域波形和频谱图

3.2.3 72~76 s 机匣应变数据分析

图8为油门杆稳定在 36° 、高低压转速稳定时段机匣应变频谱,时域波形与图6和7相似,无削波或毛刺出现。表3统计了图8中振动幅值较大的频率成分,可以看出,高压转速基频幅值依然最大,但与图6和图7对比,图8出现了 $2N_2 - N_1$ 、 $N_2 + N_1$ 高低压组合频率,并且幅值较大。在 $2N_2 - N_1$ 对应的频率点幅值为 $0.698 \mu\epsilon$,约为高压转子基频幅值的11.57%,在 $N_2 + N_1$ 对应的频率点幅值为 $0.936 \mu\epsilon$,约为高压转子基频幅值的15.51%。根据本文的理论分析可得出,发动机此时已经发生了转子-机匣碰摩。

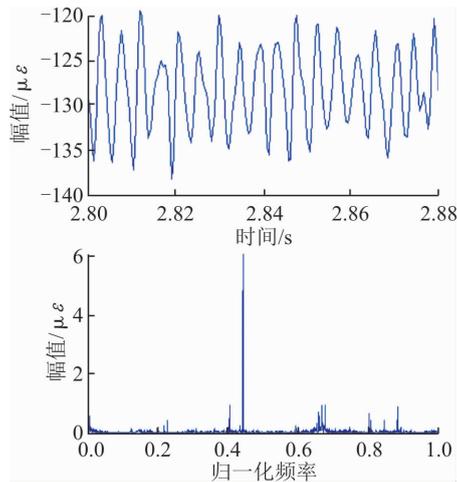


图8 72~76 s 机匣应变时域波形和频谱图

表3 72~76 s 机匣应变占优频率统计

归一化频率	0.220 3	0.395 1	0.432 0	0.643 6	0.644 1	0.652 0	0.652 3	0.661 1	0.864 3
幅值/ $\mu\epsilon$	0.439	0.949	6.034	0.698	0.468	0.424	0.936	0.961	0.918
特征频率	N_1	—	N_2	$2N_2 - N_1$	—	—	$N_2 + N_1$	—	$2N_2$

3.2.4 100~104 s 机匣应变数据分析

图 9 依然为油门杆稳定在 36°、高低压转速稳定时段应变时域波形和频谱图,可以看出时域波形仍为类正弦波形,同样无削波或者毛刺出现。

表 4 统计了图 9 中振动幅值较大的频率成分。可以看出高低压转速组合频率 $N_2 + N_1$ 幅

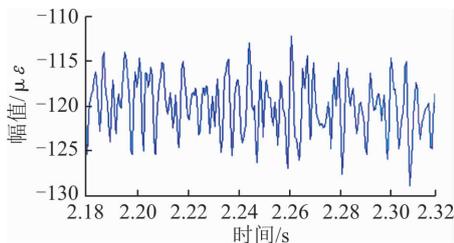


图 9 100~104 s 机匣应变时域波形和频谱图

表 4 100~104 s 机匣应变占优频率统计

归一化频率	0.221 3	0.394 5	0.432 2	0.643 6	0.653 3	0.653 9	0.864 8
幅值/ $\mu\epsilon$	0.439	0.827	4.836	1.008	0.931 1	0.690	1.119
特征频率	N_1	—	N_2	$2N_2 - N_1$	$N_2 + N_1$	—	$2N_2$

3.2.5 120~124 s 机匣应变数据分析

图 10 为油门杆稳定在 40.39°、高低压转速稳定时的机匣应变时域波形和频谱图,可以看出时域波形未出现削波或毛刺出现,表 5 统计了图 10 中占优频率成分,表 5 中未出现碰摩特征频率成分,此时发动机转静碰摩故障已消退。

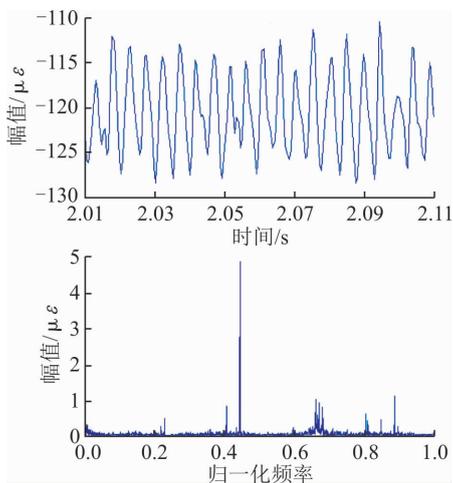


图 10 120~124 s 机匣应变时域波形和频谱图

表 5 120~124 s 机匣应变占优频率统计

归一化频率	0.236	0.394	0.444	0.806	0.945
幅值/ $\mu\epsilon$	1.082	0.794	2.239	0.711	0.637
特征频率	N_1	—	N_2	—	$4N_1$

3.3 发动机事后检查结果

飞行后发动机厂家对发动机流道进行了检查,结合该型发动机台架试车转静碰摩故障经验,判定:该架次飞行中发动机发生了高压转子-机匣碰摩故

值达到了 0.931 $\mu\epsilon$,约占高压转速基频幅值的 19.25%;高低压转速组合频率 $2N_2 - N_1$ 幅值达到了 1.008 $\mu\epsilon$,约占高压转速基频幅值的 20.84%,但高压转速基频幅值仍然是最大的。与 3.2.3 相同,转静碰摩仍然在持续发生且碰摩程度在缓慢加重。

障,证实了本文分析结论的正确性。另一方面,也验证了发动机出现高压转子-机匣碰摩或者低压转子-机匣碰摩时,都会出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率成分,因此不能单纯依据振动频谱出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率而确定高压转子-机匣出现碰摩,或者依据振动频谱出现 $\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率而确定低压转子-机匣出现碰摩。

综合 3 次飞行中该型发动机转静碰摩发生时,发动机油门杆角度、高压转速、低压转速曲线得出,转静碰摩不一定发生在发动机过渡态,有可能在油门杆角度、高压转速、低压转速稳定的状态下发生,这一点需要在飞行监控中引起重视。

4 结论

1)机匣应变信号能够准确灵敏的拾取发动机转静碰摩振动频率成分,是一种可靠且可行的识别发动机转静碰摩故障的测量方法;

2)发动机发生转静碰摩时,机匣振动频谱会出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 高低压转频组合频率成分,可以根据振动频谱是否出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 频率成分来判断转静碰摩的发生;

3)理论分析和实测数据分析表明:机匣振动频谱中出现 $m\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率成分并不能定位高压转子发生碰摩,同理,机匣振动频谱中出现 $\Omega_H \pm n\Omega_L$ 组合频率成分也不能定位低压转子发生碰摩。

参考文献(References):

[1] 郝晓乐,雷晓波,李密,等. 航空发动机典型任务剖

- 面归纳方法研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 14-19.
- HAO X L, LEI X B, LI M, et al. A Study of Inductive Method of Typical Mission Profiles of Aero-Engine[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 14-19. (in Chinese)
- [2] 马辉, 太兴宇, 李焕军, 等. 旋转叶片-机匣碰摩模型及试验研究综述[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2055-2069.
- MA H, TAI X Y, LI H J, et al. Literature Survey of Rub-Impact Model and Experiment of Rotating Blade and Casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2055-2069. (in Chinese)
- [3] 赵述元, 张群岩, 李飞行. 航空发动机试飞转-静子碰摩故障分析[J]. 现代机械, 2009(5): 24-26.
- ZHAO S Y, ZHANG Q Y, LI F X. Analysis of Aero-engine Rotor-Stator Rub-Impact Fault in Flight-Test[J]. Modern Machinery, 2009(5): 24-26. (in Chinese)
- [4] 符娆, 张群岩, 赵述元, 等. 航空发动机试飞中转静子碰摩故障信号处理的希尔伯特-黄变换(HHT)方法[J]. 噪声与振动控制, 2012, 32(2): 123-127.
- FU R, ZHANG Q Y, ZHAO S Y, et al. Signal Processing of Rubbing Trouble between Rotor and Stator of Aeroengines in Flight-Test Using Hilbert-Huang Transform[J]. Noise and Vibration Control, 2012, 32(2): 123-127. (in Chinese).
- [5] 廖明夫, 宋明波, 张霞妹. 转子/机匣碰摩引起的转子弯扭耦合振动[J]. 振动·测试与诊断, 2016, 36(5): 1009-1017.
- LIAO M F, SONG M B, ZHANG X M. Coupled Bending and Torsional Vibration Due To Rotor-Casing Contact[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2016, 36(5): 1009-1017. (in Chinese)
- [6] 刘书国, 洪杰, 陈萌. 航空发动机叶片-机匣碰摩过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1282-1288.
- LIU S G, HONG J, CHEN M. Numerical Simulation of the Dynamic Process of Aero-Engine Blade-to-Case Rub-Impact[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1282-1288. (in Chinese)
- [7] 陈果. 含碰摩故障的新型转子-滚动轴承-机匣耦合动力学模型[J]. 振动工程学报, 2009, 22(5): 538-545.
- CHEN G. A Dynamic Model for Rotor-Ball Bearing-Stator Coupling System with Rubbing Faults [J]. Journal of Vibration Engineering, 2009, 22(5): 538-545. (in Chinese)
- [8] 巩孟林, 陈卫, 钟也磐. PSO稀疏分解在齿轮信号故障特征提取中的应用[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(3): 13-18.
- GONG M L, CHEN W, ZHONG Y P. PSO Sparse Decomposition and Its Application in the Fault Signal Feature Extraction of Gear[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(3): 13-18. (in Chinese)
- [9] 晏砺堂, 王德友. 航空双转子发动机静件碰摩振动特征研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(2): 173-176.
- YAN L T, WANG D Y. Vibration Features from Rubbing between Rotor and Casing for a Dual-Shaft Aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 173-176. (in Chinese)
- [10] 陈果, 于明月, 刘永泉, 等. 基于倒频谱分析的航空发动机转静碰摩部位识别[J]. 机械工程学报, 2014, 50(7): 32-38.
- CHEN G, YU M Y, LIU Y Q, et al. Identifying Rotor-Stator Rubbing Positions Using the Cepstrum Analysis Technique[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(7): 32-38. (in Chinese)
- [11] 王俨凯, 王理, 廖明夫, 等. 双转子发动机转子-机匣碰摩振动特征研究[J]. 机械科学与技术, 2014, 33(4): 614-620.
- WANG Y K, WANG L, LIAO M F, et al. Exploring Vibration Characteristics of Dual-Rotor Engine's Rotor-to-Case Rub-Impact [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2014, 33(4): 614-620. (in Chinese)
- [12] 王四季, 廖明夫, 蒋云帆, 等. 对转双转子局部碰摩故障实验[J]. 推进技术, 2013, 34(1): 31-36.
- WANG S J, LIAO M F, JIANG Y F, et al. Experimental Study on Local Rub-Impact Fault of Counter-Rotating Dual-Rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(1): 31-36. (in Chinese)
- [13] 于明月, 陈果, 刘永泉, 等. 基于机匣应变信号的航空发动机转静碰摩部位识别[J]. 航空学报, 2013, 34(6): 1474-1483.
- YU M Y, CHEN G, LIU Y Q, et al. Aero-Engine Rotor-Stator Rubbing Position Identification Based on Casing Strain Signals[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(6): 1474-1483. (in Chinese)
- [14] 雷晓波, 李密, 张强, 等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1631-1638.
- LEI X B, LI M, ZHANG Q, et al. Direct Thrust Measurement Flight Test of Aero-Engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(7): 1631-1638. (in Chinese)
- [15] 雷晓波, 张强, 文敏, 等. 航空发动机安装节推力测量技术与试验[J]. 航空学报, 2017, 38(12): 21-28.
- LEI X B, ZHANG Q, WEN M, et al. Mount Thrust Measurement Technique for Aero-Engines and Its Tests[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 21-28. (in Chinese)