

航空发动机转速传感器振动试验载荷确定及应用

王志会, 刘海年, 翟月, 张生

(中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘要:航空发动机成品振动试验多数参考振动环境试验相关标准执行, 没有真正意义上结合成品的振动特性与发动机实测振动环境确定振动试验载荷, 导致成品内场试验潜在问题没有暴露出来, 外场交付使用问题频发, 严重影响发动机可靠性水平。以某型发动机转速传感器为研究对象, 详细地阐述了转速传感器振动环境载荷确定的工作流程和方法, 提出了基于疲劳次数的正弦振动试验方法并完成了产品的试验验证, 发现了壳体裂纹、输出断路等故障, 将改进后的产品进行回归验证, 故障未再发生。基于实测数据制定的正弦振动试验方法, 对转速传感器的结构完整性进行了验证, 可为确定传感器类成品试验载荷和验证产品的可靠性水平提供新的方法。

关键词:转速传感器; 正弦振动; 试验载荷; 可靠性; 航空发动机

中图分类号: V216.3

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.03.016

Formulation and Application for Vibration Test Loading Spectrum of an Aeroengine Revolution Transmitter

WANG Zhi-hui, LIU Hai-nian, ZHAI Yue, ZHANG Sheng

(AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aeroengine accessory vibration was tested mostly according to correlative standards, in which the vibration test loads were not connected with vibration performance and vibration data of aeroengine, covering the potential problems in the test and frequently exposing in the external field that seriously influenced the level of aeroengine reliability. Take an aeroengine revolution transmitter as the object of the research, the process and method of confirming a revolution transmitter vibration environment loading was reported in detail. The sinusoidal vibration test method based on fatigue time was proposed and the product validation was demonstrated, finding out the faults including shell crack, wire turnoff. It worked well after regression testing. The structural integrity of the revolution transmitter was validated by the sinusoidal vibration test method based on measured data, in which a new method for confirming the test loading and validating reliability level of transmitter can be proposed.

Key words: revolution transmitter; sinusoidal vibration; test loading; reliability; aeroengine

0 引言

振动环境是航空发动机在寿命周期内必须承受的工作环境之一, 其振动激振力复杂、成品特性难以掌握^[1-2]。在国内发动机传感器产品的研制过程中, 成品振动试验多数参考 GJB150.16A-2009^[3]或 HB5830.5-84^[4]的相关标准执行。GJB150.16A 振动谱的主要能量集中在高压转子基频和倍频成分上, 当成品存在与高压转速相耦合的固有频率时, 才会从振动台吸入较大能

量, 造成损伤。HB5830.5 宽带随机振动谱的主要能量集中在中高频段区域, 在 230 ~ 1500 Hz 频段的能量较大, 对固有频率较高的成品造成损伤较大。振动标准中试验载荷具有一定的使用范围和倾向性, 不能充分模拟成品实际工作环境, 导致成品内场试验潜在问题无法暴露, 外场交付使用问题频发, 严重影响发动机可靠性水平。

国外发动机在研制过程中, 确定振动试验载荷和方法需要考虑发动机的工作环境和产品的固有特性,

收稿日期: 2015-12-19

作者简介: 王志会(1981), 男, 工程师, 主要从事发动机可靠性设计、分析和试验工作; E-mail: lianyu_1212@126.com。

引用格式: 王志会, 刘海年, 翟月, 等. 航空发动机转速传感器振动试验载荷确定及应用[J]. 航空发动机, 2016, 42(3): 82-87. WANG Zhihui, LIU Hainian, ZHAI Yue, et al. Formulation and application for vibration test loading spectrum of an aeroengine revolution transmitter[J]. Aeroengine, 2016, 42(3): 82-87.

据采集系统对电信号进行采集和截取。采用FFT变换和功率谱密度等分析手段,获得时域信号的频率特性,从而确定产品的振动响应特征^[13-14]。测试系统连接如图3所示。

1.2 试验载荷分析与统计处理

1.2.1 产品振动环境特性分析

根据1.1节建立的数据测量方法,完成了3台整机发动机在地面慢车、空中慢车、巡航、爬升、起飞状态等5个典型工况下的35次振动环境测量,地面慢车与爬升状态测量结果如图4、5所示。选择其中的30组测试数据作为载荷分析的有效数据。

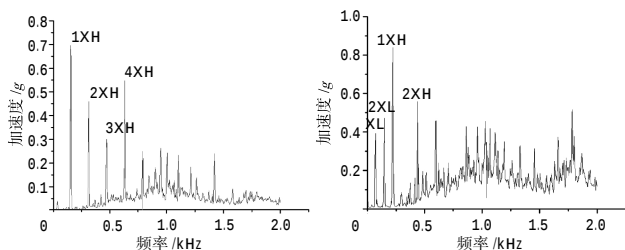


图4 发动机地面慢车振动测量结果

图5 发动机爬升状态的振动测量结果

通过对不同台份发动机试车过程中振动特性的分析,表明不同台份发动机转速传感器的振动环境和激励基本类似:均表现为低压转子不平衡及其谐波成分为1XL、2XL、30XL;高压转子不平衡及其谐波成分为1XH、2XH和4XH,且能量较大。

1.2.2 典型工况环境剖面的确定——频段划分

频段划分主要依据产品振动环境的频域特性,频率特性分析的结果表明:在14~90 Hz,主要体现发动机从地面慢车到起飞状态低压转子1倍频激励成分;在126~276 Hz,主要体现发动机从地面慢车到起飞状态高压转子1倍频和低压2倍频的激励成分;在1680~2000 Hz,体现巡航以上状态风扇叶片气动激励的影响。

1.2.3 试验样本确定

根据文献[15]的要求,样本量需满足

$$n = \frac{\ln \alpha}{\ln (1-p)} \quad (1)$$

式中: α 为显著性水平; p 为失效概率。

为了保证计算结果满足统计要求,本文选取置信度为0.95,可靠度为0.9,需要的样本量最少为28组,以确定产品不同频段的振动量值。

1.2.4 载荷统计及振动量值计算

按GJB/Z 126-99提供的正弦振动环境测量数据归纳方法,根据频段划分对分段后的振动加速度特征样本进行参数假设检验,通过式(2)、(3)对检验的样本计算均值、标准差和容差上限系数,获得统计数据特征,由此获得传感器的环境载荷,如图6、7所示。

$$A = \mu_A + K\sigma_A \quad (2)$$

$$K = \frac{t_{Q_p-1/(1-\alpha)} + Z_\beta \sqrt{\frac{Q_p-1}{\chi^2(Q_p-1); \alpha}}}{\sqrt{Q_p}} \quad (3)$$

式中: A 为容差上限; Q_p 为样本量; K 为容差系数。

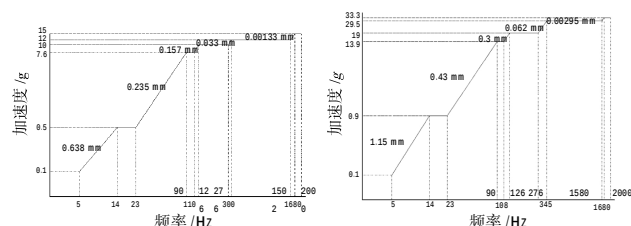


图6 发动机地面慢车状态的环境载荷谱

图7 发动机爬升状态的环境载荷谱

1.3 试验载荷的合成

按照文献[1]中第3章提供的可靠性试验载荷的确定方法,对产品在不同工况条件下的振动载荷进行加权处理,能够获得反映产品安装环境的振动载荷。

1.3.1 加权系数计算

依据GJB899A中给出加权系数的确定方法,对各工况进行加权计算。

根据各任务剖面 and 寿命剖面的特征参数,获得在发动机全寿命周期内各工况的停留时间所占百分比,见表1。其中,地慢占比表示地面慢车在每一任务剖面中所占百分比;任务百分比为该任务剖面在寿命剖面内所占时间的百分比。

表1 任务剖面及各工况比例

任务剖面	1	2	3	4
地慢占比	11.4%	14.3%	23.1%	13.6%
空慢占比	5.7%	7.1%	11.5%	9.1%
巡航占比	68.6%	66.7%	46.2%	68.2%
爬升占比	11.4%	9.5%	15.4%	6.8%
起飞占比	2.9%	2.4%	3.8%	2.3%
任务百分比	70%	15%	5%	10%

表中各任务剖面为:标准运输、最大运输组合;轻载远航程;空载转场;高原运输。

由表 1 可得到各工况在整个寿命周期内的工作时间比例系数即加权系数。以地面慢车为例,加权系数的确定方法为: $11.7\% \times 70\% + 14.3\% \times 15\% + 23.15\% \times 5\% + 13.6\% \times 10\% = 0.1264$ 。以此法对各工况进行加权系数求取,处理结果见表 2。

表 2 发动机不同工况的加权系数

工况	地慢	空慢	巡航	爬升	起飞	合计
加权系数	0.127	0.065	0.672	0.108	0.028	1.000

1.3.2 载荷谱合成

在已获得的各工况环境谱(置信度为 0.95,可靠度为 0.9)的基础上,根据各工况在全寿命周期内所占停留时间比例,采用加权叠加方法合成,获得转速传感器振动载荷谱,如图 8 所示。

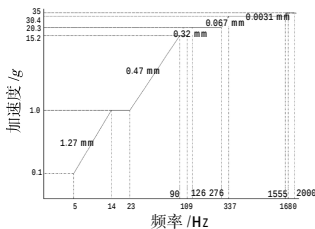


图 8 转速传感器振动载荷谱

1.4 试验载荷的修正

现有的测试数据是在发动机台架试车过程中测得的,考虑到发动机在外场使用过程中由使用条件差异导致的振动环境恶化,对测试载荷进行修正。发动机转速传感器振动限制值主要结合发动机内外场的振动测试数据获得统计极限值来确定。

1.4.1 发动机整机试车统计极限值

取置信度为 0.95,可靠度为 0.9,根据式(3)确定容差上限系数,根据不同台份发动机转速传感器的最大量值进行统计处理,确定整机试车的振动统计极限值为 35g(容差上限系数为 1.97)。

1.4.2 发动机外场试飞统计极限值

在获得发动机试飞数据的基础上,对外场试飞数据进行振动量值统计,确定转速传感器外场试飞的振动极限值为 42g(容差上限系数为 2.69)。

1.4.3 发动机振动载荷修正系数的确定

通过对比发动机内外场统计极限值,确定载荷修正系数为 1.2,按照该倍数对内场振动载荷进行放大。

1.4.4 修正后的试验载荷

修正后的振动试验载荷如图 9 所示。

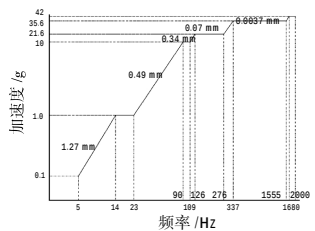


图 9 转速传感器振动试验载荷谱(修正后)

2 转速传感器振动试验要求及验证

2.1 试验要求

根据发动机总师单位提出的基于振动疲劳次数的试验要求,转速传感器需要按照发动机装机实际工作载荷进行研制,并在不同轴向累计完成振动疲劳 4×10^7 次,验证其结构完整性,振动试验要求如下。

2.1.1 共振检查

在 5 ~ 2000 Hz 范围内,以振幅为 0.3 mm(5 ~ 40 Hz)、加速度为 2g(40 Hz 以上)、扫描速率不超过 1.0 倍频程/min 的正弦扫描振动进行 3 轴向的共振检查,确定成品共振频率。共振频率定义为用于任何方向上放大因数(最大输出振幅与输入振幅之比)超过 2 倍的任一频率。

2.1.2 固定频率试验

对于已找到的共振频率,进行高周疲劳共振试验。固定频率驻留次数要求如下:

- (1) 5 ~ 90 Hz: 反映低压转子基频振动特性,该频段内的共振频率需进行至少 1×10^6 次的振动试验;
- (2) 90 ~ 276 Hz: 反映高压转子基频振动特性,该频段内的共振频率进行至少 3×10^6 次振动试验;
- (3) 276 ~ 2000 Hz: 反映高压转子倍频及风扇转子叶片气动激励,该频段内的共振频率需进行至少 1×10^7 次的振动试验。

产品如无共振频率,需要补充进行非共振点固定频率试验。如果在 5 ~ 276 Hz 内没有共振频率,需要以频率为 276 Hz 进行 3×10^6 次的振动试验;如果在 276 ~ 2000 Hz 内没有共振频率,需要以频率为 2000 Hz 进行 1×10^7 次循环的振动试验。

3.1.3 正弦扫描循环试验

产品在完成固定频率试验的基础上,需要进行 5 Hz 到 2000 Hz 再到 5 Hz 的正弦扫描循环试验,每个扫描循环为 2 h,等效振动次数为 2.4×10^6 次。振动扫描循环数为

$$N = [40 - (1 \times A) - (3 \times B) - (10 \times C)] / 2.4 \quad (4)$$

式中: N 为扫描循环数; A 为 5 ~ 90 Hz 范围内,进行固定频率试验的频率点数量; B 为 90 ~ 276 Hz 范围内,进行固定频率试验的频率点数量,如果没有共振频率,需要以频率为 276 Hz 进行振动试验,此时 B=1; C 为 276 ~ 2000 Hz 范围内,进行固定频率试验的频率点数量,如果没有共振频率,需要以频率为 2000 Hz 进行振动试验,此时 C=1。

2.2 试验过程

2.2.1 共振检查

共振频率的确定见表 3。

2.2.2 固定频率试验及载荷

由于产品的共振频率分布均在 1000 Hz 以上,按 2.1.2 节要求需要补充进行 276 Hz 下非共振点的固定频率试验;根据传感器安装位置的实测正弦振动载荷谱,确定传感器固定频率试验的振动次数及载荷,见表 4。

表 4 传感器固定频率试验的振动次数及载荷

方向	共振频率 / Hz	加速度 / g	循环数 / $\times 10^6$	累计循环数 / $\times 10^6$
X	276	21.6	3	33
	1125	35.6	10	
	1576	36.8	10	
	1723	42.0	10	
Y	276	21.6	3	33
	1245	35.6	10	
	1356	35.6	10	
	1805	42.0	10	
Z	276	21.6	3	33
	1090	35.6	10	
	1215	35.6	10	
	1345	35.6	10	

2.2.3 正弦扫描循环试验

正弦扫描循环试验需要在固定频率试验累计循环数的基础上,根据剩余疲劳次数确定扫描循环数 $N=[40-(1 \times 0)-(3 \times 1)-(10 \times 3)]/(2.4)=2.92$ 。对扫描循环数的计算结果 N 取整,确定每个轴向的扫描循环数为 3,则产品每个轴向累计的振动疲劳次数为 4.02×10^7 ,满足试验要求。

2.3 试验结果

在振动耐久试验过程中,产品完成了共振检查和定频试验。而在进行 X 轴向正弦扫描试验时,产品出现壳体裂纹、输出断路等故障现象,如图 10 所示。产品承制单位确认是由于焊缝结构强度不足导致壳体疲劳失效,线圈引线焊点在外壳裂纹处被拉断导致断路。承研单位针对暴露

表 3 传感器共振频率

方向	共振频率 / Hz
X(轴向)	1125—1576—1723
Y(周向)	1245—1356—1805
Z(水平)	1090—1215—1345

的故障和问题,采取改进焊接工艺、完善线圈绕制工艺等措施,改进产品制造工艺。

对改进后的产品再次进行试验验证,上述问题没再发生。交付后随发动机整机试车和外场试飞,功能性能完好,在使用过程中尚未发生故障,试验结果表明:产品不会因为振动导致疲劳破坏。

3 结论

本文结合航空发动机成品振动试验的现状,以转速传感器为研究对象,建立了转速传感器振动试验载荷确定的工作流程和计算方法,确定了基于发动机实测数据的正弦振动载荷谱,提出了基于疲劳次数的振动试验方法并完成了产品的试验验证。试验结果表明:该方法科学合理,考核有效,有利于提高成品的可靠性水平,对其他类型成品的振动试验载荷确定也具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] 王桂华,刘海年,张大义,等. 航空发动机成附件振动环境试验剖面确定方法研究[J]. 推进技术,2013,34(8):1101-1107.
WANG Guihua, LIU Hainian, ZHANG Dayi, et al. Study on formulating method for vibration environment test profiles of aero-engine accessories[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(8):1101-1107. (in Chinese)
- [2] 赵帅帅,陈立伟,彭康,等. 某型航空发动机振动环境统计[J]. 装备环境工程,2015,12(1):20-24.
ZHAO Shuaishuai, CHEN Liwei, PENG Kang, et al. Statistical estimation of vibration environment for a certain aero-engine [J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(1):20-24. (in Chinese)
- [3] 中国人民解放军总装备部. GJB150.16A-2009 军用装备实验室环境试验方法:第 16 部分 振动试验 [S]. 北京:中国标准出版社,2009:20-74.
The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. GJB150.16A-2009 Laboratory environmental test methods for military materiel-part 16:vibration test [S]. Beijing: Standards Press of China, 2009:20-74. (in Chinese)
- [4] 中航工业综合技术研究所. HB5830.5-1984 机载设备环境条件及试验方法[S]. 北京:中华人民共和国航空工业部,1985:13-17.
Chinese Aviation Composite Technology Research Institute. HB5830.5-1984 Environmental conditions and test methods for airborne equipment[S]. Beijing: Ministry of Aviation Industry of the People's Republic of China, 1985:13-17. (in Chinese)
- [5] The United States Naval Air Command. MIL-E-5007D: engines, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for military specification[S]. USA: Department of Defense, 1973:20-25.

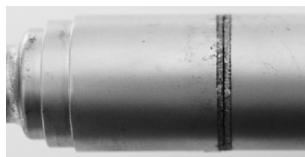


图 10 转速传感器壳体裂纹

- [6] 刘海年,刘志强,张大义,等. 航空发动机成品振动环境分析与试验载荷谱确定[J]. 航空维修与工程,2013(4):63-65.
- LIU Hainian, LIU Zhiqiang, ZHANG Dayi, et al. Study on the vibration environment characteristics and test spectrum of aero-engine accessories [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2013 (4): 63-65. (in Chinese)
- [7] 何峻,苏中高,刘芳. 航空发动机附件试验要求研究[J]. 航空工程进展,2012(4):468-475.
- HE Jun, SU Zhonggao, LIU Fang. Research on the requirements of aero-engine accessories' tests [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012(4): 468-475. (in Chinese)
- [8] 中国人民解放军总装备部. GJB/Z 126-99 振动、冲击环境测量数据归纳方法[S]. 北京:中国标准出版社,1999:2-11.
- The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. GJB/Z 126-99 The inductive methods for environmental measured data of vibration and shock [S]. Beijing: Standards Press of China, 1999: 2-11. (in Chinese)
- [9] 中国人民解放军总装备部. GJB899A-2009 可靠性鉴定和验收试验[S]. 北京:中国标准出版社,2009:118-143.
- The General Armament Department of the People's Liberation Army of China. GJB899A-2009 Reliability testing for qualification and production acceptance [S]. Beijing: China Standard Press, 2009: 118-143. (in Chinese)
- [10] 吴长波,敬发宪,崔海涛. 航空发动机振动传感器安装座振动特性数值分析方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2013(3):25-30.
- WU Changbo, JING Faxian, CUI Haitao. Numerical analysis method for vibration sensor mounting housing of an aero-engine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013(3): 25-30. (in Chinese)
- [11] 强宁. 基于 TMS320F2812 的航空发动机转速信号采集研究[J]. 电子测量技术,2008(11):76-79.
- QIANG Ning. Research of rotating speed detection of aero-engine based on TMS320F2812 [J]. Electronic Measurement Technology, 2008 (11): 76-79. (in Chinese)
- [12] 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. Basic problem of aero engine vibration measurement [J]. Aeroengine, 2012, 38 (3): 49-53. (in Chinese)
- [13] 苏尚美,冯国全,胡春艳,等. 某型航空燃气轮机整机振动分析[J]. 燃气轮机技术,2014(2):29-33.
- SU Shangmei, FENG Guoquan, HU Chunyan, et al. Vibration analysis of an aviation gas turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2014 (2): 29-33. (in Chinese)
- [14] 杨玲,王克明,张琼. 某型航空发动机整机振动分析[J]. 沈阳航空工业学院学报,2008(5):9-15.
- YANG Ling, WANG Keming, ZHANG Qiong. Vibration analysis of a turbofan aero-engine [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2008(5): 9-15. (in Chinese)
- [15] ISE/NFE/4/6. BS ISO12107 Metallic materials fatigue testing statistical planning and analysis of data [S]. Britain: Authority of the Standards Policy and Strategy Committee, 2003: 4-7.

(编辑:栗枢)