

加速试验法评估飞机副油箱尾锥寿命

施晋生^{1,2}, 王旭²

(1. 中国人民解放军驻一六四厂军事代表室, 安徽 合肥 518067; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:可靠性寿命试验是装备可靠性增长改进中考核评估的重要内容,采用加速试验法评估可靠性寿命问题是当前可靠性工程努力寻求的方向。针对飞机副油箱尾锥可靠性疲劳寿命问题,采用加速寿命试验方法对其进行寿命评估,通过试验和部队试用证明方法是完全可行的。结果表明选择采用加速试验内场实验与外场使用试飞相结合方法是确定装备可靠性寿命有效途径。

关键词:副油箱;尾锥;可靠性寿命试验;加速试验;寿命评估

中图分类号:V21 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)03-0004-04

某型飞机副油箱多次发生尾锥裂纹,严重的造成副油箱尾锥撕裂并打坏飞机,主要原因是由于尾锥结构强度不够,其使用可靠性寿命较低,飞机通常只飞行二十几个起落就发生副油箱尾锥裂纹故障,直接影响分解式副油箱使用寿命。通过对副油箱尾锥结构进行重新设计改进,对尾锥进行整体结构加强,并将原来尾锥的简单螺钉连接改为抗振动疲劳较好的胶铆连接结构形式,使得尾锥结构可靠性大幅提高。

为了验证和考核改进后尾锥的抗振动疲劳可靠性寿命,通常需要做大量的可靠性试验或试飞工作,需要大量的时间和经费。采用相对较为简单和快速的实验方法具有实际的意义。

副油箱尾锥寿命试验是耐久性疲劳问题,根据其失效机理和物理过程及分布,其疲劳损伤理论已基本成熟,国外也有相应的试验标准和计算损伤等效的方法和公式,因此试验结果将预估计出一个较为保守的最低外场使用寿命,然后在此基础上通过内外场结合的可靠性概率统计方法最终确定使用寿命。采用该方法,对今后军用装备改进的使用寿命评估尤其具有重要实际意义^[1]。

试验方法是按照 GJB150.16-86《军用设备环境试验方法振动试验》中的要求进行。试验采用随机振动方式,试验任务剖面模拟副油箱在空中的实际受载情况和环境。为了比较尾锥设计改进前后的抗振动疲劳寿命状况,振动试验分两个阶段进行,首先通过摸底振动试验,模拟副油箱尾锥在飞行中的实际受载状况(特别是随机振动和静力),再现原尾锥振动疲劳而出现裂纹的故障,并确定原尾锥寿命;然后进行改进的尾锥可靠性寿命的考核试验,对改进设计后的尾锥寿命进行评估。根据损伤等效的原理,又考虑到时间和经济方面的原因,我们采用加速试验的方法,通过综合,等效修正计算出尾锥的疲劳寿命。

1 振动摸底试验

1.1 试验装置

将原结构尾锥试件通过夹具按副油箱实际受力和装配情况悬臂安装在随机振动试验台上^[2-3]。依据该机型实测飞行中副油箱尾锥容易产生振动疲劳损伤点,选择了1个控制点和3个测量点,见图1。

1.2 试验参数

振动谱的确定是通过飞机实测数据分析归纳得出的,分为正常谱和特殊谱。正常谱是正常飞行任务时副油箱的实测归纳谱,特殊谱是指在特殊任务剖面(如加速状态下飞机放减速板)的归纳谱,见图2。在试验

收稿日期:2004-02-14

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:施晋生(1962-),男,湖南衡阳人,高级工程师,硕士,主要从事机电一体化研究;

王旭(1957-),男,陕西武功人,教授,主要从事飞行器设计研究。

初期调试中,发现对尾锥影响较大的是特殊谱。为了简化问题起见,并考虑实际的使用情况,试验中我们只考虑了特殊谱情况。试验中考虑静载荷因素,采用静载加载装置,在副油箱尾锥安定面上方粘贴胶带,通过橡皮绳悬挂固定安装,垂直向上加载 25 kg 力。

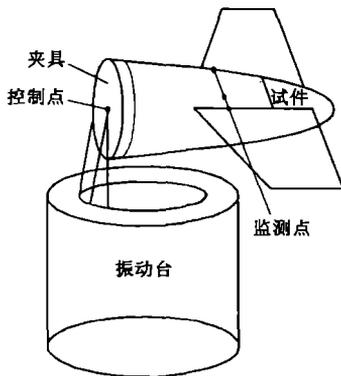


图1 副油箱尾锥实验的控制点及测量点

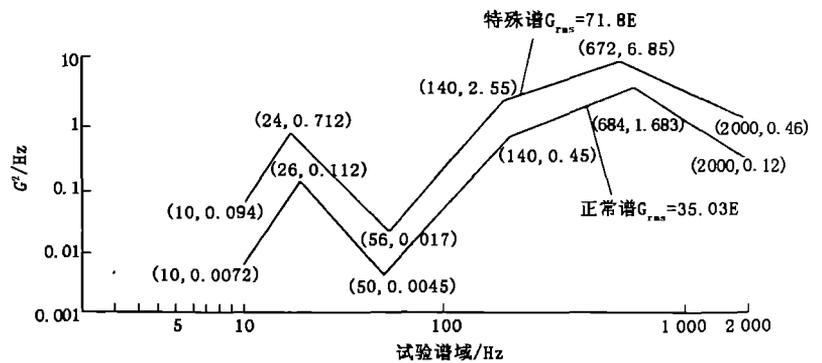


图2 副油箱振动试验谱分布

由于受设备的功率限制,又根据实测谱进行分析,副油箱尾锥功率谱密度大都集中在低频段部分,因此采用的随机试验谱域限定在 10 ~ 1 000 Hz 范围内,确定控制点的 G_{rms} 为 30g,试验控制曲线见图3,按军标要求控制容差为 3 dB。

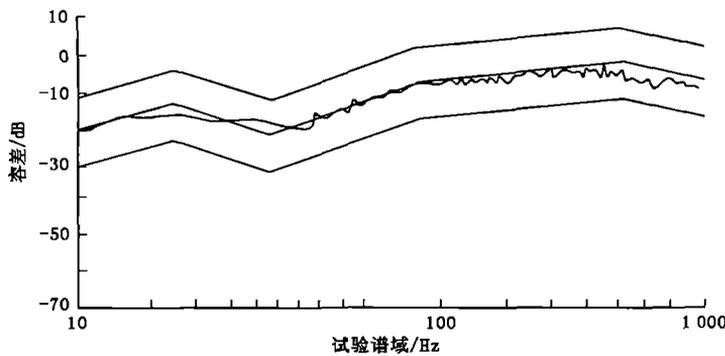


图3 振动试验谱控制曲线

1.3 试验过程

- 1) 调试试验。调整试验设备使其满足试验条件,并且使随机振动控制保持稳定。
- 2) 测量各点的总均方根值 G_{rms} ,见表1。
- 3) 摸底试验随机振动持续时间共进行了 41.93 h。

表1 传感器的安装位置及测量值

传感器号	安装位置	测量值 G_{rms}
1	控制点	30.42
2	尾锥内型材上	20.64
3	图1中3号测量点	24.59
4	图1中4号测量点	20.55

1.4 试验结果

经过 41.93 h 的随机振动试验,在试件尾锥和安定面连接部位左侧槽口圆角处,发现长约 2 mm 的裂纹。

1.5 试验结果分析

从试验的结果来看,故障的部位与外场部队使用中出现的裂纹部位相似,试件疲劳损伤形式与预想的一致,实现了故障再现。

随机试验损坏的时间为 41.93 h,与外场部队使用中的 29 飞行小时有一定的差距。原因是:第一,摸底试验简化了许多环境因素;第二,部队在使用中,使用情况也不尽相同;第三,实验的样本数较少。但可已基

本确定目前可靠性随机振动试验 42 h, 相当于外场飞行时 29 h。

2 振动加速试验

按照可靠性寿命加速理论, 采用加速试验的条件是: ①故障模式和机理不改变; ②两者有加速的对应关系; ③寿命分布具有同一性。

由于改进后的副油箱尾锥其外形和结构基本与原结构基本相同, 且重量增加较少, 可以假设改进后的尾锥受的振动载荷基本相同, 因此疲劳损伤机理和形式相同。在摸底试验的基础上, 进行改进后尾锥的考核试验。依据反应论模型理论, 并依据相关美军标(MIL-STD-810E)标准, 对于振动疲劳损伤, 依据损伤等效公式, 可采用加速寿命试验方法, 然后进行等效寿命换算, 这样可以大大缩短试验时间, 减少了试验经费, 提高可靠性增长的工作效率。

加速试验考核目标: ①试验直至疲劳损坏时间。②达到使改进尾锥寿命比原尾锥提高 10 倍以上的目标。

2.1 试验装置

振动加速试验试件采用与摸底试验的试件外形基本相同的尾锥改进试件, 只是蒙皮采用加强胶铆结构, 重量仅比原试件增加了 0.3 kg, 试件和夹具与试验振动台的安装方式完全和摸底试验相同, 外静载荷也相同, 振动控制点和测量点的位置不变。

2.2 试验参数

试验分两个阶段进行, 第一阶段, 采用的载荷振动谱谱型与摸底试验相一致, 只是振动谱总的 G_{rms} 由 30g 提高为 60g。这一阶段试验持续了 360 min, 试验中经检查试件未发现有裂纹。第二阶段, 进一步提高振动谱的振动量值, 振动谱总的 G_{rms} 提高为 70g。这一阶段试验持续直至完成试验结束。

2.3 试验过程

1) 调试试验。调整试验设备使其满足试验条件, 加大振动量值使其振动谱总的 G_{rms} 达到试验要求, 并且振动保持稳定。

2) 持续时间: 第一阶段 G_{rms} 为 60g 时, 为 360 min; 第二阶段 G_{rms} 为 70g 时为 486 min。

2.4 试验结果

目视检查试件发现在尾锥槽口圆角处存在有 1.5 mm 裂纹。

3 寿命估算

依据美军标中对振动疲劳等效公式^[4], 有 $(G_{rms}^1/G_{rms}^2)^6 = T_2/T_1$ 。计算加速试验第一阶段的等效时间为 $T'_1 = (60/30)^6 \times 6 = 384$ (h)。加速试验第二阶段的等效时间为 $T''_1 = (70/30)^6 \times 8 = 1\ 280$ (h)。加速试验的总等效时间为 $T = T'_1 + T''_1 = 384 + 1\ 280 = 1\ 664$ (h)。

据等效换算公式可得, 加速试验的尾锥寿命件在正常振动 G_{rms} 为 30g 的作用下其寿命应为 1 664 h。

4 副油箱外场使用寿命确定

根据外场飞行情况的统计, 在副油箱尾锥发生较为严重的故障中, 平均使用寿命为 29 个飞行小时。相应可分析出工程试验在 G_{rms} 为 30g 的作用下的 42 h, 相当于飞行 29 h。

因此将改进尾锥寿命折算成副油箱使用飞行小时应为 $T_z = 29 \times 1\ 664/42 = 1\ 149$ 。

由于可靠性寿命问题的复杂性及各种因素的影响, 加之试验产品较少, 这种寿命评估与固有寿命特征值相比, 有一定的风险。另外从可靠性安全要求考虑也必须进行修正, 选较为保守的修正系数 2, 则最终加强结构尾锥副油箱外场使用寿命为 $T_f = 1\ 149/2 = 574$ (h), 达到了要求副油箱尾锥改进寿命比原先提高 10 倍的预期目标。

5 结束语

可靠性寿命评估是武器装备可靠性工程中最常见的问题,通常采用的方法多为外场领先使用,然后运用统计和概率的方法进行计算得出^[5]。工程试验的方法与外场领先使用相比,可节约飞行试验经费和时间,是一种有效的工程方法,因而在工程上得到了广泛应用。

采用加速试验的方法来提高试验效率是近年来积极探索的一种新方法。通过尾锥加速寿命试验证明,对于由振动引起的疲劳损伤完全可以采用增大振动量值来进行加速试验确定尾锥的寿命。从目前通过部队领先使用改进副油箱实际使用已达300 h以上而且未发生任何故障来看,加速试验确实是可行的。对于装备的可靠性改进寿命评估,具有现实的意义。

需要注意的是,对于重要的产品,因工程试验与实际使用仍有较大差别,采用加速试验会有较大风险,因此可采取工程试验和外场使用相结合的方法,先由工程试验(加速试验)确定一个保守的最低使用寿命,然后根据外场的长期使用情况进行可靠性统计推断分析,从而最终确定装备使用寿命。

参考文献:

- [1] 杨为民. 可靠性、维修性、保障性总论[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
- [2] GJB-150. 军用设备环境试验方法[S].
- [3] 戴诗亮. 振动试验技术[M]. 北京:科学出版社,2000
- [4] MIL-STD-810E. Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [5] 王少萍. 工程可靠性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1984.

(编辑:姚树峰)

The Application of Accelerated Test Method to Assessing Life Span of Auxiliary Tank Cone

SHI Jin - sheng^{1,2}, WANG Xu²

(1. Office of the Military Representatives from PLA to No. 164 Factory, Hefei, Anhui 518067, China; 2. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: The reliability endurance test is an important method of increasing and ameliorating equipment reliability. Using the method of accelerated test to assess reliability life span is a positive aspect at present. In view of the reliability fatigue life of the aircraft auxiliary fuel tank cone, this paper adopts the method of accelerated test to assess its life span. The result shows that the combination method of the accelerated test in workshop and the test - flight in airfield is an effective way of determining equipment reliability life span.

Key words: auxiliary tank; cone; reliability endurance test; accelerated test; life assessing