

# 航空发动机叶片 - 机匣碰摩故障的机匣振动加速度特征分析及验证

陈果<sup>1</sup>, 冯国权<sup>2</sup>, 姜广义<sup>2</sup>, 李成刚<sup>2</sup>, 王德友<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016; 2. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

**摘要:** 为了提取叶片机匣碰摩状态下的机匣振动加速度特征, 利用航空发动机转子系统模型的试验器, 进行了转子叶片 - 机匣的单个碰摩和偏摩试验, 通过频谱分析和倒频谱分析方法, 分析了机匣振动加速度信号的碰摩特征。结果表明, 机匣振动加速度具有明显的周期冲击特征, 其冲击频率为旋转频率与叶片数的积, 在频谱上出现了该冲击频率及其倍频, 冲击的大小受旋转频率调制, 在频率上表现出冲击频率及其倍频两侧出现了以旋转频率为间隔的边频带族。从倒频谱图中可以明显看出转频及其倍频的倒频率成分, 并用实际航空发动机试车数据验证了分析结果。

**关键词:** 碰摩; 叶片 - 机匣; 加速度信号; 航空发动机; 振动

中图分类号: TB132 文献标识码: A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2014.01.002

## Feature Analysis and Verification of Casing Vibration Acceleration for Aeroengine Blade-casing Rubbing Fault

CHEN Guo<sup>1</sup>, FENG Guo-quan<sup>2</sup>, JIANG Guang-yi<sup>2</sup>, LI Cheng-gang<sup>2</sup>, WANG De-you<sup>2</sup>

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** In order to extract the casing acceleration vibration characteristics under blade-casing rubbing, rotor blade-casing single-point rubbing and partial rubbing experiments were performed with aeroengine rotor test rig. By means of the frequency spectrum analysis and the cepstrum analysis methods, the casing vibration acceleration signals were analyzed in order to extract the rubbing faults' characteristics. The results show that the casing signals under rubbing have obvious impact characteristics; the impact frequency equals the product of rotating frequency and the number of blades; there is the impact frequency and its frequency doubling in the frequency spectrum; the size of impact is modulated by rotating frequency, so that there are families of side bands on impact frequency and both sides of frequency doubling, and the side bands' interval equals the rotating frequency. There are obvious frequency components of the rotating frequency and its frequency doubling in the Cepstrum. The analysis results are verified by using the actual aeroengine test data.

**Key words:** rubbing; blade-casing; acceleration signals; aeroengine; vibration

## 0 引言

为了继续提高航空发动机推重比和结构效率, 发动机转、静件间隙被不断缩小, 这就加剧了转静间的碰摩可能性, 其中叶片 - 机匣间的碰摩尤其突出。转、静碰摩故障的严重后果将使转、静子的间隙增大、轴承

磨损、叶片折断直至机械失效<sup>[1-4]</sup>。国内外学者对碰摩故障的动力学机理和碰摩试验进行了深入研究<sup>[4-16]</sup>, 认识了由碰摩故障导致的波形截头、倍频、分频以及混沌等特征和现象, 并通过试验验证了理论分析的正确性<sup>[7-9]</sup>。然而, 对于航空发动机而言, 其碰摩故障的主

收稿日期: 2013-12-24 基金项目: 国家自然科学基金(61179057)、国家安全重大基础研究项目(613139)资助

作者简介: 陈果(1972), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为航空发动机智能诊断及专家系统、航空发动机整机振动与转子动力学 E-mail: cgzyx@263.net。

引用格式: 陈果, 冯国权, 姜广义, 等. 航空发动机叶片 - 机匣碰摩故障的机匣振动加速度特征分析及验证[J]. 航空发动机, 2014, 40(1): 10-16, 78.  
CHEN Guo, FENG Guoquan, JIANG Guangyi, et al. Feature analysis and verification of casing vibration acceleration for aeroengine blade-casing rubbing fault[J]. Aeroengine, 2014, 40(1): 10-16, 78.

要特点在于 (1)机匣属于典型的薄壁结构 (2)主要体现为叶片 - 机匣碰摩 (3) 通常只能测取机匣的振动加速度,而无法得到转子上的振动位移。现有的理论分析和试验由于未充分考虑上述特征,难以直接应用于航空发动机的碰摩故障诊断。由此可见,研究叶片 - 机匣碰摩下机匣振动加速度信号特征和规律,对于有效地识别航空发动机碰摩故障具有重要实用价值。

本文通过航空发动机转子试验器的单点碰摩和偏摩试验,测取机匣振动加速度信号,进行叶片 - 机匣碰摩下的信号分析,获得转子叶片和机匣碰摩的特性和规律。最后,利用航空发动机实际试车过程中的碰摩故障数据进行了验证。

### 1 基于航空发动机转子试验器的碰摩特征分析

#### 1.1 航空发动机转子试验器碰摩试验简介

传统的碰摩试验没有考虑航空发动机的薄壁结构和转子 - 轮盘 - 叶片结构,因此,其碰摩特征难以与实际航空发动机的接近。本文利用中航工业沈阳发动机研究所设计研制的航空发动机转子试验器进行碰摩试验,该试验器在结构设计上首先考虑支承分布、机匣刚度分布和力的传递特征,在外形上与发动机核心机的机匣一致,尺寸缩小 3 倍;内部结构作了必要简化,将核心机简化为 0—2—0 支承结构形式,并设计了可调刚度支承结构以调整系统的动力特性;将多级压气机简化为单级盘片结构,在结构上形成转子 - 支承 - 叶盘 - 机匣系统。试验时用扳手拧碰摩螺栓,使碰摩环变形,从而与旋转的涡轮叶片产生单点碰摩,也可通过 1 个涡轮螺杆机构调整轴承位置使整个转盘相对机匣移动,从而使叶片 - 机匣偏摩。当碰摩严重时,会产生火花。

利用带机匣的航空发动机转子试验器进行不同部位的碰摩故障试验。机匣为航空发动机的薄壁结构,转子为转轴 - 轮盘 - 叶片结构,碰摩发生在涡轮机匣端。试验时在涡轮机匣处设计 4 个碰摩螺钉,实现 4 个部位的碰摩,沿涡轮机匣相应布置 4 个加速度传感器以采集机匣加速度信号,并在涡轮机匣上方设置径向 / 切向测点,比较碰摩时径向加速度和切向加速度的大小,同时进行转子偏向机匣一侧的偏摩试验。航空发动机转子试验器如图 1 所示,碰摩位置和涡轮机匣径向测点周向分布如图 2 所示,从图中可见以面向涡轮机匣为标准碰摩部位和传感器的安装方

向,表明 4 个传感器所对应的测试通道。碰摩试验数据见表 1,选取 2 天典型试验数据。

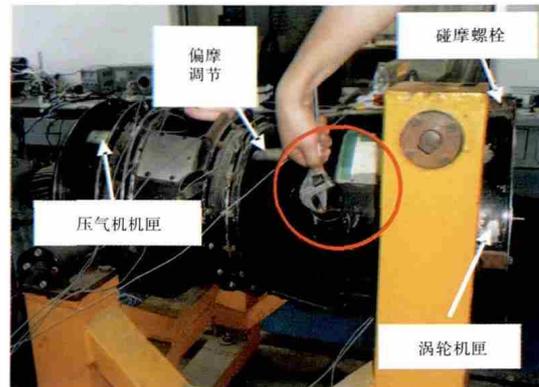


图 1 航空发动机转子试验器

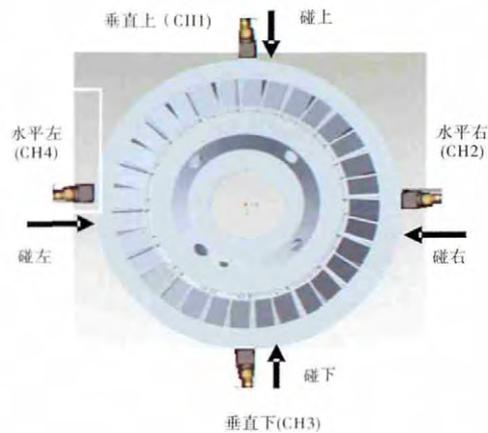


图 2 涡轮机匣径向测点周向分布

表 1 碰摩试验数据

碰摩形式	试验日期	试验次数	转速/(r/min)
单点碰摩	2012-05-12	3	1500
单点碰摩	2013-04-29	1	1200
偏摩	2013-04-29	2	1200

#### 1.2 单点碰摩时机匣测点响应分析

在垂直碰上的情况下,对 2012 年 5 月 12 日第 1 次试验垂直测点(CH1)的测试数据进行分析。试验转速为 1489 r/min=24.8 Hz,信号的时域波形如图 3、4 所示,其中,图 4 为图 3 的局部放大。信号频谱如图 5~7 所示,其中,图 7 为图 5 的局部放大 1,图 6 为图 5 的局部放大 2。信号的倒频谱如图 8 所示。

由于试验器采用的是转子 - 轮盘 - 叶片结构,当碰摩发生时,每个叶片将轮流碰撞碰摩点,当转子旋转 1 周时,这种作用将循环 1 次,因此,由碰摩引起的冲击频率为叶片数乘以旋转频率,即为叶片通过机匣的频率。由于转子在不平衡力激励下的涡动,碰摩

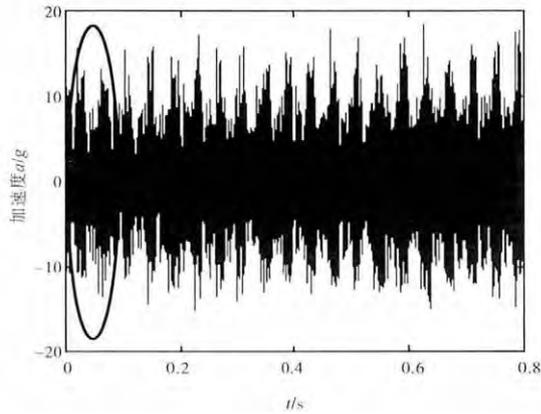


图3 CH1 碰上时域波形

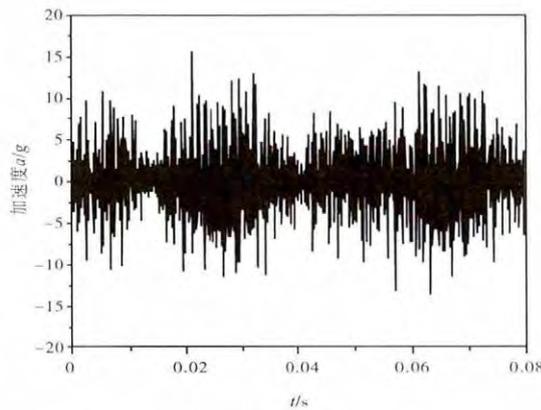


图4 CH1 碰上时域波形(图3局部放大)

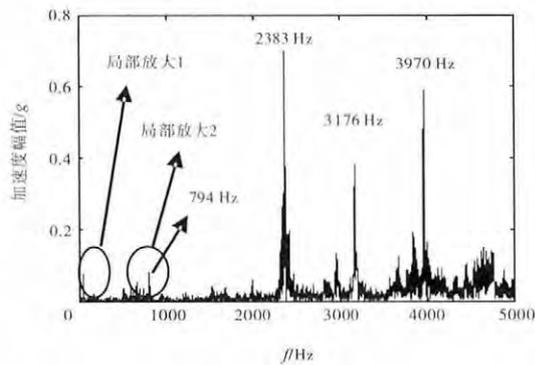


图5 CH1 碰上频谱

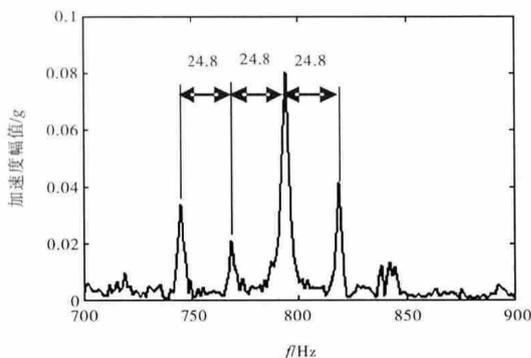


图6 CH1 碰上频谱(图5局部放大2)

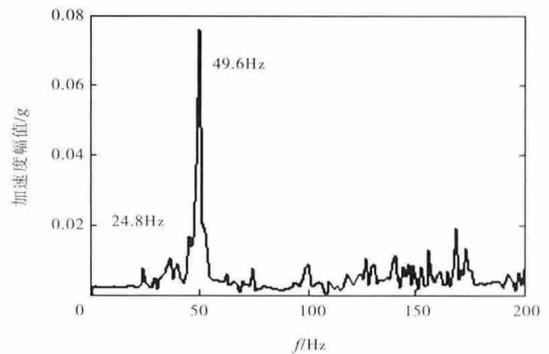


图7 CH1 碰上频谱(局部放大1)

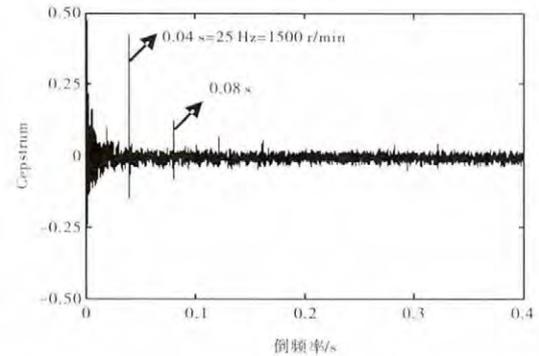


图8 倒频谱

冲击大小又受到旋转频率的调制,从而在频谱中表现出明显的调幅特征,即在叶片通过频率及其整数倍频附近存在边频带,其边频宽度为旋转频率。试验中试验器转速为 1489 r/min,旋转频率为 24.8 Hz,叶片数目为 32,叶片通过频率为 794 Hz,在图 5 表现出了叶片通过频率及其整数倍频,即 794、588、2382、176、3970 Hz,在这些频率值附近均存在许多边频,边频宽度为旋转频率 24.8 Hz,图 6 为在 794 Hz 附近的局部放大,从图中可以很明显地看出,794 Hz 附近的以 24.8 Hz 为间隔的边频。在倒频谱中出现了转频及其倍频对应的倒频率成分如图 8 所示。低频段频谱如图 7 所示,从图中可见碰摩引起了低频段的较大的倍频分量。

为了进行比较,在不碰的情况下,对 2012 年 5 月 12 日第 1 次试验的垂直测点(CH1)的测试数据进行分析。CH1 信号的时域波形(无碰摩)如图 9 所示,CH1 信号的频谱(无碰摩)如图 10 所示,CH1 信号的低频段频谱(无碰摩)如图 11 所示,CH1 信号的倒频谱如图 12 所示。对比图 3~8 可见,在无碰摩时,信号不存在叶片通过频率的整数倍频率成分,也不存在调制现象,在倒频谱中没有转频及其倍频对应的倒频率成分。另外,在低频段,碰摩时的机匣加速度特征主要表现为转频及其倍频分量,与不碰状态下相比,倍频分

量更为突出。

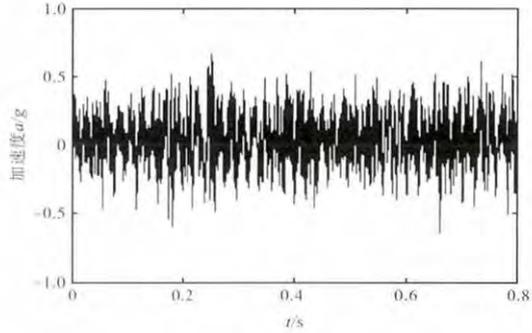


图 9 CH1 信号的时域波形(无碰摩)

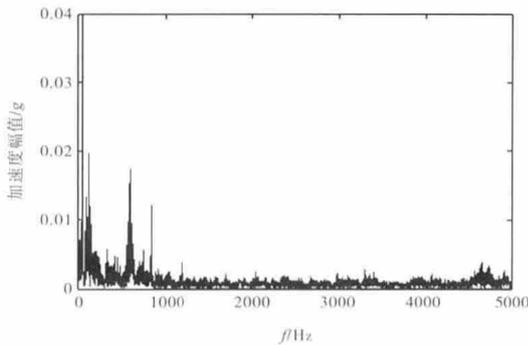


图 10 CH1 信号的频谱(无碰摩)

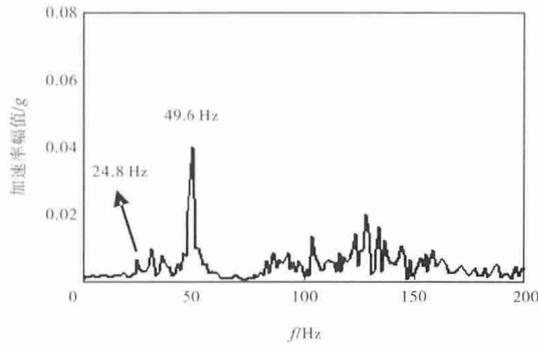


图 11 CH1 信号的低频段频谱(无碰摩)

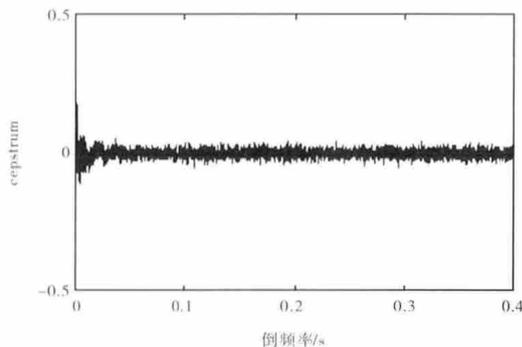


图 12 CH1 信号的倒频谱

### 1.3 偏摩时机匣测点响应分析

在偏右碰摩的情况下,对 2013 年 4 月 29 日第 1 次试验的涡轮机匣上方测点的测试数据进行分析。试验转速为 1199 r/min = 20 Hz, CH2 碰上时域波形如图

13 所示,其中,图 14 为图 13 的局部放大。其信号频谱分别如图 15、17 所示,其中,图 17 为图 15 的局部放大 1,图 16 为图 15 的局部放大 2。信号的倒频谱如图 18 所示。

从图中可见,偏摩时的机匣加速度信号特征与单点碰摩完全相同,具有周期冲击、且幅值受到旋转频率调制的特征,在频谱上出现了叶片通过频率及其整数倍频,在叶片通过频率及其整数倍频两侧存在调制

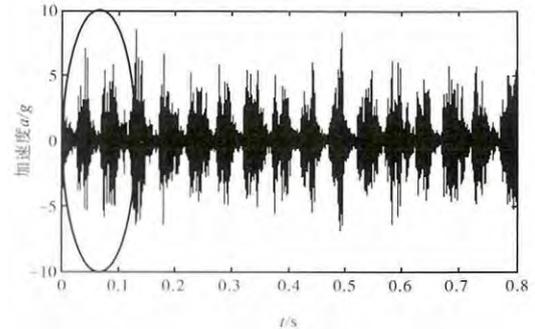


图 13 CH2 碰上时域波形

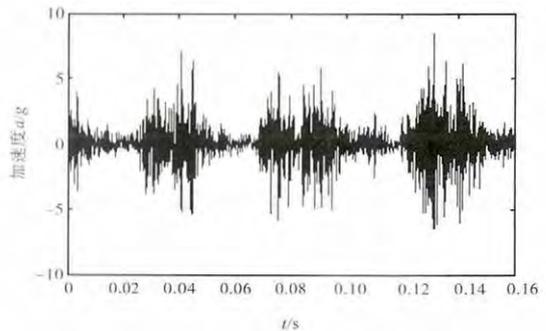


图 14 CH2 碰上时域波形(图 13 局部放大)

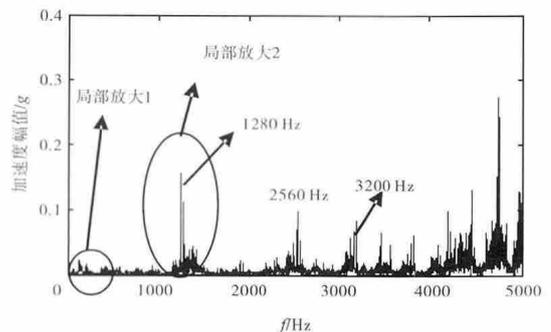


图 15 CH2 碰上频谱

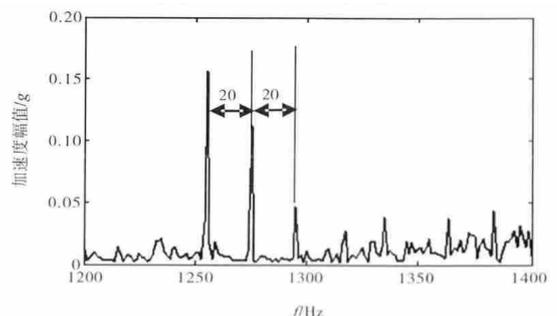


图 16 CH2 碰上频谱(图 15 局部放大 2)

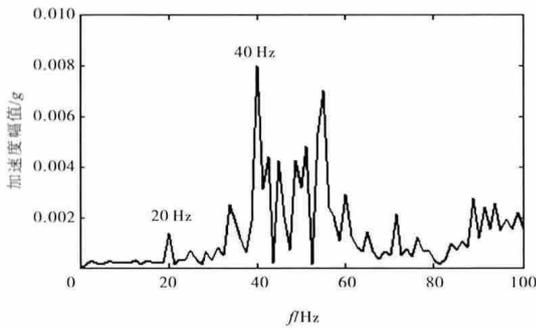


图 17 CH2 碰上频谱(图 15 局部放大 1)

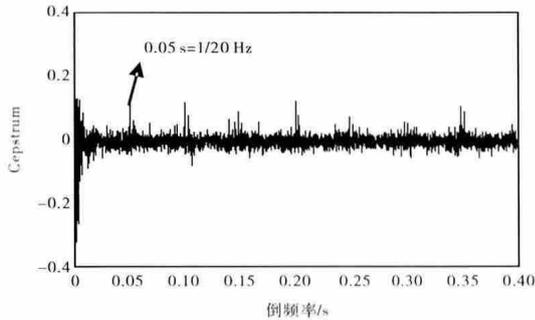


图 18 信号的倒频谱

边频,在倒频谱上出现了明显的转频及其倍频的倒频率成分。

## 2 航空发动机实际碰摩故障数据验证

### 2.1 发动机结构及原始振动信号

某弹用涡喷发动机的结构如图 19 所示,该发动机为一单转子 0-2-0 支承系统,包括 1 个压气机转子和 1 个涡轮转子。发动机仅仅前支点对应的中介机匣上布置了 1 个测点。该发动机在某次试车出现的振动超标时机匣振动加速度时间历程如图 20 所示。发动机的转速从 30000 r/min 上升到 50000、55000、58000 r/min,再回到 5000 r/min,最后回到 30000 r/min。

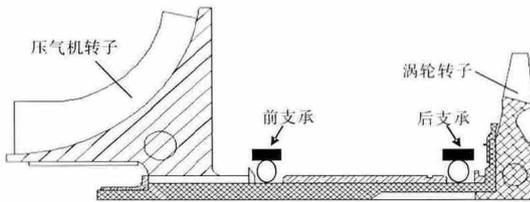


图 19 某型弹用发动机结构

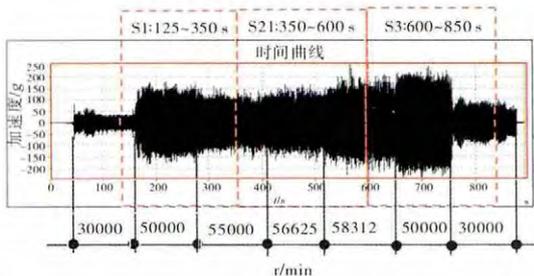
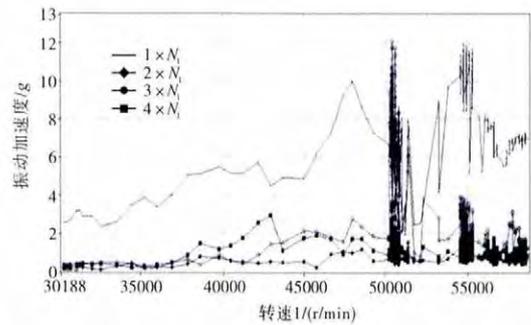


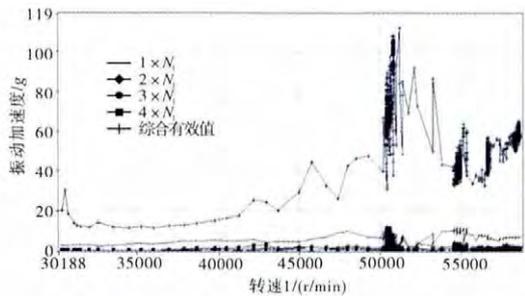
图 20 机匣振动加速度时间历程

### 2.2 发动机振动信号分析

振动加速度随转速的变化曲线如图 21 所示,其中图 21(a)为加速度 1×、2×、3×、4×分量随转速的变化关系曲线,图 21(b)为加速度 1×、2×、3×、4×综合有效值随转速的变化关系曲线。从图中可见 (1)转速从 30000 ~ 50000 r/min 变化过程中,振动值逐渐增大,在 50000 r/min 附近振动出现了很大的波动 (2)在除 50000 r/min 转速以外的所有转速范围内,1×分量均远大于 2×、3×、4×分量。而在 50000 r/min 转速附近,3×分量大于 1×分量。从图 21(b)中可见 50000 r/min 的振动有效值达到了 110g,明显高于其他转速区域。



(a) 加速度 1×、2×、3×、4×分量随转速的变化关系



(b) 加速度 1×、2×、3×、4×、综合有效值随转速的变化关系

图 21 转速 - 振幅曲线

将整个振动过程分为 S1:125~350 s、S1:350~600 s、S1:600~850 s 3 段。时间段 S1、S2、S3 的 3 维瀑布图分别如图 22~24 所示。从 3 维瀑布图中明显可见,在 3000 r/min 附近没有出现明显的 13 倍频,而在 50000、55000、56000、58000 r/min 等转速附近均出现了明显的 13 倍频。而该发动机压气机叶片数正好为 13 个。

转速为 50812 r/min 的频谱及其纵坐标放大如图 25~26 所示,转速为 54750、56625、58500 r/min 的频谱分别如图 27~29 所示。从图中可见,在 50812 r/min 时,13 倍频达到了 140g,且两侧出现了较大的 12 倍频和 14 倍频,即 13 倍频两侧出现了以转频为

间隔的调制边频。在低频段 3 倍频明显大于了 1 倍频。而在 54750 r/min 时,13 倍频仅为 25g,在 56625 r/min 时,13 倍频仅为 20g,在 58500 r/min 时,13 倍频仅为 40g。且 13 倍频两侧的 12 倍频和 14 倍频分量均很小。而在低频段也是 1 倍频分量明显高于 2 倍频和 3 倍频分量。

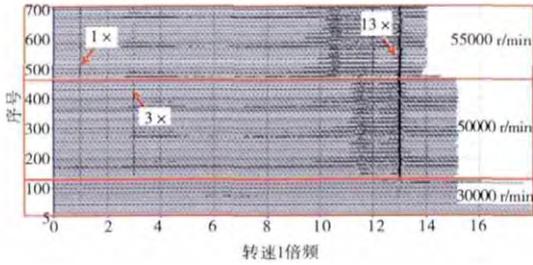


图 22 S1:125~350 s 段 3 维瀑布图

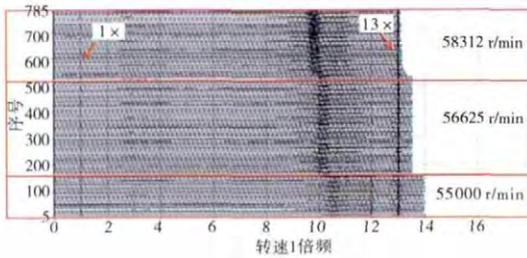


图 23 S2:350~600 s 段 3 维瀑布图

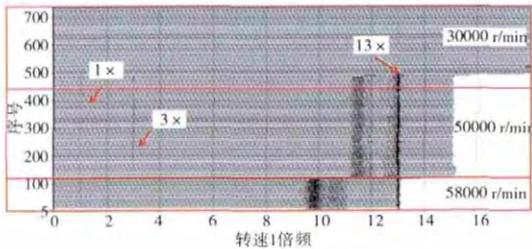


图 24 S3:600~850 s 段 3 维瀑布图

### 2.3 发动机振动信号分析结论

从振动信号分析中可以得出如下结论:发动机在 50000 r/min 附近出现转静碰摩,其需要依据和信号特征体现在:

(1)在转速为 50000 r/min 附近振动有效值高达 110 g;且振动出现剧烈波动。

(2)在转速为 50000 r/min 附近,叶片通过频率(即 13 倍频分量)剧增,由碰摩产生的 13 倍频分量叠加在由于气动力产生的 13 倍频分量上,从而导致该频率成分急剧增加,且碰摩程度越严重,该分量将变得越大。同时,在叶片通过频率附近将产生以转频为间隔的调制边频。而在其他转速下,虽然由于气动力



图 25 转速为 50812 r/min 阶次谱

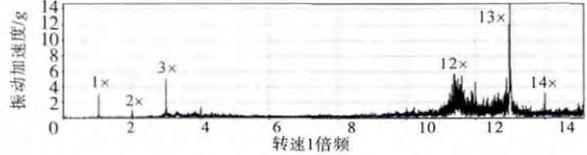


图 26 转速为 50812 r/min 阶次谱(图 25 纵坐标放大)

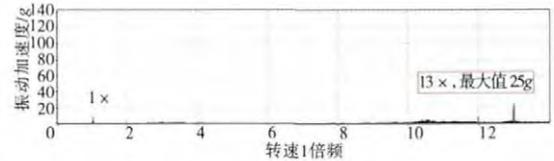


图 27 转速为 54750 r/min 阶次谱

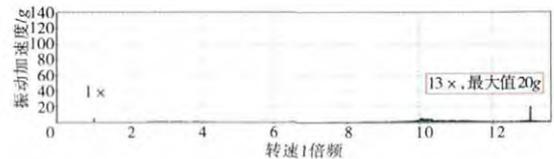


图 28 转速为 56625 r/min 阶次谱

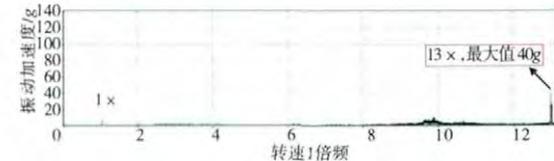


图 29 转速为 58500 r/min 阶次谱

产生的 13 倍频也存在,但是其分量基本在 40g 以下,且不存在边频。表明在其他转速下不存在碰摩。

(3)在 50000 r/min 附近,低频段振动出现 3 倍频分量明显高于 1 倍频,而在其他转速下均为 1 倍频分量明显高于 2 倍频和 3 倍频。

通过对发动机分解发现离心叶轮与离心机匣出现了刮蹭,有力地验证了诊断的正确性,同时,也充分验证了本文关于碰摩故障特征分析的正确有效性。

### 3 结论

通过航空发动机转子试验器的碰摩试验以及对实际试车数据的信号分析,得出了关于航空发动机叶片 - 机匣碰摩故障在机匣加速度测点的振动加速度信号特征,取得了如下研究结果:

(1)碰摩发生时,机匣振动加速度具有明显的周

期冲击特征,其冲击频率为叶片通过频率,即为旋转频率与叶片数的积,在频谱上出现了该叶片通过频率及其倍频,由于转子在不平衡力作用下产生涡动,从而导致冲击的大小受旋转频率调制,因此,在叶片通过频率及其倍频两侧出现了以旋转频率为间隔的边频带族。对比正常的无碰摩时的机匣振动加速度信号,可以看出,在无碰摩时,信号中不存在上述特征。

(2)在低频段,碰摩时的机匣加速度特征主要表现为转频及其倍频分量。与不碰状态下相比,倍频分量更为突出。目前,关于航空发动机的整机振动故障诊断主要依据信号的低频段进行分析,而忽视了高频段,而正是加速度信号的高频段蕴含了航空发动机的关于碰摩故障的重要信息。

(3)尽管实际航空发动机工作中气动力也将产生叶片通过频率,但是碰摩一旦发生,将导致叶片通过频率分量剧增,且在其两侧伴随有以转频为间隔的调制边频。

本文研究结果对于航空发动机实际故障诊断工作具有重要的借鉴意义和参考价值。

#### 参考文献:

- [1] 刘永泉,王德友,洪杰,等.航空发动机整机振动控制技术分析[J].航空发动机,2013,39(5):1-18.  
LIU Yongquan, WANG Deyou, HONG Jie, et al. Analysis of whole aeroengine vibration control technology [J]. Aeroengine, 2013, 39(5): 1-18. (in Chinese)
- [2] 王俨凯,王理,廖明夫.航空发动机整机测振中的基本问题分析[J].航空发动机,2012,38(3):49-53.  
WANG Yankai, WANG Li, LIAO Mingfu. Analysis of basic problems for aeroengine vibration measurement [J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 49-53. (in Chinese)
- [3] 姜广义,王娟,姜睿.航空发动机风扇机匣振动故障分析[J].航空发动机,2011,37(5):38-40.  
JIANG Guangyi, WANG Juan, JIANG Rui. Aeroengine fan casing vibration analysis [J]. Aeroengine, 2011, 37(5): 38-40. (in Chinese)
- [4] 航空发动机设计手册总编委会.航空发动机设计手册(第19分册):转子动力学及整机振动[M].北京:航空工业出版社,2000:208-226.  
Aeroengine Design Manual Compiling Committee. Aeroengine design manual (19th Ablum): rotor dynamics and whole-engine vibration [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000:208-226. (in Chinese)
- [5] Muszynska A, Goldman P. Chaotic responses of unbalance rotor bearing stator systems with looseness or rubs [J]. Chaos, Solitons and Fractals, 1995, 5(9):1683-1704.
- [6] 闻邦椿,武新华,丁千,等.故障旋转机械非线性动力学的理论与试验[M].北京:科学出版社,2004:44-54  
WEN Bangchun, WU Xinhua, DING Qian, et al. The nonlinear dynamics theory and experiments of rotating mechanism with faults[M]. Beijing: Science Press, 2004: 44-54 (in Chinese)
- [7] Chu F, Lu W. Experimental observation of nonlinear vibrations in a rub-impact rotor system [J]. Journal of Sound and Vibration 2005, 283(1): 621-643.
- [8] 卢文秀,褚福磊.转子系统碰摩故障的实验研究[J].清华大学学报(自然科学版),2005,45(5):71-73.  
LU Wenxiu, CHU Fulei. Experimental investigation of rotor rubbing faults[J]. Journal of Tsinghua University(Science and Technology), 2005, 45(5): 71-73. (in Chinese)
- [9] 高艳蕾,李勇,王德友.转子-机匣系统碰摩故障特征实验研究[J].航空发动机,2002,(4):16-21.  
GAO Yanlei, LI Yong, WANG Deyou. Experimental investigation of rotor-to-casing rubbing fault [J]. Aeroengine 2002, (4): 16-21. (in Chinese)
- [10] 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 Shuguo, HONG Jie, CHEN Meng. Numerical simulation of the dynamic process of aeroengine blade-to-case rub-impact [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (6): 1282-1288.(in Chinese)
- [11] 洪杰,刘书国,张大义,等.小型短寿命涡扇发动机涡轮叶片疲劳失效分析[J].航空动力学报,2012,27(3):604-609.  
HONG Jie, LIU Shuguo, ZHANG Dayi, et al. Fatigue failure analysis of turbine blade miniature short-life turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (3): 604-609. (in Chinese)
- [12] Turner K, Adams M, Dunn M. Simulation of engine blade tip-rub induced vibration[R]. ASME 2005-GT-68217.
- [13] Turner K, Dunn M, Padova M. Airfoil deflection characteristics during rub events [J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134: 1-7.
- [14] Chen G, Li C G, Wang D Y. Nonlinear dynamic analysis and experiment verification of rotor-ball bearings-support-stator coupling system for aeroengine with rubbing coupling faults[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power 2010, 132(1):1-9.
- [15] Williams R J. Simulation of blade casing interaction phenomena in gas turbines resulting from (下转第78页)

## 4 结束语

随着航空工业的跨越式发展,新型航空发动机会不断出现,其技术性能和费用结构可能会产生较大改变,因此随着时间的推移,建模所需的数据库还会不断得到充实,估算模型也会得到进一步的完善,这是参数法本身固有的特点,也是国际上多年来一直遵循不变的合理做法。

目前建立的模型仍只停留在军用涡喷/涡扇发动机的整机层次,还未建立1整套部件级、系统级的研制经费估算模型,需要在这方面开展进一步的工作。但是,这项工作需要大量的技术经济数据做支撑,需要改进和规范费用数据收集渠道和标准,需要积极开展费用估算技术的理论研究和经验交流。

另外,如何将参数化估算方法与工程实际紧密结合,是研究工作中的重点,使用基于工程化的参数估算PRICE软件将是今后发展的重要方向。目前,正在开展的PRICE软件在航空发动机领域的应用研究,以某大型涡扇发动机为研究对象,建立了详细的经费估算分解结构,已经取得了初步成效。今后还需做进一步的深化研究。

### 参考文献:

- [1] Michael S. Analysis of costs for the Joint Strike Fighter engine program[R]. New York:United States Government Accountability Office,2007.
- [2] 胡军. 航空发动机研制成本分析研究报告[R]. 北京:中国航空工业发展研究中心,2009.  
HU Jun. Aeroengine development cost analysis report[R]. Beijing: China Aviation Industry Development Research Center, 2009.(in Chinese)
- [3] 李俊秀. 飞机、发动机经济数据库及费用预测系统 [R]. 北京:中国航空系统工程研究所,1993.  
LI Junxiu. Aircraft, engine database and cost forecasting system [R]. Beijing:China Aerospace Systems Engineering Research Institute, 1993.(in Chinese)
- [4] 经济性课题组. 发动机全寿命费用分析研究总结[R]. 西安:

中国人民解放军空军工程学院,1991.

Economic Research Group. Summary of aeroengine life cycle cost analysis [R]. Xi'an:Chinese People's Liberation Army Air Force Engineering College,1991.(in Chinese)

- [5] 彭友梅. 航空发动机全寿命费用分析研究[R]. 北京:中国航空系统工程研究所,1997.  
PENG Youmei. Aeroengine life cycle cost analysis [R]. Beijing: China Aerospace Systems Engineering Research Institute, 1997.(in Chinese)
- [6] 李俊秀.航空发动机技术经济分析研究报告[R].北京:中国航空系统工程研究所,1996.  
LI Junxiu. Aeroengine technical and economic analysis report [R]. Beijing: China Aerospace Systems Engineering Research Institute,1996.(in Chinese)
- [7] 李屹晖. 军用航空发动机全寿命费用分析研究[R]. 北京:北京航空航天大学,2000.  
LI Yihui. Military aeroengine life cycle cost analysis [R]. Beijing: Beihang University,2000.(in Chinese)
- [8] Younossi O. Technology basics and cost-estimating methodology[R]. Santa Monica :RAND,2002.
- [9] Nelson G. An approach to the life cycle analysis of aircraft turbine engines[R]. Santa Monica :RAND,1979.
- [10] 张海涛,吴静敏. 航空发动机研制费估算方法研究[R]. 北京:中国航空工业发展研究中心,2010.  
ZHANG Haitao, WU Jingmin. Aeroengine development cost estimation method research [R]. Beijing: China Aviation Industry Development Research Center, 2010.(in Chinese)
- [11] Curry C. Engine life cycle cost modeling in the conceptual phase[R]. AIAA-75-1228.
- [12] Gibson J D S. Engine life cycle cost considerations during the validation phase[R]. AIAA-75-1289.
- [13] Sinigern W B. Engine life cycle cost[R]. AIAA-76-754.
- [14] Skira C A. Cost reduction of advanced turbine engines[R]. AIAA-95-3024.
- [15] Wanger W G. Apsicost-mdel and method for turbine engine design to life cycle cost[R]. AIAA-76-750.
- [16] 尹峰. 航空发动机研制费用测算方法分析[J]. 航空发动机,2013,39(3):89-94.  
YIN Feng. Calculation method of aeroengine development cost [J]. Aeroengine, 2013,39(3):89-94.

(上接第16页)

heavy tip rubs using an implicit time marching method [R]. ASME 2011-GT-45495.

- [16] Sinha S K. Non-linear dynamic response of a rotating radial

Timoshenko beam with periodic pulse loading at the free-end [J]. International Journal of Nonlinear Mechanics, 2005,40: 113-149.