

航发主轴承地面寿命加速等效试验研究

株洲航空动力机械研究所 力华东** 廖学军

【摘要】 介绍了针对航空轴承小批量特点,运用寿命加速原理导出了适当样本数、考核时间及置信度之间的关系,并用某桨型发动机主轴承作为试件,在轴承试验器上进行8套试件每套110小时强化试验研究。试验中采用3种测试手段进行综合的失效监控;对试件与样品进行5项内容的等效性检测与对比分析。结果表明其等效性和加速系数(9.1)与置信度(89.7%)均令人满意。为航空部门长期尚未解决的长寿命发动机主轴承定、延寿及轴承产品鉴定验收环节提供了重要方法。

主题词: 航空发动机 航空轴承 加速寿命试验 地面试验

1 轴承寿命加速等效试验的基本理论

所谓轴承寿命加速等效试验就是在不改变轴承失效机理,不增加新的失效模式的前提下通过提高试验轴承应力水平的方法来加速其失效进程,然后再根据试验数据运用数理统计理论估算出正常应力下轴承的寿命。

轴承失效寿命符合下述3条基本假设:

(1) 轴承在不同应力下得到的失效寿命 L_F 均近似服从Weibull分布,且在Weibull概率纸上基本上是一条直线。而Weibull分布函数为:

$$F(L_F) = 1 - \exp[-(L_F/L_\theta)^\beta] \quad (F > 0) \quad (1)$$

式中: β 为形状参数, L_θ 为特征寿命, L_F 为给定失效概率 F 下的轴承寿命。

(2) 在不同应力下轴承失效机理基本相同,则形状参数 β 基本不变。在Weibull概率纸上分布函数基本是一簇平行直线。

(3) 轴承疲劳寿命随其应力水平提高而迅速下降,它们之间的关系为:

$$L_F = (C/P)^\epsilon \quad (2)$$

C 为轴承的额定动负荷, P 为当量动负荷, ϵ 为寿命指数(对球轴承 $\epsilon=3.0$,对滚子轴承 $\epsilon=10/3$)。

将(1)式改写成: $R = \exp[-(L_{10}/L_\theta)^\beta]$ ($F=0.10$ 时, $L_F=L_{10}$ (额定寿命)),式中 R 为可靠度。由此得: $L_\theta = L_{10}/(\ln 1/0.9)^{1/\beta}$ 。由(1)式知:当零件寿命服从Weibull分布时,加速试验的置信度 c 、样本数 N 与 T_0 的关系^[1]为: $c = 1 - \exp[-N(T_0/L_\theta)^\beta]$ 将其代入上式得:

$$c = 1 - \exp[-N(T_0(\ln 1/0.9)^{1/\beta}/L_{10})^\beta] \quad (3)$$

大量试验证实,在加速试验过程中只要控制一定量级的应力水平,则轴承失效机理基本不变,即Weibull分布的形状参数 β 基本不变,统计国内外有关文献后取值 $\beta=1.21$ 。

2 试验设备、试验件及试验工况的拟定

试验安排在 B708 高速轴承试验器上进行。专门设计的试验器主体内一次可装上 4 套轴承试件, 由 4 个径向活塞通过油压可控的液压系统实现同步加载。实践证明一次试验 4 套轴承不仅大大缩短试验周期而且提高了试验精度。

用长寿命的某桨型发动机前支点滚子轴承(6D32916Q₃T) 作为试验件。为实现轴承试件工作温度的监控, 在其外套圈上焊接镍铬—考铜热电偶用以测温。

由于航空发动机主轴承价格昂贵, 故本试验方案采用小样本加速等效试验。但为了保证试验结果具有较高置信度并兼顾试验周期不能太长。经过计算(见表 1) 需要 8 套轴承试件, 另外还考虑试件质量和设备、安装等外界因素可能造成试验过程中非正常失效的损耗, 故另增加 4 套作为备件, 这样总计 12 套轴承试件。

表 1 在不同径向载荷时相应试件样本数与试验时间(计算时取置信度 $c=90\%$)

径向载荷(N)	5296	6669			7400			8041			9414
额定寿命 $L_{10}(h)$	146.5	67.9			48.1			36.4			21.5
所需套数 N		6	8	10	6	8	10	6	8	10	
每套试验时间 $T_0(h)$		199.4	156.9	130.3	139.7	110.1	91.6	106.9	84.1	69.8	

试验按下述步骤拟定。(1) 首先根据公式(3) 计算出不同径向载荷值时相应的轴承试件样本数 N 与试验考时间 T_0 (表 1), 然后综合考虑轴承试件在加速试验过程中失效机理不失真以及尽量缩短试验周期的原则, 初步确定一个合适的 F_r 值, 然后对其进行最大应力值与油膜厚度的校核。按上述原则, 计算与校核结果认为本次试验选用 $F_r=7400N$ 是合适的, 径向载荷计算公式取自文献[2]。(2) 选择与发动机相同的混合油作为试验用的润滑油。控制试验过程轴承外套圈工作温度在 $120\pm5^{\circ}C$ 的范围内, 并由此值来确定加速试验时的滑油供油温度值。据前期试验数据可知在加速试验时只要对滑油保证适当冷却, 则就可满足轴承试件的温度要求。滑油供油压力为 $0.5MPa$, 该值及喷嘴直径均与发动机上对应值同; 试验器上喷嘴喷射角度与发动机上相同, 这样保持了试验器上与发动机上滑油供油量相同。通过计算表明: 只须保持上述各技术条件, 则轴承试件在轴承试验器上的滑油膜厚比 λ 值与轴承在发动机上的膜厚比 λ 值基本相等, 从而达到了试验时润滑条件的模拟。(3) 轴承试件的转速 n 与径向载荷 F_r 之间的匹配关系按图 1 曲线上关系。

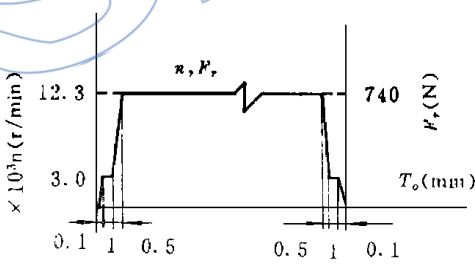


图 1 n 与 F_r 的关系

3 试验结果分析、试验数据与处理

3.1 加速试验过程中轴承试件失效的监控

为准确判定轴承试件失效的“时间”综合采用下述 3 种监控方法进行实时诊断与监控。
(1) 油样铁谱分析法是在轴承试件润滑系统的回油管路中串装一个磁性采样阀并定时从中取样, 送到旋转式铁谱仪上制作谱片, 直接进行光密度测量并在数值显示器上读出磨损颗粒

在谱片片基上覆盖的百分比,然后可初步判定其是否发生失效,从而达到监控的目的。(2)采用轴承试件上的热电偶和毫优计实现温度监控。(3)JK 9041FE 共振解调轴承故障检测仪系统。在每套轴承试件的外衬套上安装 YD-3 压电式加速度传感器并把其信号输入该系统就可对 4 套轴承试件同时进行实时诊断并能较准确地判定 4 套中哪套发生失效。该系统具有自动诊断、显示和存盘的功能。

3.2 失效判断原则、试验数据分析、求加速系数

航空发动机主轴承的失效模式多种多样,其中以磨损、剥落、胀大及烧伤最为常见。而本次试验研究的失效模式乃是疲劳剥落,故在试验中发生的非疲劳剥落失效均认为是非正常失效,其试验数据不进行处理。

本次试验共投入 12 套轴承试件,其中 4 套均因试验设备的径向加载活塞安装偏斜使Ⅲ、Ⅳ号位试件内滚道产生局部应力集中,造成迅速严重磨损与剥落,因此本次试验只有 8 套轴承数据有效。12 套试件试验数据见表 2。

表 2 12 套轴承试件寿命加速等效试验数据表

试验轴承编号	游隙值 (mm)	径向载荷 (N)	供油压力 (MPa)	外套圈平均 温度(℃)	运转时数 (h)	启动次数 (次)	轴承试件 最终状态
856- 45	0.054	7400	0.5	≈ 120	111.5	36	正 常
8412- 38	0.056				111.5	36	正 常
856- 11	0.060				116.5	36	正 常
8412- 26	0.046				116.5	36	局部剥落
911- 4	0.032				157.25	85	正 常
911- 9	0.030				140.15	85	局部剥落
911- 44	0.034				17.4	11	严重剥落
911- 17	0.028				17.4	11	严重剥落
911- 24	0.030				23.5	19	严重剥落
911- 45	0.032				23.5	19	严重剥落
911- 19	0.030				116.82	66	正 常
911- 39	0.026				116.82	66	正 常

8 套有效轴承试件通过 110 小时的试验考核无一失效,故 c 值可按公式(3) 计算。式中: $N = 8$, $L_{10} = 48.1$ 小时, $T_0 = 110$ 小时, $\beta = 1.21$ 代入上式,得 $c = 87.9\%$ 。

所谓试验的加速系数即产品在正常工作应力的失效寿命与加速试验应力下的失效寿命之比。本试验的加速系数 $K = L_{10}^*/T_0 = 1000/110 = 9.1$ 。这说明,采用加速试验方法对轴承定寿所需的时间只有 1 : 1 寿命试验的 1/9。

3.3 某桨型发动机前滚子轴承两种不同定寿法的比较

该型发动机原采用两台发动机通过 1500 小时台架长试,然后送到轴承研制厂鉴定并给出 1000 小时的轴承寿命值,置信度限低。本研究方法是采用 8 套轴承试件、施加 2.52 倍(即 7400N)正常载荷,每套须通过 110 小时的加速试验就可以使置信度较高,具体参数见表 3。

表 3 某桨型发动机前滚子轴承两种定寿法对照

定 寿 方 法	施加的 载荷 (N)	外套圈 温度 (℃)	投试的 套数 (套)	样本的 可靠度 (%)	考核 时间 (h)	给定可靠度 下的置信度 (%)	备 注
原定寿法	2942	120	2	90	1500	29	定寿后轴承故障频繁
加速定寿法	7400	≈120	8	90	110	89.7	尚待考验

3.4 监控效果分析

试验过程表明: 只有同时采用 3 种监控方法所获取的故障信息进行综合分析, 才能达到较准确地对试件失效发生时间进行实时诊断。

图 2 为试验中所录取的(8412- 26)与(856- 45)两试件轴承温度随试验时间增加而变化关系以及试件失效时温度突变的情况, 这与停车后分解检查情况是完全吻合。

用 JK9041FE 共振解调轴承故障检测系统实现运转状态下轴承试件的实时诊断、显示并存盘。

图 3、4 为本次试验时通过油样光谱分析所得到的曲线。从中可看出, 随轴承试件考核时间增长, 滑油中无论大、小磨损颗粒数以及磨损严重指数都有不同程度的增加。磨合阶段增加快, 进入正常工作阶段曲线变得平坦, 一旦曲线变陡则预示

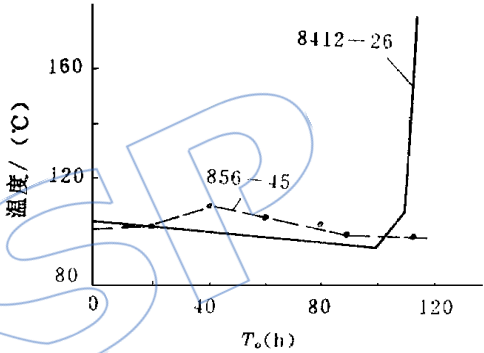


图 2 工作温度随时间的变化

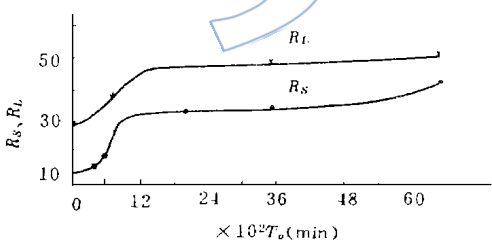


图 3 大小磨损颗粒数随考核时间的变化

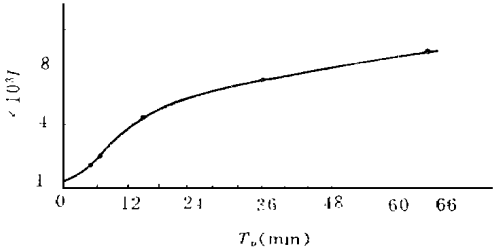


图 4 磨损严重指数随考核时间的变化

试件即将失效。这种关系在试验过程得到充分反映。

3.5 试验结果等效性分析

本次试验选用投入使用多年并具有 1000 小时寿命的某桨型发动机前滚子轴承作为研究对象。对 8 套轴承试件的内、外套圈滚道, 滚子及保持架工作表面用放大镜(×5) 进行检查, 没有发现剥落、烧伤等痕迹, 但却存在不同程度的磨损, 其形貌特征与样品相似。

选取磨损程度不同的两套试件与一套样品进行洛氏硬度的测量表明, 所有部位的硬度值均在规范范围内, 证实了虽然采用提高应力的加速试验, 但对轴承基体组织却无影响。

抽取磨损程度不同的两套轴承试件和一套样品进行内滚道和滚子工作面的粗糙度测量。从实测数值可知, 轴承试件和样品的粗糙度量级相似。

抽取三套轴承试件和一套样品进行内套圈与滚子工作面显微硬度和金相组织检测。使用 knoop 压头、测量载荷 100 克、保持 5 秒, 测量点均从滚道面向深度展开, 距表层 $25\mu\text{m}$ 处为第 2 点, 往后各测点间的距离为 $50\mu\text{m}$, 共测 5 点。4 套试件测量数据见图 5。金相组织分析结果, 轴承试件与样品的金相组织均为隐针马氏体+粒状 Fe_3C + 少量残余奥氏体。这从另一个方面表明了试验的等效性。两种轴承滚道都存在硬化层, 其深度都约为 $25\mu\text{m}$, 这表明试件虽然在加大应力水平下试验但其内部组织无影响。两种轴承经过工作后滚道均不存在磨削变质层或烧伤。从图 5 中看到样品(编号 7519-6)的表层或内部的实测显微硬度值都偏低, 这可能与处理质量有关而不是因发动机使用过程造成的。

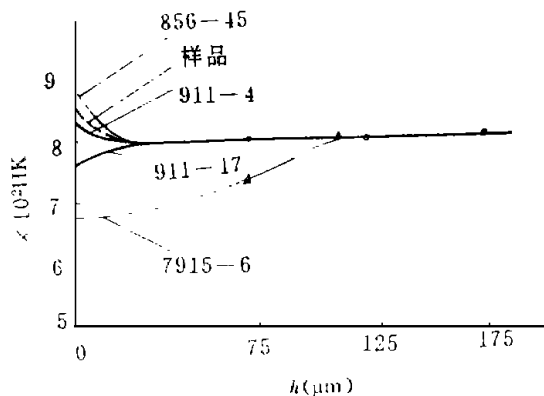


图 5 显微硬度随深度的变化

结论 (1) 本试验结果的等效性是令人满意的。因此我们建议可暂按此方法先在轴承试验器上对航空发动机或减速器的长寿命轴承进行地面初始寿命的定寿与延寿, 然后再在发动机车台上进一步考核验证。(2) “一次可同时考核 4 套轴承试件”的试验机结构, 其设计合理, 性能优于国内同类设备, 是一种高效率的高速轴承寿命试验机。(3) 综合采用轴承外套圈温度监控、滑油油样铁谱分析以及共振解调轴承故障检测系统是能够达到运转状态下轴承试件发生失效的“时间”的实时诊断。(4) 本次试验由于时间、经费的限制, 故无法做到将每套试件运转到失效为止, 然后根据试验数据计算出不同置信度时相应的轴承寿命值。这是一项非常有研究价值的工作。(5) 可用本试验方法对其进行“轴承出厂前”产品的质量验收。

致谢 本研究课题在理论研究阶段得到东南大学卢玉明教授的帮助, 在此表示感谢!

参 考 文 献

- 1 卢玉明编著. 机械零件的可靠性设计. 北京: 高等教育出版社, 1989
- 2 埃斯曼, 哈斯巴根, 韦根著, 刘家文译. 滚动轴承设计与应用手册. 武汉: 华中工学院出版社, 1988

(责任编辑 魏星禄)