

航空航天装备

一种飞机发动机影响区设备的可靠性 试验剖面设计方法

申加康, 张建军, 傅耘

(中国航空综合技术研究所, 北京 100028)

摘要: **目的** 准确制定飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面, 提出一种可靠性试验剖面设计方法。**方法** 结合飞机发动机影响区设备的振动“宽带随机信号叠加窄带尖峰信号”的特点, 采用工程截取等效法对实测振动数据分析归纳, 得到振动试验谱。然后根据振动应力简化原则和飞机典型任务状态的持续时间及其占整个任务剖面的时间比例得到振动应力条件, 并合成可靠性试验剖面。**结果** 使用此方法对某飞机发动机影响区设备的振动数据进行处理, 得到飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面。**结论** 提出的工程截取等效法非常适合发动机影响区设备振动信号的分离和归纳; 提出的可靠性试验剖面设计方法, 为飞机发动机影响区设备的可靠性剖面设计工作提供了新思路, 对飞机发动机影响区域设备的可靠性设计有重要意义。

关键词: 发动机影响区设备; 振动; 可靠性; 试验剖面; 信号分离

中图分类号: V216

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)07-0029-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.07.005

Design Method for Reliability Test Profile of Equipment in the Affected Area of Aircraft Engine

SHEN Jia-kang, ZHANG Jian-jun, FU Yun

(China Aero-Polytechnology Establishment, Beijing 100028, China)

ABSTRACT: In order to accurately formulate the reliability test profile of equipment in the affected area of aircraft engine, a design method for reliability test profile is proposed. According to the vibration characteristics of the equipment in the affected area of aircraft engine, which is consisting of broadband random signals and narrowband spike signals, the engineering interception equivalent method is used to analyze and summarize the measured vibration data to obtain the vibration test spectrum. Then, according to the duration of the typical mission state of the aircraft and the time proportion of the entire mission profile, the vibration stress conditions are obtained according to the simplification principle proposed in the article and the reliability test profile is synthesized. By using this method to process the vibration data of equipment near an aircraft engine, the reliability test profile of the equipment in the affected area of aircraft engine is obtained. The engineering interception equivalent method pro-

收稿日期: 2021-03-23; 修订日期: 2021-04-14

Received: 2021-03-23; Revised: 2021-04-14

基金项目: 典型航空装备平台环境因素数据积累与规律研究项目(HDHDW5901010401)

Fund: Supported by the Environmental Data Accumulation and Regularity Study of Typical Aviation Equipment Platform Program (HDHDW 5901010401)

作者简介: 申加康(1991—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为振动环境工程。

Biography: SHEN Jia-kang (1991—), Male, Master, Research focus: vibration environmental engineering.

引文格式: 申加康, 张建军, 傅耘. 一种飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面设计方法[J]. 装备环境工程, 2021, 18(7): 029-037.

SHEN Jia-kang, ZHANG Jian-jun, FU Yun, et al. Design method for reliability test profile of equipment in the affected area of aircraft engine[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(7): 029-037.

posed in this paper is very suitable for the separation and induction of vibration signals of equipment near the engine. The reliability test profile design method proposed in this paper provides a new idea for the reliability profile design of equipment in the aircraft engine affected area, and is of great significance for the reliability design of equipment in the aircraft engine affected area.

KEY WORDS: equipment in the affected area of aircraft engine; vibration; reliability; test profile; signal separation

飞机发动机影响区设备所经受的振动环境复杂,其振动信号主要由两部分组成:一是由气流扰动引起的宽带随机振动,二是由发动机转动引起的周期振动。由于飞机发动机的转速很难保持稳定,总是在一定范围内波动,导致振动信号中的周期频率也在一定范围内变化,使得振动信号在一定频率范围内形成“窄带尖峰”,因此形成了飞机发动机影响区设备的这种“宽带随机信号叠加窄带尖峰信号”振动特征。目前,尚无针对此类振动信号的可靠性试验剖面设计方法。

目前已经有不少标准对振动数据的分析归纳和制定可靠性试验条件作了规定和方法推荐。对于振动数据的分析归纳方法,可参考的标准有 GJB 150.16A—2009^[1]、GJB/Z 126—99^[2]、GJB/Z 181—2015^[3]、HB 20236—2014^[4]和 HB 20237—2014^[5];对于制定可靠性试验条件的方法,可参考 GJB 899A—2009^[6]。国内不少专家学者也对振动数据的分析归纳以及可靠性试验剖面的制定进行了研究。龚庆祥^[7]利用振动状态时间谱方法确定了飞机的振动试验条件。张书明等^[8]通过对实测振动谱数据处理方法的研究,得到了满足制定环境可靠性试验的振动条件。雷晓波等^[9]给出了周期振动和随机振动试飞数据归纳方法。孙灿飞等^[10]利用时域平均理论对直升机周期振动信号进行了提取和分析。莫昌瑜等^[11]给出了一种基于实测数据的舰船设备可靠性试验剖面设计方法。王学孔^[12]等总结了利用实测数据制定可靠性试验剖面的一般方法。刘东升等^[13]运用疲劳等效理论,提出了一种基于可靠性试验的振动数据归纳方法。孙志安^[14]基于应力修正技术和剖面合成原理得到了装备的综合环境试验剖面。以上标准和文献中的振动数据分析归纳以及可靠性试验剖面制定方法,要么是针对随机振动数据,要么是针对周期振动数据,而飞机发动机影响区设备所处的振动环境同时存在宽带随机信号和窄带尖峰信号,这就导致上述标准和文献中的方法不完全适用飞机发动机影响区设备的振动数据分析归纳和可靠性试验剖面制定。

王桂华等^[15]给出了一种航空发动机成附件的可靠性试验剖面确定方法,此方法中各个阶段的振动应力谱型是统一的,这对于发动机转速恒定的情况是合适的,但对于飞机发动机转速波动的情况是不恰当的。通常,发动机转速与功率设定(空转、巡航、最大值、启动等)有关,统一谱型对于准确制定试验谱

型(特别是窄带尖峰频带范围内的谱型)是不利的。鉴于此,有不少专家学者在对这种信号进行统计归纳之前,先进行了宽带随机信号和窄带尖峰信号的分离。例如,黄华国^[16]在研究液体火箭发动机的随机振动时,利用国标算法确定了信号中的周期与随机分量,并将周期和随机信号分离。张曾锡等^[17]在直升机振动周期分量的随机性研究中,同样采用国标算法进行了周期和随机成分分离。郭胜利^[18]在进行直升机载外挂振动信号处理时,对比了国标算法、自相关函数分析法和工程截取法。这3种方法或是对分离周期信号精度很高,或是对分离随机信号精度很高,没有一种方法能够同时精确分离周期信号和随机信号。陆巧云^[19]设计使用V型滤波器和梳状滤波器实现了振动信号中的随机和随机成分的分离,但这种方法适用于周期成分频率不变的信号,并不适用于飞机发动机附件设备的信号分离。

文中针对飞机发动机影响区设备的振动信号特点,提出了一种可靠性试验剖面设计方法。此方法通过对振动信号中的宽带随机信号和窄带尖峰信号进行分离—对分离后的信号分别归纳并进行谱合成—制定可靠性试验剖面等一系列步骤,解决了飞机发动机影响区设备振动信号难以进行可靠性剖面设计的问题,并给出了工程案例。此方法对于飞机发动机影响区设备的可靠性试验研究具有重要意义,并可为其他具有宽带随机信号叠加窄带尖峰信号特点的装备平台振动环境数据的可靠性剖面设计提供借鉴。

1 一般流程

根据文献[2-6]的有关规定,制定振动试验条件包括3个阶段,即数据预处理与分析阶段、数据归纳阶段和振动应力简化与合成阶段。如果实测数据未覆盖所有状态,那么还需要利用实测数据进行振动预计,具体方法参见文献[20]。

考虑到飞机发动机影响区设备振动宽带随机叠加窄带尖峰的特点,提出了一种适用于飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面设计的一般流程,如图1所示。主要步骤包括:

1) 对比分析实测飞行剖面是否覆盖典型任务剖面,如果覆盖,则选取与典型任务剖面飞行状态相同的实测状态;如果未覆盖,则选取与典型任务状态动压、发动机转速相似的实测飞行状态。

2) 根据与典型任务剖面飞行状态对应的实测飞行状态, 选取对应的振动数据样本。

3) 对振动样本进行数据预处理, 并进行数据修正, 主要包括剔除异常信号、去除虚假趋势。

4) 振动数据检验, 包括平稳性检验、各态历经检验、正态性检验和周期性检验。

5) 对振动数据进行集合检验, 归并属于同一总体的测量通道, 形成特征样本集。

6) 对振动信号进行周期分量的辨识与分离, 得到分离后的窄带和宽带信号功率谱密度。

7) 分别对相同状态的窄带和宽带功率谱密度进行归纳, 得到振动实测上限谱。通过工程化处理, 将实测谱转化为规范谱。

8) 将窄带和宽带的规范谱叠加, 得到各个状态的规范谱。

9) 考虑振动数据的不确定系数, 确定各个状态的振动试验谱。

10) 对各个状态的振动试验条件进行合成和简化, 并考虑温度应力、湿度应力和电应力, 得到可靠性试验剖面。

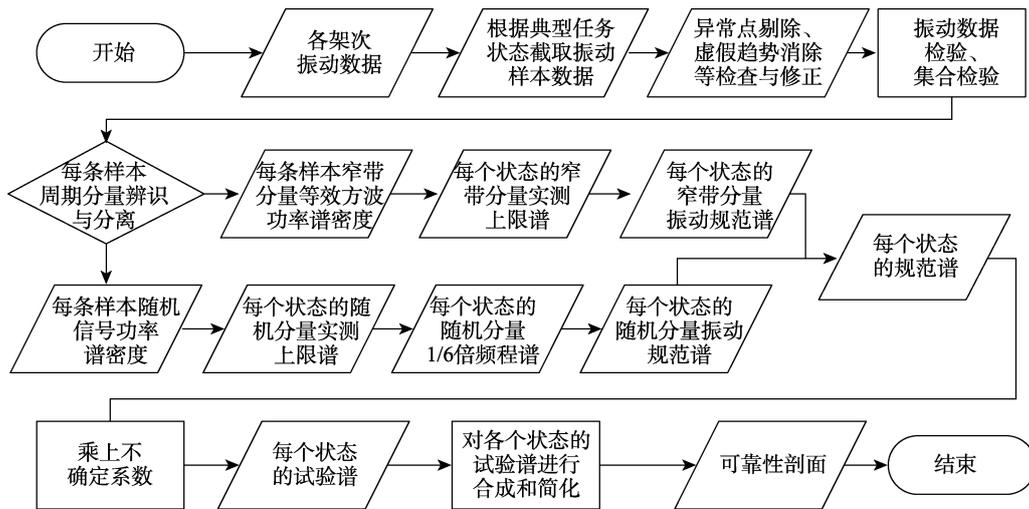


图 1 飞机发动机影响区设备可靠性试验剖面设计流程

Fig.1 Design Flow Chart of Reliability Test Profile of Equipment Near Aircraft Engine

2 关键处理方法

文中提出的飞机发动机影响区设备与其他飞机设备的可靠性试验剖面设计流程差异主要体现在两方面: 一是增加了宽带随机信号和窄带尖峰信号分离的处理方法; 二是可靠性试验剖面的合成方法不同。下面对这两方面内容进行详述。

2.1 宽带随机信号和窄带尖峰信号的分离

分离宽带随机信号和窄带尖峰信号一般分为两步: 周期分量辨识与确定; 分离宽带随机信号和窄带尖峰信号。

2.1.1 周期分量辨识与确定

飞机发动机影响区设备经受窄带尖峰振动是由发动机桨叶旋转产生的, 其本质是周期成分。判断一段振动信号是否含有周期成分, 可采用变带宽谱分析方法。其方法如下: 用 2 种不同的频率分辨率带宽对同一信号进行功率谱密度分析, 周期分量的功率谱密度值会改变, 频率分辨率越高, 周期分量的功率谱密度越大, 而随机分量的功率谱密度不随频率分辨率改变而改变。因此, 只需 2 次不同频率分辨率的功率谱密度分析, 即可辨识出周期分量。

辨识出周期分量之后, 可对振动信号进行傅里叶谱分析, 进而可确定周期分量的频率和幅值。由于飞机发动机转速的波动, 造成周期频率的波动, 因此, 需对各个状态集合内所有样本的周期成分频率进行分析之后, 才能确定周期频率带宽范围。一般情况下, 周期频率范围的上限和下限不超过中心频率的 $\pm 5\%$ ^[1]。

2.1.2 宽带随机信号和窄带尖峰信号的分离

文献[20]中介绍了一种分离正弦振动分量与随机振动分量的方法——工程截取法, 是一种近似的工程处理方式。一般情况下, 当分析频宽足够小时, 在功率谱密度图上正弦分量十分突出, 并且正弦分量两侧存在明显的转折点。将波动带宽内的正弦分量拦腰截掉, 剩余部分即为随机分量的功率谱密度。工程截取法对于分离随机信号的精度很高, 但功率谱密度的周期分量峰值没有意义, 因此工程截取法不能用于分离周期信号。

在处理数据时, 工程截取法具有方法简单、计算快速的优势。文中借鉴工程截取法思想, 提出了一种适合发动机附件分离宽带随机信号和窄带尖峰信号的方法, 此方法不仅保留了工程截取法的优势, 而且能够分离周期信号。文中暂将其命名为工程截取等效法, 具体过程如下:

工程截取等效法如图 2 所示,将在一定频率范围 $[f_1, f_2]$ 内变化的周期信号看作窄带随机信号,通过功率谱密度曲线上 f_1 和 f_2 对应的点连一条直线,则在 $[f_1, f_2]$ 范围内,位于直线上方的面积(浅色阴影部分)可看作是窄带分量的能量,位于直线下方的面积(深色阴影部分)可看作是宽带分量的能量。对于窄带分量,

按照面积相等的原则等效成“方波”状的谱型,其面积等于原功率谱密度在此频率范围内的面积减掉剩余部分的随机成分谱型在此频率范围内的面积,在 $[f_1, f_2]$ 范围之外的点的幅值置为 0 即可。对于宽带分量, $[f_1, f_2]$ 范围内的这条直线和其余部分的功率谱密度组成宽带分量的功率谱密度。

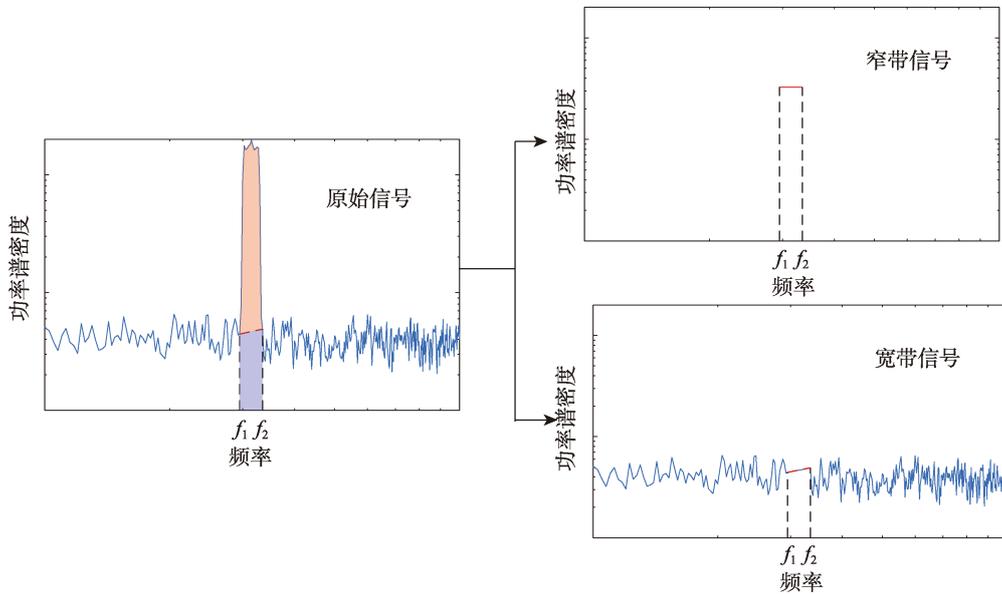


图 2 工程截取等效法示意
Fig.2 Schematic diagram of engineering interception equivalent method

对于分离后的宽带分量,可参照文献[5]中的方法进行实测上限谱归纳。得到宽带分量的实测上限谱后,计算其 1/6 倍频程谱,以对其进行光滑处理,然后工程化处理得到宽带分量的规范谱。对于分离后的窄带分量,由于已进行过等效处理,窄带分量的谱型已经是“规范化”的,只需对其进行归纳得到窄带分量的实测上限谱,即可得到窄带分量的规范谱。将宽带分量和窄带分量的规范谱叠加,即可得到合成的规范谱。然后乘以振动数据的不确定系数,得到振动试验谱。此处不确定系数包括载荷分散系数、安全系数和试验量值因子,具体涵义以及计算方法参见文献[21]。

2.2 可靠性试验剖面的合成

飞机发动机的转速范围与飞机的任务状态(如起飞、爬升、平飞等)密切相关,因此在一次飞行任务中,发动机的转频及其谐波频率会在较大范围变化,所以必须要用带有不同窄带范围的几个谱来表示所有这些在发动机寿命期内遇到的不同功率条件。参考 GJB 899A—2009 中喷气式飞机可靠性试验剖面的确定方法,给出适合飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面确定方法。

对于任务类型较多的飞机,其任务剖面较多(见表 1),且每个任务剖面的任务状态也较多(见表 2、表 3)。因此,可将各个任务剖面中特性参数(飞行高度、马赫数、动压、发动机转速等)相近的任务状

态(飞行过程中)合并,形成典型任务状态。例如,表 2 任务剖面 A 和表 3 任务剖面 B 中爬升和下降状态的特性参数相近,合并为典型任务状态 DX-01。由于起飞状态特殊,不能与其他状态合并。典型任务状态一般不能少于 5 个且必须包含起飞状态。典型任务状态见表 4,其中典型任务状态时长占寿命期百分比是根据各典型任务状态时长在各个任务剖面时长中的比重以及任务剖面时长在寿命期中的比重加权平均得来的。

对应表 4 中的典型任务状态,从实测数据中截取足够多的振动样本。经过数据预处理、数据检验、宽带窄带信号分离、归纳和考虑不确定系数等步骤,得到各个典型任务状态的振动试验谱,然后合成可靠性试验剖面。由于现有的试验技术可以做到在试验过程中按时间顺序切换多个谱型,因此在制定可靠性试验剖面时,不必拘泥于谱型统一。

表 1 某型飞机任务剖面数据特征
Tab.1 Data characteristics of a certain aircraft mission profile

任务剖面序号	任务剖面名称	任务剖面时长占寿命期百分比/%
1	剖面 A	15
2	剖面 B	15
3	剖面 C	40
4	剖面 D	30

表 2 任务剖面 A 数据特征
Tab.2 Data characteristics of mission profile A

任务状态	时长/min	飞行高度/m	表速/(km·h ⁻¹)	动压/kPa	发动机转速/%	典型任务状态
起飞	1.5	0~1000	0~500	5.9	100	QF
爬升	10	2000	800	29.5	95	DX-01
平飞	30	12000	900	27.2	85
.....
下降	5	2000	800	29.5	95	DX-01
着陆	3	1000~0	500~0	5.9	50
总时长	100					

表 3 任务剖面 B 数据特征
Tab.3 Data characteristics of mission profile B

任务状态	时长/min	飞行高度/m	表速/(km·h ⁻¹)	动压/kPa	发动机转速/%	典型任务状态
起飞	1.5	0~1000	0~500	0~11.8	100	QF
爬升	10	2000	800	29.5	95	DX-01
平飞	20	11000	850	26.0	85
.....
下降	15	2000	800	29.5	95	DX-01
着陆	3	1000~0	500~0	11.8~0	50
总时长	300					

表 4 典型任务状态示例
Tab.4 Examples of typical task states

典型任务状态	状态时长占寿命百分比/%	飞行高度/m	表速/(km·h ⁻¹)	动压/kPa	发动机转速/%	典型任务状态
QF	2	0~1000	0~500	0~11.8	100
DX-01	11	2000	800	29.5	95
.....
DX-04	3	1000~0	500~0	11.8~0	50

由于振动应力条件需要参考温度应力各个阶段的持续时间, 因此在进行振动应力设计之前, 先要完成温度应力设计。对于飞机发动机影响区设备, 不可避免会受到发动机工作状态下的热影响, 所以温度应力不仅要考虑气候环境温度的影响, 还应考虑发动机热影响。因此, 在进行温度应力设计时, 推荐对发动机影响区设备的环境温度进行实测, 结合实测数据进行温度应力设计。假定已绘制好的温度应力的排列顺序如下: -55℃(不工作)、-55℃(工作)、 t_{INT} (冷天)、 t_{MAX} (冷天)、 t_{MIN} (冷天)、70℃(不工作)、70℃(工作)、 t_{INT} (热天)、 t_{MAX} (热天)、 t_{MIN} (热天)。

借鉴 GJB 899A—2009 中规定的喷气式飞机设备的振动应力简化原则, 确定飞机发动机影响区设备的振动应力简化原则:

1) 挑选各典型任务状态中谱最大值低于

0.1 (m/s²)/Hz 的振动试验谱, 将每个试验谱值提高相同的量值, 直至谱最大值等于 0.1 (m/s²)/Hz。

2) 确定各个典型任务状态的振动均方根值和持续时间, 持续时间为试验时长乘以各个典型任务状态占寿命期的百分比。

3) 将除起飞状态以外的典型任务状态按照振动均方根值从大到小排序, 各典型任务状态的持续时间不变。

4) 按温度应力中 t_{MAX} (冷天)、 t_{INT} (冷天)、 t_{MIN} (冷天) 的持续时间, 将按均方根值从大到小排列的各典型任务状态分为 3 组, V_{MAX} (冷天)、 V_{INT} (冷天)、 V_{MIN} (冷天)。

5) 按温度应力中 t_{MAX} (热天)、 t_{INT} (热天)、 t_{MIN} (热天) 的持续时间将按均方根值从大到小排列的各典型任务状态分为 3 组, V_{MAX} (热天)、 V_{INT} (热天)、 V_{MIN} (热天)。

绘制振动应力时, 各振动量值的施加时间应与温度时序一致。基本方法如下:

1) V_{MAX} 组中各典型任务状态应与最高温度值 t_{MAX} 同一时刻开始。

2) V_{MIN} 组应在 V_{MAX} 组结束后开始。

3) V_{INT} 组应在 V_{MAX} 组前施加, 开始时间的安排应保证 V_{INT} 组结束时正好开始 V_{MAX} 组的振动。

4) 当温度试验剖面上每次从 -55℃ 转到中间温度 t_{INT} 和从 70℃ 转到中间温度 t_{INT} 时, 应施加起飞状态振动量值。

绘制湿度应力和电应力时, 可参考 GJB 899A—2009 中 B.3.5 节喷气式飞机设备的湿度应力和电应力的绘制方法。

3 工程实例

为合理制定某型飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面, 开展了发动机影响区设备的振动环境实测。通过分析发现, 此发动机影响区设备的信号符合“宽带随机信号叠加窄带尖峰信号”的特点。现以某通道振动数据为例, 说明飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面设计过程。由于数据处理归纳过程步骤较多, 文中仅对宽带随机信号和窄带尖峰信号分离和可靠性剖面合成两个步骤详述。

3.1 宽带随机信号和窄带尖峰信号分离示例

根据此发动机试车结果, 其低压转子基频(1×L)、低压转子 1/2 倍频(0.5×L)以及高压转子基频(1×H)、高压转子 1/2 倍频(0.5×H)、高压转子 2 倍频(2×H) 的振动能量较大。振动环境频域谐波如图 3 所示。

选取一段振动实测数据作为算例来说明信号分离过程。首先, 用变带宽谱分析方法识别信号中的周期成分, 分别用 1、2 Hz 带宽对信号进行功率谱密度

分析,如图4所示。通过对比图4a、b中尖峰功率谱密度的变化,可辨识出幅值较高的3个周期频率,分别为232、402、576 Hz。

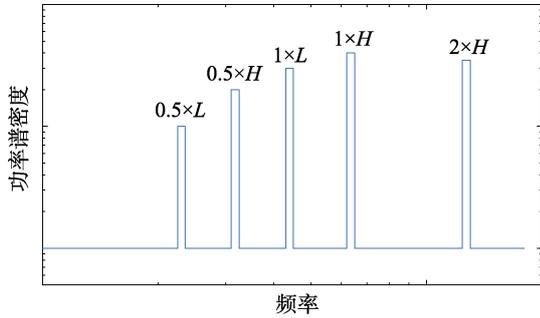


图3 振动环境频域谐波成分

Fig.3 Schematic diagram of harmonic components in frequency domain of vibration environment

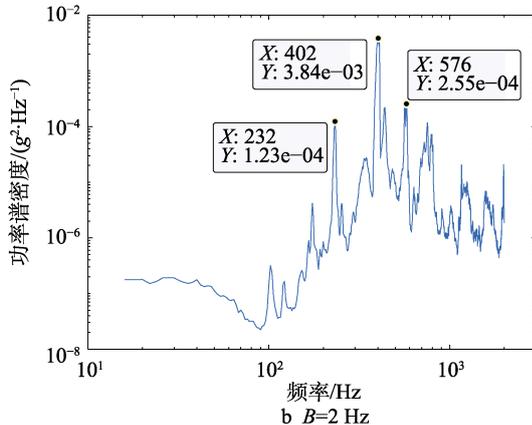
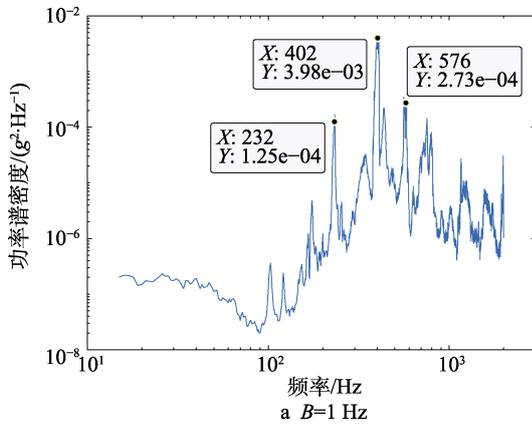


图4 不同频率分辨率带宽的功率谱密度

Fig.4 Power spectral density at different frequency resolution bandwidths

其次,确定周期频率的中心频率和波动带宽。此段信号的傅里叶谱如图5所示。从图5中可以看出,在图中虚线范围内的3个频率区间,均有多条周期谱线,这是由于发动机转速波动造成的。根据图5中周期谱线的分布情况,确定周期频率的3个中心频率为231、397、572 Hz,对应的波动带宽为219~243、380~414、552~592 Hz。按2.1节所述工程截取等效法,对此段信号进行窄带信号和宽带信号分离处理,

结果如图6所示。

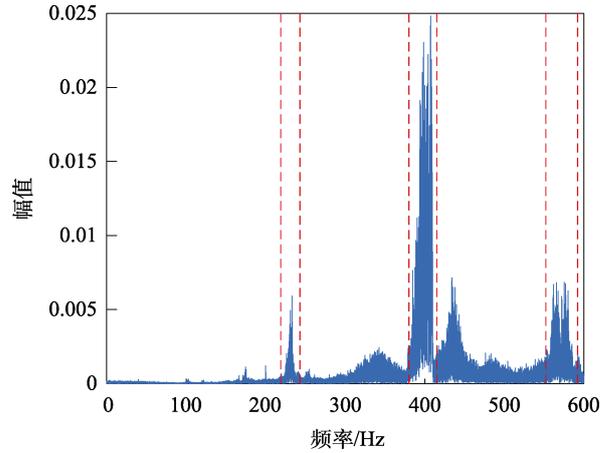


图5 傅里叶谱

Fig.5 Fourier spectrum

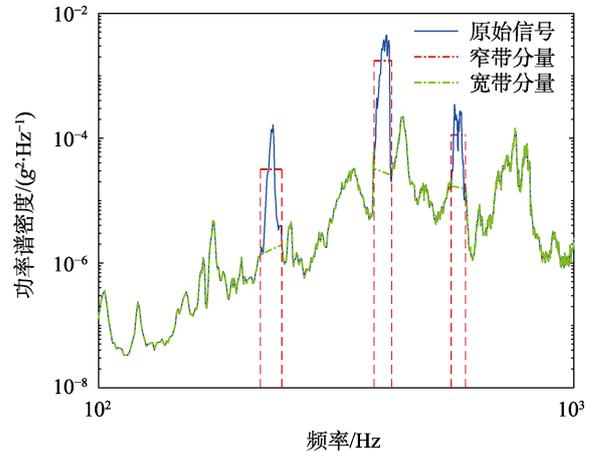


图6 窄带分量和宽带分量分离结果

Fig.1 Separation of narrowband and broadband components

3.2 可靠性试验剖面合成示例

通过分析某型飞机的各个任务剖面,最终确定了5个典型任务状态:QF状态、DX-01—DX-04状态。通过对发动机影响区设备实测振动数据的分析和归纳,得出各个典型任务状态的振动试验谱,试验谱如图7所示。结合图7中各窄带频率范围分布情况和发动机的转速分析,窄带频率基本分布在低压转子1/2倍频、高压转子1/2倍频、低压转子基频、高压转子基频和高压转子2倍频附近。这符合发动机附件宽带背景加窄带尖峰的振动特点,且表明窄带尖峰是由发动机旋转的基频和倍频引起的。

根据飞机研制要求规定,该发动机影响区设备单个的试验时长为540 min。结合2.2节中提出的可靠性剖面的合成方法,计算每个典型任务状态的持续时间和振动谱的均方根值,结果见表5。依次绘制温度应力条件、振动应力条件、湿度应力条件和电应力条件,得到可靠性试验剖面,如图8所示。

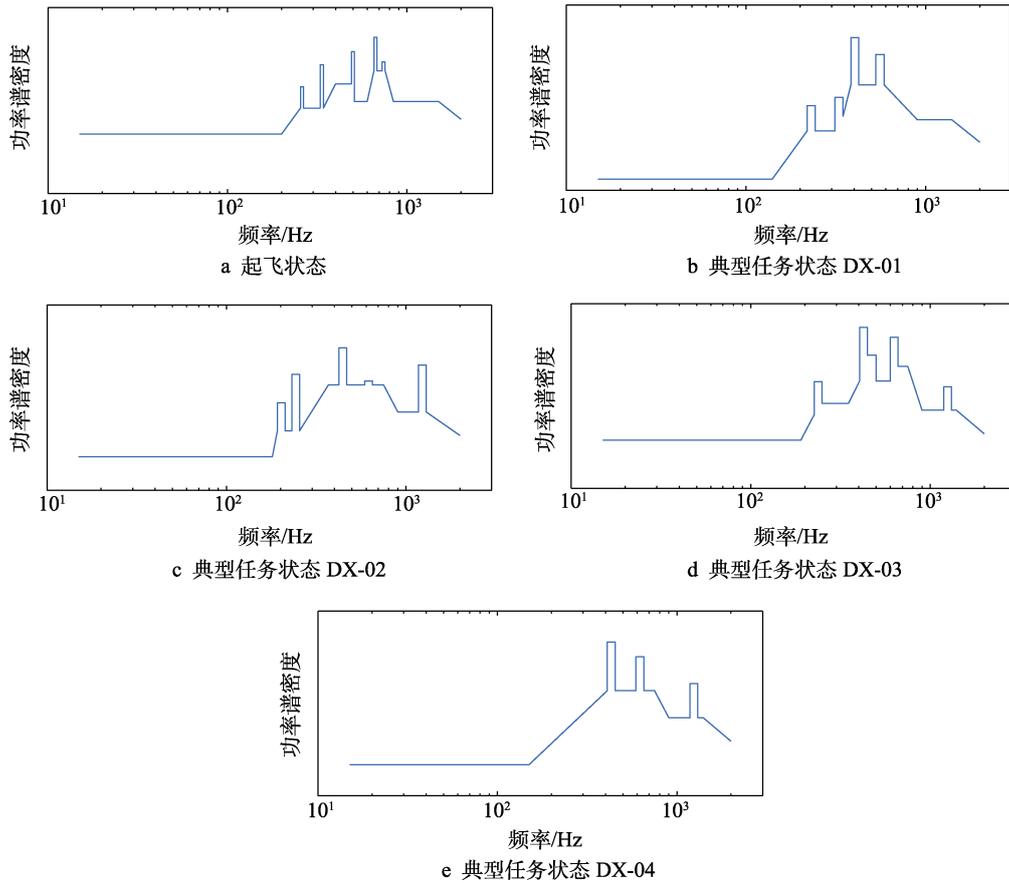
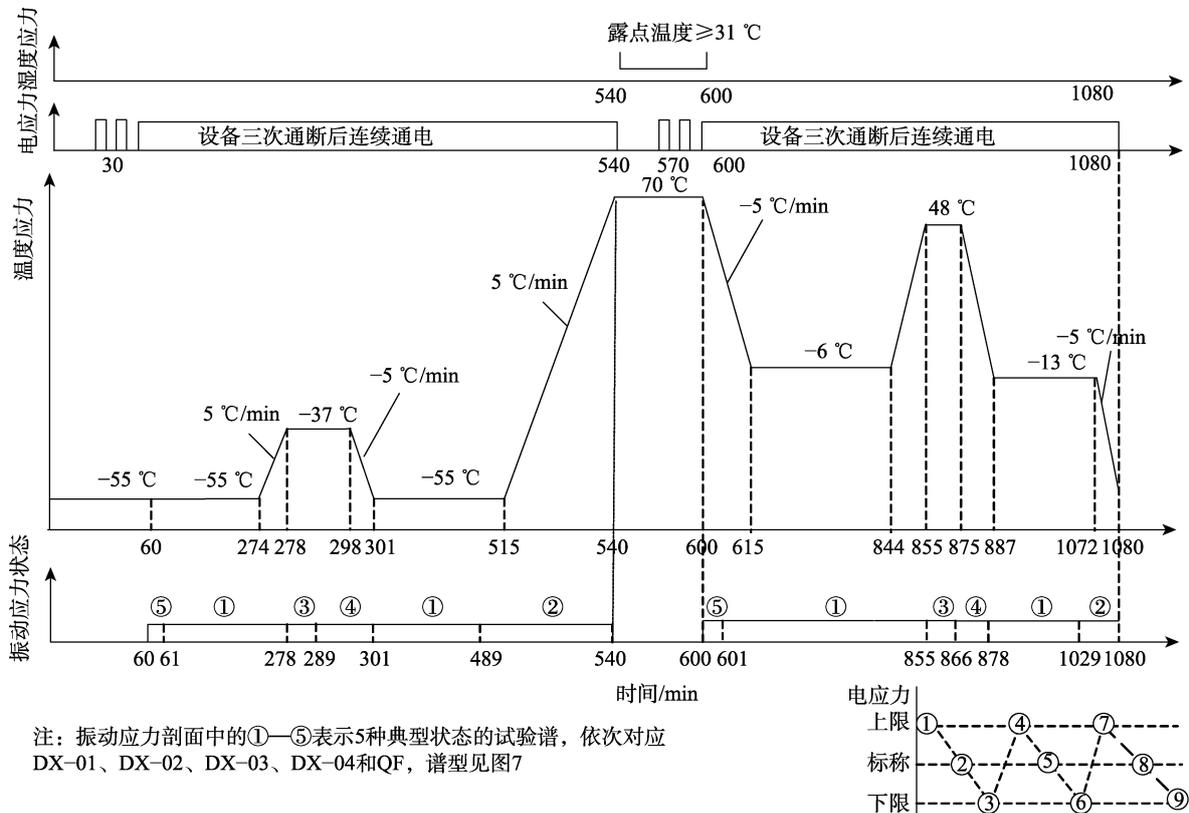


图 7 典型任务状态振动试验谱

Fig.7 Schematic diagram of vibration test spectrum for typical task state: a) take off status; b) typical task state DX-01; c) typical task state DX-02; d) typical task state DX-03; e) typical task state DX-04



注：振动应力剖面中的①—⑤表示5种典型状态的试验谱，依次对应DX-01、DX-02、DX-03、DX-04和QF，谱型见图7

图 8 可靠性试验剖面

Fig.8 Schematic diagram of reliability test section

表5 各典型任务状态的持续时间和振动均方根值

Tab.5 Duration and root mean square of vibration for typical task states

典型任务状态	持续时间/min	振动均方根值/g
QF	1	4.06
DX-01	391	3.60
DX-02	51	3.54
DX-03	11	5.48
DX-04	12	4.22

4 结论

文中提出了一种飞机发动机影响区设备的可靠性试验剖面的设计方法,通过工程实例验证了此方法的可行性,得出以下结论:

1) 提出的工程截取等效法非常适合“宽带随机加窄带尖峰”类振动信号的分离和归纳。

2) 提出的可靠性试验剖面设计方法,为飞机发动机影响区设备的可靠性剖面设计工作提供了新思路,对飞机发动机影响区域设备的可靠性设计有重要意义。

参考文献:

- [1] GJB 150.16A—2009, 军用装备实验室环境试验方法: 第16部分 振动试验[S].
GJB 150.16A—2009, Environmental test methods for military equipment laboratories: Part 16 Vibration test [S].
- [2] GJB/Z 126—99, 振动、冲击环境测量数据归纳方法[S].
GJB/Z 126—99, Induction method of vibration and shock environment measurement data[S].
- [3] GJB/Z 181—2015, 动力学环境数据采集和分析指南[S].
GJB/Z 181—2015, Guidelines for data collection and analysis of dynamic environment[S].
- [4] HB 20236—2014, 军用飞机平台环境数据分析与处理方法[S].
HB 20236—2014, Environmental data analysis and processing method for military aircraft platform[S].
- [5] HB 20237—2014, 军用飞机平台环境数据归纳方法[S].
HB 20237—2014, Induction method of military aircraft platform environmental data[S].
- [6] GJB 899A—2009, 可靠性鉴定与验收试验[S].
GJB 899A—2009, Reliability appraisal and acceptance test[S].
- [7] 龚庆祥. 飞机环境振动状态-时间谱的编制与应用[J]. 航空学报, 1984, 5(1): 24-29.
GONG Qing-xiang. Compilation and application of aircraft environmental vibration state-time spectrum[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 1984, 5(1): 24-29.
- [8] 张书明, 丰志强, 阎楚良. 机载设备振动环境谱可靠性试验的数据处理方法研究[C]// 北京力学学会第12届学术年会论文摘要集. 北京: 北京力学学会, 2006.
ZHANG Shu-ming, FENG Zhi-qiang, YAN Chu-liang. Research on data processing methods for reliability test of airborne equipment vibration environment spectra[C]// Abstract of proceedings of the 12th annual conference of Beijing Mechanics Society. Beijing: Beijing Mechanics Society, 2006.
- [9] 雷晓波, 张霞妹, 李密, 等. 振动试飞数据归纳方法及在振动耐久试验中的应用[J]. 噪声与振动控制, 2017, 37(5): 180-184.
LEI Xiao-bo, ZHANG Xia-mei, LI Mi, et al. Inductive methods for vibration flight test data processing and application in vibration endurance tests[J]. Noise and vibration control, 2017, 37(5): 180-184.
- [10] 孙灿飞, 沈勇, 段超. 直升机振动信号处理技术的研究[C]// 2010航空试验测试技术学术交流会论文集. 上海: 中国航空学会, 2010.
SUN Can-fei, SHEN Yong, DUAN Chao. Research on helicopter vibration signal processing technology[C]// 2010 proceedings of the academic conference on aviation test and measurement technology. Shanghai: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [11] 莫昌瑜, 袁宏杰. 舰载设备可靠性振动试验剖面设计方法研究[J]. 船舶力学, 2012, 16(4): 442-448.
MO Chang-yu, YUAN Hong-jie. Study on design method of reliability vibration test profile of ship-borne equipment[J]. Journal of ship mechanics, 2012, 16(4): 442-448.
- [12] 王学孔. 利用实测数据制定可靠性试验剖面综述[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2016.
WANG Xue-kong. Summary of designing reliability test profiles based on measured data[J]. Electronics product reliability and environmental Testing, 2016.
- [13] 刘东升, 刁文琦. 基于可靠性试验的飞机振动数据归纳方法研究[J]. 振动工程学报, 2007, 20(6): 635-639.
LIU Dong-sheng, DIAO Wen-qi. Research on aircraft vibration data induction method based on reliability test[J]. Journal of vibration engineering, 2007, 20(6): 635-639.
- [14] 孙志安. 基于实测应力的综合环境试验剖面构造技术研究[C]// 中国造船工程学会电子技术学术委员会2011年海战场电子信息技术学术年会论文集. 桂林: 2011.
SUN Zhi-an. Research on the structural technology of comprehensive environmental test profile based on measured stress[C]// Proceedings electronic information technology in naval battlefield of Electronic Technology Academic Committee of China Shipbuilding Engineering Society in 2011 annual academic conference. Guilin: China Shipbuilding Engineering Society, 2011.
- [15] 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 Gui-hua, LIU Hai-nian, ZHANG Da-yi, 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.
- [16] 黄华国. 从随机振动信号中分离出周期分量的方法[J]. 强度与环境, 1981(1): 21-27.
- HUANG Hua-guo. A Method for Separating Periodic Components from Random Vibration Signals[J]. Structure & Environment Engineering, 1981(1): 21-27.
- [17] 张曾辑, 瞿张锋. 直升机周期振动及导弹发射振动随机性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 1995(6): 726-731.
- ZHANG Zeng-huan, QU Zhang-feng. Random analysis of helicopter periodic vibration and missile launch vibration[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1995(6): 726-731.
- [18] 郭胜利. 数据处理中周期信号与随机信号分离方法研究[J]. 航空兵器, 2011(4): 58-61.
- GUO Sheng-li. Study on separation of cyclic signal from random signal in data processing[J]. Aero weaponry, 2011(4): 58-61.
- [19] 陆巧云. 振动信号随机与周期成分分离技术研究[J]. 噪声与振动控制, 2001, 21(5): 23-26.
- LU Qiao-yun. Research of random and cycle element in vibration signal separation technology[J]. Noise and vibration control, 2001, 21(5): 23-26.
- [20] 张阿舟, 张克荣, 姚启航. 振动环境工程[M]. 北京: 北京航空工业出版社, 1986.
- ZHANG A-zhou, ZHANG Ke-rong, YAO Qi-hang. Vibration environmental engineering[M]. Beijing: Beijing Aviation Industry Press, 1986.
- [21] 马升, 徐明. 振动环境试验条件的确定[J]. 航空标准化与质量, 2004(2): 38-43.
- MA Sheng, XU Ming. Determination of test conditions for vibration environment[J]. Aviation standardization & quality, 2004(2): 38-43.