

航空涡轮发动机主轴使用寿命实验研究

成都发动机公司 方祖英 刘敦惠

摘 要

本文论述了航空涡轮发动机主轴损伤换算比的确定方法。根据线性累积疲劳损伤理论和S-N曲线,采用不同寿命主轴的剩余寿命对比试验,可获得飞行换算率 A_p 。预定安全标准循环寿命除以 A_p ,就可以获得发动机主轴的使用寿命(小时)。本文进一步介绍了在机动飞行和螺旋载荷耦合作用下目标寿命的确定方法。

一、主轴使用寿命的研究方法

主轴疲劳寿命试验结果,经数据处理后可以获得最差轴也能承受住的标准载荷循环数,即预定安全标准循环数。然而发动机主轴的寿命通常是以飞行小时数表示。为求主轴的使用寿命,还应确定每种飞行任务循环和标准载荷循环之间的转换关系。由于完成每种飞行任务循环的时间是已知的,从而可以得到飞行任务谱的小时损伤换算比,简称飞行换算率。用预定安全标准循环数除以飞行换算率,就可以得到主轴的预定安全寿命(小时)。

由于发动机主轴的材料、热处理、加工工艺,以及使用,每个环节都影响主轴的寿命,而主轴的寿命又具有很大的分散性。所以除了控制主轴质量的稳定外,还应从主轴完整性成套技术网络入手,载荷谱测试与计算分析、实验研究相结合,确定飞行换算率和预定安全寿命。为了稳妥,还要将预定安全寿命分批次给出领先使用飞行和剩余寿命验证试验。经过数次信息反馈,最后确定主轴的总寿命。

二、主轴损伤换算率实验研究的理论依据

1. 等效载荷公式的推导 S-N曲线数学表达式和线性累积疲劳损伤理论数学表达式为:

$$S^m N = C \quad (1)$$

$$n_1/N_1 + n_2/N_2 + n_3/N_3 + \dots + n_i/N_i = n_e/N_e \quad (2)$$

式中: N_i 、 n_i 代表第*i*种载荷循环下的总寿命 N_i 和循环次数 n_i ; N_e 、 n_e 代表标准载荷循环下的总寿命 N_e 和循环次数 n_e 。将(1)代入(2)得等效应力公式:

$$n_1 s_1^m + n_2 s_2^m + n_3 s_3^m + \dots + n_i s_i^m = n_e s_e^m \quad (3)$$

将应力同外载荷的关系式(4)(其中 K_f 为有效应力集中倍数)代入(3)式得等效载荷式(5):

$$l_i = S_i W / K_f \quad (4)$$

$$n_1 l_1^m + n_2 l_2^m + n_3 l_3^m + \dots + n_i l_i^m = n_e l_e^m \quad (5)$$

将(5)式应用于飞行换算率试验,其左边已知飞行小时中各级载荷下循环,等于右边标准载荷下的循环。即用试验器上标准载荷下循环次数等效飞行各级载荷循环次数。

2. 求飞行换算率 A_p 若主轴已使用 n 小时, 则(5)式写成:

$$\sum n_{ih} l_i^m = n_{eh} l_e^m \quad (6)$$

从(6)式可以得出这样的结论: 对于同一型号的发动机, 在执行同一飞行任务时, 无论主轴的局部结构形式有何不同, 只要材料、制造工艺和热处理规范相同, 则主轴使用经历的 $\sum n_{ih} l_i^m$ 总是相同的, 所以等式右边也相同, 因此, 可以用批生产机种中已使用 h 小时的轴和未使用的新轴作对比试验求 n_{eh} 。这样(5)式可以表达为:

$$N l_e^m = \sum n_{ih} l_i^m + \Delta n l_e^m = n_{eh} l_e^m + \Delta n l_e^m$$

经化简可得:

$$n_{eh} = N - \Delta n \quad (7)$$

假设主轴承受的载荷循环与使用小时数成正比, 即要求随机取样的轴在外伤使用中承受载荷也具有随机性、符合统计规律。这样, 单位小时损伤数(即飞行换算率) A_p 可表达成:

$$A_p = n_{eh}/h = (N - \Delta n)/h \quad (8)$$

试验可得参数 N , Δn , 并经散度处理, 可算出最大可能飞行换算率 A_p 。

3. A_p 值在不同应力水平轴上的应用 若 A_p 值是根据A类轴对比试验求得的, 应用它去求B类轴在同一考核截面的寿命, 必须要求B类轴与A类轴执行同一飞行任务, 并载荷谱一样, 两类轴材料具有相同的疲劳特性, 可以用同一条S-N曲线, 并在试验中用同一标准循环谱载荷。按(1)式和(4)式:

$$\text{对A类轴} \quad N_A S_A^m = N_A (l_e k_{fA}/w_A)^m = C \quad (9)$$

$$\text{对B类轴} \quad N_B S_B^m = N_B (l_e k_{fB}/w_B)^m = C \quad (10)$$

由于施加相同载荷和可用同一条S-N曲线, 则(9)-(10)式相等, 化简后可得:

$$N_A^{1/m} (k_{fA}/w_A) = N_B^{1/m} (k_{fB}/w_B) \quad (11)$$

将 N_A 、 N_B 、 n_{eh} 表示在S-N曲线上(见图1)。

由(6)式分析, 主轴飞行任务和标准循环载荷 l_e 相同, 则 n_{eh} 一定, 即 A_p 一定。但对不同应力水平的轴, 总的破坏循环寿命是不同的, 见图1的 (N_A, S_A) 和 (N_B, S_B) 点, 在主轴考核截面上, k_f 低, 断面模量 w 大的轴, 其总寿命长。

4. A_p 的散度处理 对同种主轴, (7)式中已知飞行小时的标准载荷循环损伤数 n_{eh} , 剩余寿命的标准载荷循环数 Δn 和未使用轴试验至破坏的标准循环数 N 都具有一定的散度范围。确定安全寿命的原则是使给出的寿命保证使用中最差轴也不会失效。那么对于飞行换算率 A_p 的试验研究, 应该是求出飞某种任务谱使用一小时可能引起的最大损伤标准载荷循环数。在分析使用反馈信息、故障调查和使用寿命统计的基础上, 认真研究散度分布规律, 从而确定具有恰当置信度和成活率的 n_{eh} 、 Δn 和 N 值, 然后计算出单位飞行小时的标准循环损伤数。

5. 用实验法求 A_p 注意事项

(1) 选用使用时间较长的轴(如600小时)。这样 n_{eh} 较大, 试验出的 N 和 Δn 的中值寿命之差异能克服寿命散度的影响, 提高分辨率, 便于求 A_p 值。

(2) 对于歼击机、飞行科目繁多, 对主轴造成损伤的差异很大, 而且使用环境对主轴寿命的影响也较大。所以应当从使用部队中选择具有代表性的轴作为试验件。

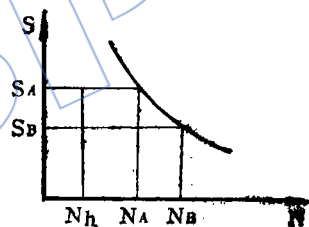


图1 不同应力水平的寿命点

三 主轴寿命研究实例

1. 求某型发动机原型涡轮轴机动飞行的寿命

(1) 求飞行换算率的实验 选用原型轴作为试验件, 采用机动飞行载荷散度系数试验法, 试验的峰值载荷为: 扭矩 $M_k = 19325.6 \text{ NM}$, 轴向力 $P = 102312 \text{ N}$, 弯矩 $M_u = 1960 \text{ NM}$; 高循环数 N_{1e} 与低循环数 N_{1h} 之比为 558:1。取使用 600 小时的轴 (简称旧轴), 同未使用的新轴在疲劳试验器上进行成组对比试验。其结果和计算得到的子样平均值 $\bar{X}$ 和子样标准差 S_x 。见表 1。

表 1 新、旧轴对比试验结果

		1	2	3	4	5	$\bar{X}$	S_x
新轴	N_{1l}	1308	574	810	1184			
	N_{1h}	729864	320292	451980	660672		540702	
	X_{1h}	5.86324	5.50555	5.65512	5.819986		5.710974	0.16362
旧轴	N_{2l}	403	521	1850	704	559		
	N_{2h}	224874	290718	1032300	392832	311922	450529	
	X_{2h}	5.35194	5.46347	6.01381	5.59421	5.49405	5.58349	0.25559

表 1 中: $x_i = \lg N_{1i}$, $\bar{X}_1 = \sum X_{1i} / n$, $S_x = \sqrt{(\sum x_i^2 - (\sum x_i)^2 / n) / (n - 1)}$

将轴寿命分布曲线示于图 2, 图中: 1 为主轴标准载荷循环寿命分布曲线; 2 为新轴寿命分布曲线; 3 为旧轴寿命分布曲线。

对于旧轴子样寿命的分散性很难把疲劳寿命和使用载荷差异引起的散度分开来。假设轴的寿命按正态规律分布; 假设有一根“最长”寿命的轴 $X_{1n} = \bar{X}_{1p} + 3S_{x1}$ 在 600 小时使用中遇到最严重的损伤, 成为“最短”寿命的轴 $X_{2b} = \bar{X}_{2p} - 3S_{2x}$, 从而使求出的单位小时损伤数具有足够的可靠性。

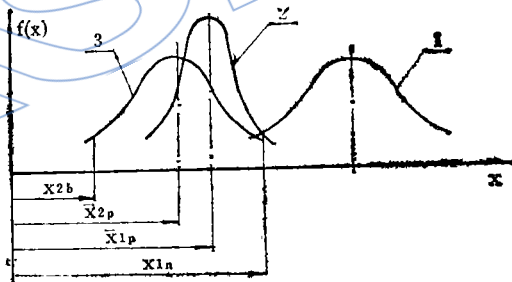


图 2 主轴试验寿命随机变量分布示意图

按上述假设可以计算飞行换算率 A_p

$$A_p = (10^{x_{1n}} - 10^{x_{2b}}) / n = (2853.8 - 117.5) / 600 = 4.56 \text{ 标准载荷循环数/小时}$$

(2) 求机动飞行下的预定安全寿命 L 按试验中出现最长寿命的数据计算:

$$L = (1850 - 100) / 4.56 = 384 \text{ 小时}$$

在试验中, 从轴的初始裂纹扩展成较大裂缝, 约经历 100 次低循环, 应予扣除。

(3) 对此例结果的说明 A_p 是通过两组轴子样的成组对比试验来求得飞行中轴母体的最大标准循环损伤数。所以 A_p 是一个估计量, 随着试验数量的增多, A_p 会更接近真值。

此例是采用载荷系数法试验得到最长寿命轴除以 A_p 值获得主轴寿命。因为它是试验考核值, 所以比用随机变量的轴子样估计量的最好轴寿命 N_{1h} 得出的结论更为稳妥。

2. 求某飞机改进涡轮轴专飞教学螺旋的预定安全寿命 此例的思路是以上天四架教练

机专飞教学螺旋的四台原型涡轮轴断裂故障引起,统计计算出原型轴飞教学螺旋的安全起落数。通过原型轴与改进轴在试验器上施加教学螺旋载荷的成组对比试验,求出它们寿命的安全倍数,从而推断出改进轴飞教学螺旋的预定安全寿命。

试验载荷为:轴向力 $P = 33280.8\text{N}$, 扭矩 $M_k = 2244.2\text{Nm}$, 弯矩 $M_u = 3469.2\text{Nm}$, 高低循环之比为 2400:1。试验结果和四架飞机八台轴(其中四台轴断裂)的总统计数据见表 3。

表 2 教学螺旋载荷试验结果,即弯矩高循环数($\times 10^5$)(*表示未裂)

序号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	$\bar{N}$
原型轴	1.66	1.71	1.84	2.22	2.35	2.40	2.48	3.25	3.38	2.77
改进轴	17.62	28.45	24.13	29.11*	31.66	34.05*	34.36*	34.7*	89.71*	35.42
总统计数据	2.60	2.60*	3.07	3.07*	3.74	3.74*	4.54	4.54*		3.49

(1) I I 组数据,求母体平均值差数区间

计算子样平均值 $\bar{X} = \left(\sum_{i=1}^n x_i \right) / n$:

$$\bar{X}_1 = 5.36, \bar{X}_2 = 6.5$$

计算子样方差 $S^2 \left[\sum_{i=1}^n x_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n x_i \right)^2 / n \right] / (n-1)$:

$$S_1^2 = 0.0123, S_2^2 = 0.0382$$

F 检验:

$$F_{1-2} = S_2^2 / S_1^2 = 3.109$$

由 F 分布数值表查 $F_{0.05} = 4.43$, 即 $F_{1-2} < F_{0.05}$, 说明两组被抽子样的两个母体标准差相同, 即 $\sigma_1 = \sigma_2$ 。F 检验通过, 满足成组对比试验条件。

t 检验: 总自由度 $\nu = n_1 + n_2 = 16$

取显著度 $\alpha = 0.01$, 由 t 分布数值表查得 $t_{0.01} = 2.291$

计算统计量:

$$t_{1-2} = \frac{\bar{X}_1 - \bar{X}_2}{S_{1-2} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2}} = 16.58, S_{1-2} = \sqrt{\frac{(n_1-1)s_1^2 + (n_2-1)s_2^2}{n_1 + n_2 - 2}} = 0.1589$$

$|t_{1-2}| > t_{0.01}$, 即表示两个母体平均值有显著差异。

母体平均值差数区间估计式为:

$$(\bar{X}_2 - \bar{X}_1) - t_{\alpha} s_{1-2} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2} < \lg(N_{50})_2 / (N_{50})_1 < (\bar{X}_2 - \bar{X}_1) + t_{\alpha} s_{1-2} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2}$$

计算出: $0.9229 < \lg(N_{50})_2 / (N_{50})_1 < 1.3603$, 即 $8.37 < (N_{50})_2 / (N_{50})_1 < 22.925$

上式说明: 有 99% 的把握说改进轴的中值寿命 $(N_{50})_2$ 是原型轴中值寿命 $(N_{50})_1$ 的 8.4~23 倍。

(2) 改进轴飞教学螺旋的寿命 由飞教学螺旋的四台轴断裂弯矩循环数统计计算, 求得具有 95% 置信度的安全起落数为:

$$N_{起落} = 4.997 \approx 5$$

由前面对比试验推算出: 改进轴的中值寿命比原型轴至少高 8.4 倍, 即改进轴教学螺旋飞行的预定安全起落数为:

$$N = 8.4 \times 5 = 42 \text{ (起落)}$$

据教学螺旋训练统计, 一个起落飞机留空时间约 30 分钟。

四、主轴目标寿命试验研究

利用单位小时的标准载荷循环损伤数 A_p , 求改进轴的目标寿命(小时)。

1. 目标使用寿命:

(1) 在200小时寿命使用期内飞教学螺旋176次, 其余时间作机动飞行, 允许误入螺旋2次。

(2) 机动飞行寿命800小时, 其中允许误入螺旋10次。

2. 试验载荷谱(图3)

(1) 三种典型试验载荷谱。

(2) 目标使用寿命对应的试验载荷谱是由三种典型试验载荷谱掺合成。

A. 确定“在200小时寿命使用期内飞教学螺旋176次, 其余作机动飞行, 误入螺旋2次”的试验载荷谱:

用已飞教学螺旋175次的改进轴试验: 教学螺旋载荷循环1585次(175次教学螺旋等于22起落, 对应飞行寿命11小时, 取寿命散度10, 即 $176 \times 10 - 175 = 1585$ 次) → 机动飞行载荷循环900次(取 $A_p = 4.5$, 即 $900/4.5 = 200$ 小时) → 误入螺旋载荷循环2次。

用已机动飞行200小时的改进轴试验: 教学螺旋载荷循环1760架(11小时) → 机动飞行载荷循环810次(取寿命散度10, 因此200小时飞行只能定出20小时安全寿命, 相当地面试验 $20 \times A_p = 90$ 次低循环, 200小时寿命地面试验要作 $200 \times A_p = 900$ 次低循环数, 即要求试

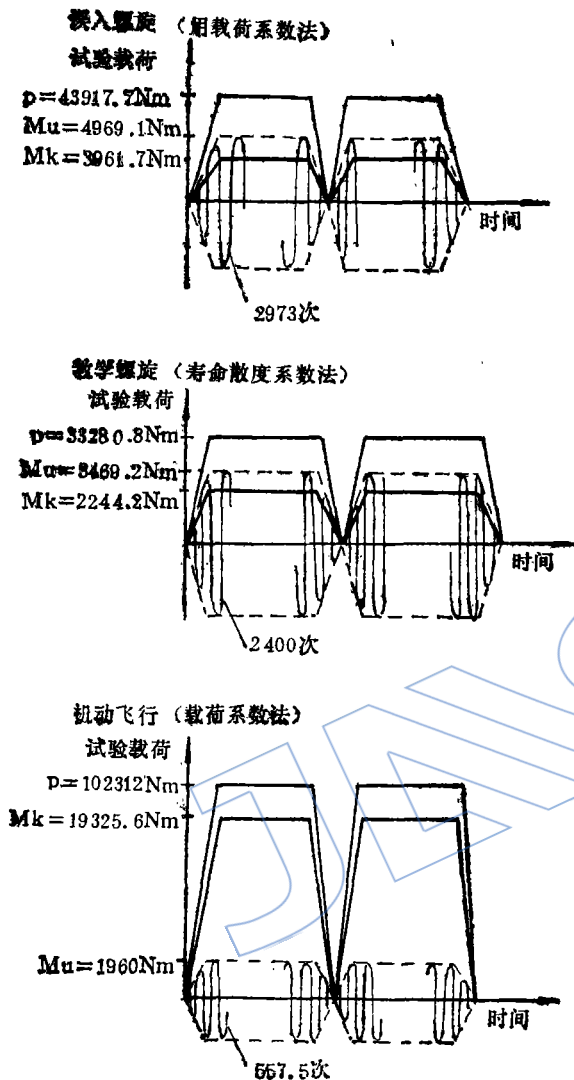


图3、三种典型的试验载荷谱

验 $900 - 90 = 810$ 次) → 误入螺旋载荷循环2次。

B. 确定“机动飞行寿命800小时, 允许误入螺旋10次”的试验载荷谱:

用新改进轴试验:

机动飞行载荷循环1800次($1800/A_p = 400$ 小时) → 误入螺旋载荷循环10次 → 机动飞行载荷循环1800次。

用已机动飞行200小时的改进轴试验:

机动飞行载荷循环1755次($1755/A_p = 390$ 小时) → 误入螺旋载荷谱10次 → 机动飞行载荷谱1755次。

3. 改进轴寿命试验结果见表 4。由试验结果看,改进轴通过了上述目标寿命试验。

表 3 改进轴寿命试验结果

序号	轴号	原始情况	试验低循环数			备注
			机 动	教 学 螺 旋	误 入 螺 旋	
1	5K ₂ -38	批生产改进轴(新)	3620		10	未裂
2	5K ₂ -35	已飞175次教学螺旋改进轴	900	1584	2	未裂
3	5K ₂ -36	已飞200小时机动的改进轴	817	1760	2	未裂
4	5K ₂ -42	已飞200小时机动的改进轴	3510		10	未裂

五、结 论

1. 实验法求飞行换算率 A_p 的理论依据是,线性累积损伤理论公式和S-N曲线方程联立推出的等效载荷公式。由于用对比试验,因此实验法求得的 A_p 值比统计计算法可靠、准确。

2. 用实验法求得的 A_p 值,可以确定该轴的寿命(小时),还可以确定相同飞行载荷谱的其它主轴寿命(小时),尽管主轴结构形式有所不同。

3. 对于飞行任务谱中,弯矩循环负荷引起主轴危险截面的应力很大时,应该用实际载荷进行试验,不然轴会很快断裂造成实验数据失真。实验后处理的数据除以寿命散度,即得预定安全寿命。寿命散度一般通过主轴的S-N曲线求得。

4. 主轴寿命实验研究是一项系统工程,除了研究每一步骤的合理性、可靠性外,还要紧密与使用反馈信息和试飞、剩余寿命试验相结合,以提高实验结果的可靠性、准确性。

5. 对悬臂的喇叭轴应研究在高循环弯矩和低循环轴向力、扭矩交互作用下的疲劳寿命。

6. 对开教型飞机发动机的主轴应研究在机动飞行、教学螺旋、误入螺旋掺合作用下的疲劳寿命。

which imitates a cyclic loading in flight. Considering the influence of factors of creep, change of material's properties, and process of temperature elevation, the stress analysis of the disk-body is accomplished under various working conditions. Moreover, the residual stress resulting from a cyclic loading is calculated. Some useful conclusions have been drawn for engineering design.

EXPERIMENTAL AND APPLIED RESEARCH

ON CREEP-RECOVERY

Mu Xiaying and Liu Xirui

(Xian Jiaotong University)

Abstract

Creep recovery testing of nickel-alloy at three temperatures is reported, from which some useful rules are found. A simple and efficient analytical method of creep recovery stress is provided. The effect of creep recovery is demonstrated by a numerical example.

TEST RESEARCH ON MAIN SHAFT SERVICE LIFE OF AEROENGINE

Fang Zuying and Liu Dunhui

(Chendu Aeroengine Company)

Abstract

The method for determining damage conversion of main shaft of aeroengine is introduced. In accordance with the linear accumulating fatigue damage theory and S-N curve, the standard damage cycles per flight hours, or damage conversion ratio A_p for flight can be obtained from the comparative residual life tests of the shafts with different service life. The main shaft fatigue life tests indicate that even the worst main shaft can resist the standard load cycle, or predicted safe standard cycle life. If it is divided by A_p , the service life (hours) of a main shaft can be determined. Further, the determination method of target service life is provided for general maneuver flight load combined with spin flight load.