

进气道的快速修理方法研究

刘秋娥

中航西安飞机工业集团股份有限公司, 陕西 西安 710089

[摘要] 飞机进气道多采用薄蒙皮与角材连接的铆接结构, 外场使用中易出现蒙皮裂纹及掉钉等故障, 若铆接通道不畅, 维修会花费大量时间。因此, 亟待找出一种进气道的快速修理方法, 以满足飞机外场使用要求。文中以飞机进气道抽钉、铆钉连接结构振动疲劳性能对比试验为依据, 从试验方案的选取、试验件及夹具的设计、试验结果分析等方面, 对抽钉、铆钉连接件的振动疲劳寿命进行对比, 并进一步论述使用抽钉对飞机进气道进行快速修理的可行性。

[关键词] 振动疲劳; 共振; 共振频率; 疲劳寿命

DOI: 10.33142/ec.v4i2.3327

中图分类号: V437.3

文献标识码: A

Research on Fast Repair Method of Intake Port

LIU Qiu'e

AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Company Ltd., Xi'an, Shaanxi, 710089, China

Abstract: The riveting structure of thin skin and corner material is often used in aircraft inlet, which is easy to cause skin crack and nail drop in outdoor use. If the riveting channel is not smooth, the maintenance will take a lot of time. Therefore, it is urgent to find out a fast repair method for the intake port to meet the requirements of aircraft outfield use. In this paper, based on the comparative test of vibration fatigue performance of rivets and rivets, the vibration fatigue life of rivets and rivets is compared from the selection of test scheme, the design of test piece and fixture, and the analysis of test results, and the feasibility of using rivets for rapid repair of aircraft inlet is further discussed.

Keywords: vibration fatigue; resonance; resonance frequency; fatigue life

引言

飞机进气道多采用薄蒙皮与角材连接的铆接结构, 在外场使用中, 结构损伤的情况屡次出现, 主要表现为掉铆钉、蒙皮裂纹甚至骨架断裂, 采用传统铆接方法进行维修, 因固有结构所限, 维修性差, 维修难度大, 维修时间长, 维修质量难以保证。当飞行任务紧张时, 外场也使用过抽钉连接铝质加强片的排故方法, 从可靠性角度考虑, 该方法未经验证。抽钉连接一旦失效, 铝质加强片或抽钉吸入发动机, 可能会引起发动机故障甚至飞行事故。研究证实, 进气道故障主要是受发动机振动、噪声等影响所致。飞机飞行时, 当进气道所受激励处于或接近进气道的共振频率, 将会产生累积性振动疲劳损伤, 因此飞机进气道结构损伤故障的本质属于振动疲劳问题。本文通过抽钉铆钉连接结构的振动疲劳对比试验, 对抽钉连接可靠性进行分析, 以探求利用抽钉对气道进行快速修理的可行性。

1 试验方案的选取

因进气道所受振动激励及噪声激励不确定, 且若选取整个进气道或部分进气道进行试验, 容易出现非考察部位裂纹或掉钉, 加之制造周期较长, 实验难度大, 最终决定以试片形式进行抽铆钉对比试验。

2 抽钉的选取

进气道内表面的修理需选用沉头抽钉, 国产抽钉牌号主要有 HB5844 (铝)、HB5892 (钢), 考虑到国产抽钉在抽铆过程中, 易于出现钉杆断径低于钉套上表面且钉杆断径不平整等难以修复的缺陷, 使得抽钉连接不合要求, 现飞机上设计及修理用抽钉都选用进口抽钉。CHERRY AEROSPACE (美国天锐宇航公司) 研制生产的 CherryMAX 型抽芯铆钉不仅安装后芯杆断口平整, 无需修整, 其内置式设计使锁紧可靠性更强, 锁环极不容易脱落, 最终选用的抽钉为 CR3252 系列。

3 试验件设计

3.1 试验件的设计遵循以下原则

3.1.1 进气道抽钉、铆钉连接的试验件以试片形式给出, 其结构形式应与进气道常裂部位实际结构形式相似;

3.1.2 试验件分为 2 种类型试样, 分别模拟正常铆接结构和强迫装配 (带铆接应力) 结构。每种类型试验件又分为

3 组, 分别模拟实际进气道修理所使用的不同连接件。

3.1.3 试验件应满足对考察部位(模拟进气道常裂部位结构形式)进行振动疲劳特性考核的要求, 即一定数量的试验件应首先在考核部位出现裂纹或掉钉。

3.2 试验件结构

试验件左端为悬臂试验件的夹持部位, 根部的圆弧倒角设计是为了降低根部的应力水平, 试验所考核的连接铆钉(抽钉)孔中心线与上下圆弧和直线相切点的连线重合, 以保证铆钉、抽钉孔的考核部位为应力最大部位。垫片为厚度 1mm 的铝质垫片, 以模拟强迫装配结构。试验件结构形式见图 1。

4 试验夹具设计

夹具为上、下两块夹板组成, 两块夹板对扣将试验件夹持后, 再将夹具固定安装在振动台的固定孔上。夹具块边缘倒圆角是为了避免在振动过程中锐利的边缘对试验件表面造成损伤而在夹持边缘处发生疲劳破坏。为消除夹具之间的间隙, 夹具间夹厚度为 2.5mm 的橡胶垫, 夹具结构图见图 2。

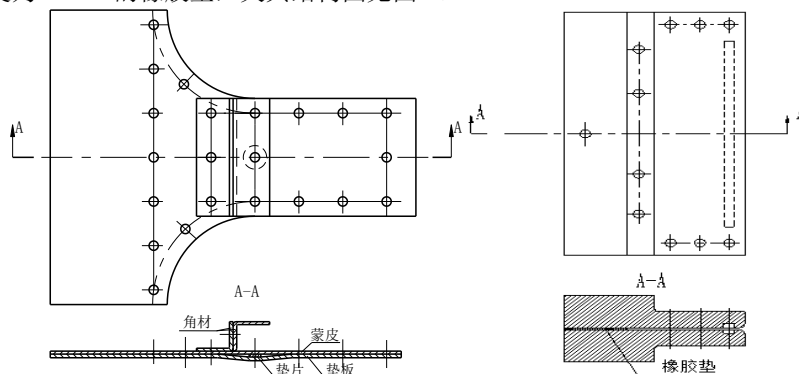


图1 试验件结构形式图

图2 夹具结构图

5 试验参数的选取

5.1 试验件固有频率的确定

根据振动疲劳试验经验, 固有频率值一般在 100~200 赫兹。将试验件固定在试验夹具上, 进行固有频率测试, 若固有频率偏高, 可以通过在梢部增加配重来解决。

5.2 试验应力水平的确定

如果是为了复现实际使用中发生的振动疲劳现象, 且已经测试获得了振动疲劳载荷, 则需要按照实际的振动疲劳载荷来进行加载。对本项目的振动疲劳对比试验, 没有实际测定的振动疲劳载荷谱, 则按照共振疲劳试验的方法进行试验, 试验时需要确定的参数为应力水平(决定振动疲劳寿命的循环数)和振动频率(决定试验时间), 对悬臂板结构, 通常采用其第一阶共振频率作为试验加载频率, 即通过调频, 使得试验件在其第一阶或第二阶固有模态下发生共振, 以使用较小的激励载荷获得较大的振动应力, 试验应力水平则根据材料的强度极限(σ_b)来确定, 振动疲劳试验的应力水平即不能太低, 使得发生疲劳破坏的时间过长而增加试验成本; 应力水平也不能过高, 而使得发生破坏的时间太短而失去疲劳破坏特征。通常设计振动疲劳试验的载荷水平时, 是试验件考核部位的应力水平控制为强度极限的 40%~50%左右(与静态疲劳问题一样, 应力水平也是决定振动疲劳寿命的关键因素之一), 配合振动频率设计, 将振动疲劳破坏的时间控制在 1 小时左右, 这个应力水平的确定, 可以参考试验件材料的静力疲劳 S-N 曲线来大致确定。一旦确定了试验应力水平, 所有的试验件振动疲劳试验应力都必须控制在这一相同的应力水平。

6 试验原理

试验件及夹具安装在振动台上, 首先对试验件进行扫描, 确定试验件的共振频率, 在一阶共振频率附近对试验件进行扫频激励, 并逐渐增大台面的加速度, 同时检测试验件的应变, 根据试验大纲设定的试验件最大应变水平确定合适的激励加速度。采用试验件一阶振动频率以及通过测试得到的激励加速度对试验件进行正弦共振试验, 直至试验件发生疲劳破坏为止, 记录下振动激励参数、振动时间及试验件的破坏模式。试验原理见图 3。

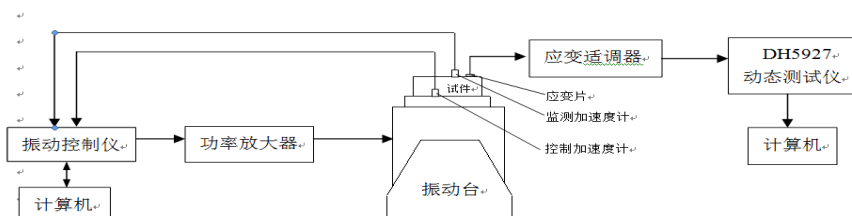


图3 试验原理图

7 试验件在夹具上的安装

将试验夹具和粘贴好应变片的试验件安装在振动台面上，在安装过程中，各个螺栓均使用平垫片及弹簧垫片，保证在振动过程中不会松动，按相关文件对安装螺栓进行定力，保证试验件受力均匀，且每个试验件的支持刚度一致。试验件的安装见图4。



图4 试验件的安装图

8 疲劳寿命数据处理与分析

8.1 试验数据统计

疲劳试验数据分散性较大，振动疲劳试验更是如此。故在剔除异常破坏形式、异常破坏时间的无效试验数据，并充分考虑数据分散性（每组试验数据标准差不大于0.16）的前提下，选择有效试验数据。并对每组的数据采用数理统计的方法进行统计计算，计算出每组的对数平均值，每组方差 S ，变异系数 C_v 以及中值疲劳寿命 N_{50} ，且每组试验数据的置信度均在95%之内，具体结果见表1。

表1 试验数据统计

试验组号	试验件种类	紧固件直径	循环次数	数据统计量
1	全铆正常	3.5mm	111227	$C_v=0.0101$ $S=0.0502$ $\bar{X}=4.9468$ $N_{50}=8.8478 \times 10^5$
			83025	
			85982	
			88596	
			83063	
			82106	
2	全铆强迫	3.5mm	38362	$C_v=0.0187$ $S=0.0892$ $\bar{X}=4.6728$ $N_{50}=4.7083 \times 10^5$
			38563	
			59868	
			41605	
			51597	
			57300	

试验组号	试验件种类	紧固件直径	循环次数	数据统计量
3	全抽正常	3.5mm	103394	Cv=0.0308 S=0.1506 $\bar{X}=4.8827$ $N_{50}=7.6329 \times 10^5$
			112752	
			73602	
			60617	
			49815	
			52870	
4	全抽强迫	3.5mm	71313	Cv=0.0268 S=0.1455 $\bar{X}=5.4336$ $N_{50}=8.5986 \times 10^5$
			63301	
			139983	
			87864	
			84661	
			127487	
5	抽铆正常	3.5mm	55746	Cv=0.01098 S=0.0517 $\bar{X}=4.7098$ $N_{50}=5.1266 \times 10^5$
			41606	
			53256	
			52431	
			54677	
6	抽铆强迫	3.5mm	50625	Cv=0.0099 S=0.04726 $\bar{X}=4.7657$ $N_{50}=5.8306 \times 10^5$
			53088	
			62681	
			63815	
			62681	

8.2 对比方法

根据数理统计原理采用 F 检验和 t 检验对数据进行处理比较, 检验两个母体标准差是否相同称为“F 检验”, t 检验的目的是检验两个被抽样母体的平均值是否相同, 其使用的公式是: F 检验

$$F = S_1^2 / S_2^2 \quad (1)$$

查显著度 $\alpha=5\%$ 的 F_α 值, 如果 $F < F_\alpha$, 表明两个子样的母体标准差相同, 两组试样可以进行比较。

t 检验

$$t = (\bar{X}_1 - \bar{X}_2) / S_{12} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2} \quad (2)$$

$$S_{12} = \sqrt{[(n_1 - 1)S_1^2 + (n_2 - 1)S_2^2] / (n_1 + n_2 - 2)} \quad (3)$$

查显著度 $\alpha=5\%$ 的 t_α 值, 如果 $t < t_\alpha$, 则有 95% 的把握说明两组试验数据无明显差异。如果 $t > t_\alpha$, 则有 95% 的把握说明两组试验数据有明显差异, 差异多少由下式计算:

$$(\bar{X}_1 - \bar{X}_2) - t_\alpha S_{12} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2} < \lg[(N_{50})_1 / (N_{50})_2] < (\bar{X}_1 - \bar{X}_2) + t_\alpha S_{12} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2} \quad (4)$$

8.3 计算结果

按以上公式(1)~(4)计算得每组数据的方差比 F、两子样标准差 S_{12} 及 t 变量的值, 查《航空金属力学性能检测人员资格认证培训教材(金属力学性能测试)》中表 6-8 与 6-9, 得显著度 $\alpha=5\%$ 的 F_α 和 t_α 。

对比分组	试验件组号	n	\bar{X}	S	F	F_α	S_{12}	t	t_α
I	1	6	4.9468	0.0502	0.331	7.15	0.0712	6.667	2.228
	2	6	4.6719	0.08724					
II	3	6	4.9344	0.1316	0.763	7.15	0.1414	0.634	2.228
	4	6	4.8827	0.1506					

对比分组	试验件组号	n	\bar{X}	S	F	Fa	S12	t	ta
III	5	5	4.7098	0.05171	1.197	9.6	0.0495	1.784	2.306
	6	5	4.7657	0.04726					
IV	1	6	4.9468	0.0502	0.146	7.15	0.0996	0.2158	2.228
	3	6	4.9344	0.1316					
V	2	6	4.6729	0.0872	0.336	7.15	0.1231	2.953	2.228
	4	6	4.8827	0.1506					
VI	1	6	4.9468	0.0502	1.061	9.36	0.0509	7.693	2.262
	5	5	4.7098	0.0517					
VII	2	6	4.6729	0.0872	0.293	7.39	0.0723	2.122	2.262
	6	5	4.7957	0.0473					
VIII	3	6	4.9344	0.1316	0.155	9.36	0.1039	3.569	2.262
	5	5	4.7098	0.0517					
IX	4	6	4.8827	0.1506	0.098	9.36	0.1166	1.657	2.262
	6	5	4.7657	0.0473					

8.4 分组对比

(1) I组振动疲劳试验数据对比, 试验件组号 A1 与 A2 按公式 (1) 和 (2) 计算得: $F=0.331$, $t=6.667$, 查显著度=5%的 $Fa=7.15$, $ta=2.228$, 由于 $F<Fa$, 满足成组对比试验条件。 $t>ta$, 说明二者有显著差异, 差异的多少通过公式 (3) 和 (4) 计算可得: $0.18242<\lg[(N50)A1/(N50)A2]<0.43655$ 。取反对数: $1.522<(N50)A1/(N50)A2<2.732$ 。上式表明, 有 95% 的根据说明, 对于直径 3.5mm 铆钉, 正常装配试验件的中值疲劳寿命是强迫装配试验件中值疲劳寿命的 1.522~2.732 倍。(2) II组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 不同装配条件下, 直径 3.5mm 抽钉 CR3252-04-L 试验件的中值疲劳寿命并无显著差异。(3) III组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 同时采用直径 3.5mm 抽钉和铆钉试验件的中值疲劳寿命在不同装配条件下并无显著差异。(4) IV组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 正常铆接条件下, 直径 3.5mm 铆钉试验件与直径 3.5mm 抽钉试验件的中值疲劳寿命并无显著差异。(5) V组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 强迫装配条件下, 直径 3.5mm 抽钉试验件的中值疲劳寿命是直径 3.5mm 铆钉试验件中值疲劳寿命的 1.126~2.334 倍。(6) VI组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 正常铆接条件下, 直径 3.5mm 铆钉 4A1-106-3.5×L 与抽钉 CR3252-04-L 试验件中值疲劳寿命是考核部位同时采用直径 3.5mm 抽钉与铆钉进行装配的试验件 (以下称抽铆结合连接试验件) 中值疲劳寿命的 1.47~2.026 倍。(7) VII组振动疲劳试验数据对比, 即有 95% 的根据说明, 强迫装配条件下, 抽铆结合连接试验件与直径 3.5mm 铆钉 4A1-106-3.5×L 试验件的中值疲劳寿命并无显著差异。(8) VIII组振动疲劳试验数据对比, 有 95% 的根据说明, 正常铆接条件下, 直径 3.5mm 抽钉 CR3252-03-L 试验件中值疲劳寿命是抽铆结合连接试验件中值疲劳寿命的 1.208~2.328 倍。(9) IX组振动疲劳试验数据对比, 即有 95% 的根据说明, 强迫装配条件下, 直径 3.5mm 抽钉 CR3252-03-L 试验件与抽铆结合连接试验件的中值疲劳寿命并无显著差异。

9 试验结果分析

试验结果表明, 在不同装配条件下, 采用抽钉或抽铆结合连接的试验件的振动疲劳特性与采用铆钉连接的试验件振动疲劳特性相当或明显优于铆钉连接件的振动疲劳特性。试验结果表明, 在不同装配条件下, 采用抽钉连接的试验件的振动疲劳特性与采用抽铆结合连接的试验件振动疲劳特性相当或明显优于抽铆结合连接件的振动疲劳特性。

10 结束语

抽钉铆钉连接结构振动疲劳试验采取共振试验的方法进行, 虽然试验中采用的载荷与进气道真实的载荷谱差异很大, 但是却有相似的激励效果, 即结构在振动激励下均处于或接近于共振状态, 进而产生累积性振动疲劳损伤。因此, 此振动疲劳试验可以反映真实进气道抽钉铆钉连接结构的破坏形式。由振动疲劳试验结果可知, 相同直径的抽钉可以代替铆钉进行进气道修理。

[参考文献]

- [1] 张秀义. 飞机结构声疲劳分析与抗声疲劳设计[J]. 航空学报, 1992(3): 197-201.
- [2] 姚起杭, 姚军. 结构振动疲劳问题的特点与分析方法[J]. 机械科学与技术, 2000(1): 56-58.
- [3] 王明珠. 结构振动疲劳寿命分析方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- [4] 钰坤. 飞机典型结构的耐久性评定与符合性检查研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.

作者简介: 刘秋娥 (1971.8-) 女, 西北工业大学, 机电一体化专业。