

航空发动机配套成品振动试验方法研究及应用

刘海年*, 王艺, 王志会, 张生

沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015

摘要: 为了缩短研制周期, 降低研制费用, 需制造出长寿命、高可靠性的航空发动机配套成品, 振动试验作为产品寿命期内必然经历的试验项目, 其试验方法的准确性直接影响产品交付后的质量。本文结合航空发动机成品振动试验的现状, 在对比分析了国内外相关标准正弦振动试验要求差异性的基础上, 结合国外产品研制中的振动试验要求, 提出基于疲劳次数的航空发动机成品振动试验方法。最后, 以发动机排气温度传感器振动试验方法为例, 分析试验方法的合理性。

关键词: 航空发动机; 振动试验; 正弦振动; 排气温度传感器;

中图分类号: V216.5

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453(2016)01-0021-05

振动环境是航空发动机寿命周期内一定承受的工作环境之一, 而因振动导致的成品失效问题在多个航空发动机中均有发生, 这不仅由于振动问题理论复杂、预测困难, 更重要的是目前国内针对航空发动机成品开展的振动环境试验方法研究较少, 并鲜有可供参考的公开资料^[1,2]。

目前, 国内发动机成品在研制过程中, 振动试验均按 GJB150.16-86 或 HB5830.5-1984 的相关要求进行, 但实践表明, 很多成品虽然通过了内场考核试验, 但在发动机整机试车和外场试飞时却暴露出大量问题, 这主要是由于所确定的振动环境试验方法没有充分考虑发动机的个性, 试验剖面针对性不足^[3,4]。国外发动机在研制过程中, 振动试验要求制定需要考虑发动机的工作环境和产品的固有特性, 进而考核验证产品的结构完整性^[5]。

本文对比分析国内外现行振动试验标准, 并结合国外试验要求, 提出基于疲劳次数的发动机成品的振动试验方法。最后以发动机配套温度传感器的振动试验方法为例, 对试验过程及结果进行分析说明, 论述试验方法的科学性与有效性。

1 国内外振动试验标准及要求对比

现行的振动试验方法主要包括正弦定频试验、正弦扫描试验、宽带随机振动试验、宽带随机叠加正弦定频试验等

方法^[6]。航空发动机成品研制过程中, 一般进行正弦扫描试验和随机振动试验, 正弦振动通常以加速度和频率的关系表示, 随机振动是以功率谱密度表示。由于国内发动机研制过程中的振动试验均是按照 GJB150.16 或 HB5830.5 的标准要求进行, 而上述试验要求来源于美军标 MIL-STD-810 系列标准中相关振动试验要求^[7]。此外, 民用发动机成品研制通常参照 RTCA DO160 系列标准^[8], 因此, 文中就这些标准中的振动环境试验方法进行对比分析, 为确定发动机成品振动试验要求提供参考。

1.1 国内外标准正弦振动试验要求对比

1.1.1 共振检查

共振检查的目的是确定产品在规定频率范围内发生机械共振的频率。不同标准中, 共振扫描的方法相似(为获得准稳态特性, 要求扫描速率越慢越好), 但对施加载荷大小的要求有所不同, 如: HB5830.5 中要求以振幅 0.3mm (10~40Hz)、加速度 2g (40Hz 以上)、扫描速率不超过 1.0 倍频程/min 的正弦扫描振动进行共振检查^[9]。DO160 系列标准中要求以加速度 0.5g, 扫描速率不超过 1.0 倍频程/min 的对数扫描进行, 国内发动机成品研制共振扫描一般按照 HB5830.5 的方法进行。

1.1.2 功能试验

功能试验的目的是确定产品在规定振动条件下工作性

收稿日期: 2015-08-11 录用日期: 2015-08-24

*通讯作者: Tel.: 024-24281592-81 E-mail: 283506493@qq.com

引用格式: LIU Hainian, WANG Yi, WANG Zhihui, et al. Investigation on vibration environment test method for aero-engine accessories and its application [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(01): 21-25. 刘海年, 王艺, 王志会, 等. 航空发动机配套成品振动试验方法研究及应用[J]. 航空科学技术, 2016, 27(01): 21-25.

能的适应性,检查产品是否会出现工作失灵、性能降低或其他异常现象。按照GJB150.16或HB5830.5的规定,功能试验首先进行一半时间的功能试验,然后进行耐久试验,接着再进行另一半时间的功能试验。试验时间每方向为1小时。产品在功能试验期间应处于额定工作状态,并检测产品在振动条件下的工作性能是否符合要求。DO160系列标准中没有功能试验,但该项试验要求与DO160系列标准中的标准振动中的正弦试验程序要求完全相同。

1.1.3 耐久试验

耐久试验的目的是确定产品在规定试验时间内能否承受预期的振动应力,有无设计和工艺缺陷及由此产生的结构完好性和性能问题^[9]。耐久试验包括固定频率试验和正弦扫描试验。

(1) 固定频率试验

根据扫频的试验结果选定试验频率,每一轴向的共振频率不超过4个时,均选为试验频率,如果多于4个,则选其中4个主要共振频率为试验频率。试验幅值为正弦扫描循环振动试验曲线上相应频率对应的振动幅值,试验时间为30min。此项试验的要求,DO160系列标准、GJB150.16或HB5830.5的振动试验要求完全一致。

(2) 正弦扫描试验

HB5830.5中正弦扫描耐久试验时间的确定是依据不同类型飞机和产品的寿命,如“喷气运输机耐久试验按6000飞行小时设计,则每个方向的耐久试验时间由4.5h换算,军用战斗机耐久性试验按1500飞行小时设计,则每个方向的耐久试验时间为3h换算”,但必须减去固定频率的试验时间。DO160系列标准和GJB150.16中明确试验时间为每个方向3h减去固定频率的试验时间,与飞机类型和产品的寿命无关。

1.2 国外成品研制中的振动试验要求

国外发动机研制过程中,配套成品的振动试验在满足DO160、MIL-STD-810等标准要求的同时,考虑发动机的工作特性及成品在全寿命周期内经历的振动疲劳次数,确定扫描循环次数。能够更有针对性的开展验证试验,成品研制过程中要求以振动加速度2g或0.3mm的双振幅进行10~2000Hz的振动扫描,确定产品不同方向的共振点,共振点的固定频率试验的振动次数及扫描循环试验循环数按表1进行,每个扫描循环2h,按照振动循环次数的计算公式(1)求得,相当于振动疲劳次数为 2.7×10^6 次。

$$N = \int_{f_1}^{f_2} \frac{df}{\beta} = \frac{f_2 - f_1}{\beta} = \frac{f_2 - f_1}{\frac{1}{t} \ln(\frac{f_2}{f_1})}$$

(1)

式中: f_2 为上限频率, f_1 为下限频率, t 为扫描时间。

1.2 振动疲劳次数对比

结合现有的国内外振动试验标准及要求,按照式(1)的计算方法可以对比GJB150.16、DO160、国外成品研制中的振动试验要求的疲劳次数,为确定发动机成品振动试验考核的疲劳次数提供指导。

1.2.1 GJB150.16和DO160振动疲劳次数

GJB150.16与DO160中的正弦振动试验方法一致,振动疲劳次数相同,计算结果如表1所示。确定振动疲劳次数为 $4.0 \times 10^6 \sim 1.58 \times 10^7$ 次,相比国外成品研制规范中振动试验要求的疲劳次数最低。

表1 GJB150.16和DO160中正弦振动疲劳次数
Table 1 Sinusoidal vibration fatigue numbers in GJB150.16 and DO160

共振点数量/轴向	共振点定频时间/h	扫描循环时间/h	扫描循环数	疲劳次数
4	0.5	1	3	$\leq 1.58 \times 10^7$
3	0.5	1.5	4.5	$\leq 1.28 \times 10^7$
2	0.5	2	6	$\leq 9.9 \times 10^6$
1	0.5	2.5	7.5	$\leq 6.98 \times 10^6$
0	0	3	9	4.06×10^6

1.2.2 国外成品正弦振动疲劳次数

按照同样的计算方法,国外成品正弦振动疲劳次数的计算结果如表2所示。从表2中可以看出国外成品振动试验疲劳次数一般要求为 $3 \times 10^7 \sim 4 \times 10^7$ 次,试验方法上在保证振

表2 振动试验要求及疲劳次数
Table 2 Vibration test requirements and fatigue numbers

共振点数量/轴向	共振点定频次数/轴向	扫描循环数	疲劳次数
3或4	10 ⁶ 循环, 10~100Hz	0	3×10^7 或 4×10^7
	10 ⁷ 循环,大于100Hz		
2	10 ⁶ 循环, 10~100Hz	4	3.08×10^7
	10 ⁷ 循环,大于100Hz		
1	10 ⁶ 循环, 10~100Hz	8	3.16×10^7
	10 ⁷ 循环,大于100Hz		
0	无	12	3.25×10^7

注:假设产品的共振频率在100Hz以上。

动疲劳次数的基础上,更加强调对产品共振点的考核,最终补充开展振动扫描试验。

1.2.3 对比结果

DO160与GJB150.16中的疲劳次数为 $4.0 \times 10^6 \sim 1.58 \times 10^7$ 次,试验方法上注重产品的扫描循环试验;但国外成品研制中,振动试验要求远高于通用标准,疲劳次数一般在 $3 \times 10^7 \sim 4 \times 10^7$ 次,试验方法上更加强调对产品共振点的考核,在满足共振点高周疲劳次数的基础上进行振动扫描试验,这种方法更能考核产品的抗高周疲劳能力。

2 航空发动机成品振动试验要求

在对比分析现有国内外试验标准的基础上,文中提出基于疲劳次数的发动机成品正弦振动试验要求,借鉴国外成品研制中的振动试验达到的疲劳次数,确定发动机成品不同轴向的振动疲劳次数为 4×10^7 次,考虑成品试验过程中需要模拟产品的工作状态,取消功能试验,验证产品的结构完整性,确定发动机成品振动试验要求如下。

2.1 共振检查

在10~2000Hz范围内,以振幅0.3mm(10~40Hz)、加速度2g(40Hz以上)扫描速率不超过1.0倍频程/min的正弦扫描振动进行三轴向的共振检查,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。

2.2 固定频率试验

对于找到的共振频率,在每个方向上选取共振响应振幅较大的4个共振频率,进行高周疲劳共振试验。固定频率驻留时间及次数如下要求:

- (1) 10~100Hz,反映低压转子基频振动特性,该频段内的共振频率进行至少 10^6 次的振动试验;
- (2) 140~300Hz,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) 400~2000Hz,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,需要补充开展非共振点固定频率试验。如果在10~100Hz或140~300Hz频率范围内,没有共振频率,需要在频率300Hz进行 3×10^6 次的振动试验;如果在400~2000Hz频率范围内,没有共振频率,需要在频率2000Hz进行 1×10^7 次循环的振动试验。

2.3 正弦扫描循环试验

成品在完成固定频率试验的基础上,需要进行10Hz到

2000Hz再到10Hz的正弦扫描循环试验,每个扫描循环2h,等效 2.7×10^6 次振动次数。振动扫描循环数的计算公式如下:

$$N=[40-(1 \times A)-(3 \times B)-(10 \times C)]/(2.7) \tag{2}$$

式中: N 为扫描循环数;

$A=10 \sim 100$ Hz范围内,进行固定频率试验的频率点数量;

$B=140 \sim 300$ 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,需要在频率300Hz进行振动试验,则 $B=1$;

$C=400 \sim 2000$ 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,需要在频率2000Hz进行振动试验,则 $C=1$ 。

3 实例应用

航空发动机排气温度传感器安装在低压涡轮机匣处,其主要功能测量低压涡轮第二级导向器进口排气温度。产品研制过程中按照技术协议要求进行振动试验,验证产品在预期的振动环境条件下结构完整性。

3.1 试验步骤

(1) 共振检查

按照2.1节方法对产品进行共振探查,确定共振频率如表3所示。

表3 传感器共振频率
Table 3 Sensors resonant frequency

轴向	共振频率
X(轴向)	1038Hz-1433Hz-1689Hz
Y(周向)	582Hz-1264Hz-1734Hz
Z(水平)	886Hz-1297Hz-1651Hz

(2) 固定频率试验及载荷

由于产品的共振频率分布均在500Hz以上,按3.2节要求需要补充300Hz的非共振点的固定频率试验;根据发动机涡轮机匣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,如表4所示。

(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,按照式(2)计算:

$$N=[40-(1 \times 0)-(3 \times 1)-(10 \times 3)]/(2.7)=2.59 \tag{3}$$

将对扫描循环数的计算结果 N 取整,确定传感器不同轴向的扫描循环数如表5所示,则产品每个轴向累计的振动疲劳次数为 4.11×10^7 次循环,满足试验要求。

表4 传感器固定频率试验的振动次数及载荷
Table 4 Sensors vibration numbers and payload in fixed-frequency test

轴向	共振频率 /Hz	加速度g	循环数 ($\times 10^6$)	累计循环数 ($\times 10^6$)
X轴	300Hz	20	3	33
	1038Hz	20	10	
	1433Hz	20	10	
	1689Hz	20	10	
Y轴	300Hz	20	3	33
	582Hz	20	10	
	1264Hz	20	10	
	1734Hz	20	10	
Z轴	300Hz	20	3	33
	886Hz	20	10	
	1297Hz	20	10	
	1651Hz	20	10	

表5 传感器扫描循环数
Table 5 Sensors scan cycle number

轴向	扫描循环数
X轴	3
Y轴	3
Z轴	3

3.2 试验结果

振动试验过程中产品工作正常,试验后荧光检查没有结构失效,分解后的目视检查没有损伤发生。产品交付后随发动机整机试车和外场试飞,功能性能完好,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。

4 结论

对国内外振动试验标准进行对比分析,提出振动试验要求,并通过实例说明试验方法的科学性,得到以下几点结论:

(1)对比分析国内外相关标准的正弦振动试验方法,给出了不同标准中正弦振动的疲劳次数,其中GJB150.16和DO160的振动次数最低,为 $4.06 \times 10^6 \sim 1.58 \times 10^7$ 次循环;

(2)在借鉴国外成品振动试验要求的基础上,提出基于疲劳次数的航空发动机成品正弦振动试验方法,确定试验的振动疲劳次数为 4×10^7 次循环;

(3)以发动机排气温度传感器振动试验为例,从试验要求制定,试验结果验证等方面阐述振动试验方法。试验结果表明,该方法更加科学合理,有利于提高产品的耐久性和可靠性水平。

AST

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] 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.
GJB150.16A-2009, Laboratory environmental test methods for military equipment: part 16 vibration test [S]. Beijing: China Standard Press, 2009. (in Chinese)

[4] 国防科学技术工业委员会. GJB150.16-86, 军用设备环境试验方法:振动试验[S].1986.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defense. GJB150.16-86, Environmental test methods for military equipment: Vibration test[S]. 1986. (in Chinese)

[5] MIL-E-5007D, Engines, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for military specification[S].USA: Department of defense, 1973.

[6] 张阿舟,张克荣,等. 振动环境工程[M].北京:航空工业出版社,1986,359-360.
ZHANG A'zhou, ZHANG Kerong, et al. Vibration environment engineering [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1986: 359-360. (in Chinese)

[7] MIL-STD-810F, Environmental engineering considerations and laboratory tests[S].

[8] DO-160, Environmental conditions and test procedures for airborne equipment [S]. USA: RTCA.

[9] 中华人民共和国航空工业部. HB5830.5-1984 ,机载设备环境

条件及试验方法[S]. 1985: 13-17.

PRC Aviation Industry Department. HB5830.5-1984 Environmental conditions and test methods for airborne equipment [S]. 1985: 13-17. (in Chinese)

作者简介

刘海年(1984—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:发动机可靠性设计、分析与试验工作。

Tel: 024-24281592-81

E-mail: 283506493@qq.com

Investigation on Vibration Environment Test Method for Aero-engine Accessories and Its Application

LIU Hainian*, WANG Yi, WANG Zhihui, ZHANG Sheng

Shenyang Engine Design Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: In order to shorten the development cycle and reduce development costs, the ability to manufacture long-life and high reliable aero-engine accessories become more and more important. As a necessary program in products' life cycle, vibration environment test's accuracy can affect quality after products' delivery. With consideration of aero-engine vibration environment test's state, contrastive analyzed the differences of vibration test standards between home and abroad, aero-engine accessories vibration test method based on fatigue numbers was proposed after combining with foreign products' vibration environment test requirements. At last, taking discharge temperature sensor's vibration environment test as an example, the method was proved reasonable after analyzing the test results.

Key Words: aero-engine; vibration environment test; sinusoidal vibration; discharge temperature sensor