

航空发动机涡轮盘初始使用寿命的确定

贵州航空发动机研究所 贾 军* * 龙胜刚 唐平宣

【摘要】 本文介绍了一种确定涡轮盘初始使用寿命的方法,它可以较经济和可靠地得到涡轮盘在热和机械循环载荷联合作用下的 LCF/蠕变交互作用寿命。

关键词: 航空发动机 涡轮盘 初始使用寿命 计算 试验

航发重要构件(如压气机盘、涡轮盘)使用寿命的确定,要考虑到构件使用工况的复杂性,而往往采取逐步定寿、延寿的方法。即首先确定构件的初始使用寿命 $S_1=(1/3\sim1/2)P_1$ (P_1 为发动机设计寿命),然后再逐步确定构件的后续寿命,直至在使用或构件寿命试验中出现裂纹或其它故障而影响正常使用时止,据此,最终确定其使用寿命^[1]。因此,为确保航空发动机工作可靠性,有必要确定其重要构件—涡轮盘的初始使用寿命。

通过计算分析确定涡轮盘的设计寿命 P_1 ,再经过涡轮盘的试验器试验批准其寿命,是确定航空发动机涡轮盘初始使用寿命的一种常用方法。本文采用这一方法对某型发动机 I 级涡轮盘初始使用寿命的确定进行了探索。

1 涡轮盘载荷谱和应力—应变响应分析

1.1 载荷谱

I 级涡轮盘载荷谱(转速、温度谱)是据工厂长期试车规程编制的。方法是:(1)据长试规程对应确定各状态的 I 级涡轮盘的转速、温度,整理得出其百小时长试载荷谱;(2)用雨流计数法对载荷谱进行循环计数,将其处理成单波转速谱和轮缘、轮心温度以及循环时间、循环次数;(3)按峰值取较大值、谷值取较小值的原则,将相近项合并,并略去二次波,结果列于表 1。

表 1 某型发动机 I 级涡轮盘百小时载荷谱

状 态		转速(r/min)		稳定时间(分)		轮缘温度(℃)		轮心温度(℃)		循环次数
谷	峰	谷	峰	谷	峰	谷	峰	谷	峰	
起动	最大	0	11283	0	60	20	642	20	330	20
慢车	最大	6476	11283	0	60	225	642	122	330	80
慢车	最大加力	6467	11283	0	0	225	642	122	330	100
85%	最大加力	10112	11283	0	0	519.6	642	269	330	80
遭遇	最大加力	8919	11283	0	0	408.7	642	213.7	330	20
起动	0.8 额定	0	10339	0	0	20	542.3	20	280.3	250

1.2 应力—应变响应分析

按周期对称原理取盘的 1/188 扇形块做为计算模型, 并采用三维 20 节点结构快速循环弹塑性蠕变有限元分析方法及程序^[2], 进行应力—应变响应分析。计算分析表明, 该涡轮盘可能的薄弱位置在轮缘槽底 R 处, 轮腹中部和轮心(表 2)。

表 2 第 V 齿、轮心、轮腹最大应力点计算结果($n_{\max}=11283\text{r/min}$)

项 目		轮 心		轮 腹		轮 缘	
		弹塑性	蠕 变	弹塑性	蠕 变	弹塑性	蠕 变
应 力 值 (MPa)	σ_r	10. 6	10. 5	668	664	604. 2	500. 3
	σ_θ	801. 8	797	556. 4	552. 1	894. 1	731. 4
	σ_z	- 65. 1	- 64. 4	621. 9	624. 1	110. 5	208. 6
	$\sigma_{r\theta}$	- 1. 44	- 1. 43	2. 28	2. 25	211. 6	211. 6
	σ_θ	- 30. 1	- 30. 0	- 3. 02	- 2. 98	- 8. 23	- 6. 60
	σ_{zr}	- 16. 17	- 16. 06	- 90. 6	- 89. 6	- 25. 3	- 18. 96
	σ_e	832. 2	827	580. 1	575. 6	625. 2	527. 6
应 变 值 (%)	ϵ_r	0. 240	$- 0. 352\times 10^{-12}$	0. 844	$0. 283\times 10^{-7}$	1. 238	$0. 506\times 10^{-2}$
	ϵ_θ	0. 960	$0. 815\times 10^{-12}$	0. 768	$0. 261\times 10^{-7}$	0. 863	$- 0. 346\times 10^{-2}$
	ϵ_z	0. 171	$- 0. 463\times 10^{-12}$	0. 429	$- 0. 544\times 10^{-7}$	0. 878	$0. 161\times 10^{-2}$
	$\epsilon_{r\theta}$	- 0. 0027	$- 0. 292\times 10^{-14}$	0. 0031	$0. 159\times 10^{-9}$	0. 308	$0. 369\times 10^{-2}$
	ϵ_{zr}	- 0. 0054	$- 0. 154\times 10^{-15}$	- 0. 0041	$- 0. 498\times 10^{-9}$	- 0. 012	$0. 108\times 10^{-3}$
	ϵ_{zr}	- 0. 0029	$- 0. 154\times 10^{-13}$	- 0. 124	$- 0. 126\times 10^{-7}$	- 0. 036	$- 0. 228\times 10^{-3}$
	ϵ_e	0. 55	$0. 17\times 10^{-12}$	0. 292	$0. 397\times 10^{-7}$	0. 338	$0. 413\times 10^{-2}$

注: 各应变分量中含自由热胀量, 等效应变 ϵ_e 中不含此量。

2 设计寿命预估

根据表 2 的应力—应变计算结果, 考虑到平均应力 σ_m 的影响, 采用修正的 $\epsilon-N$ 关系预估涡轮盘 LCF 寿命。由拉逊—米勒曲线预估危险点的纯蠕变寿命。低周疲劳/蠕变交互作用寿命的评估, 按 Miner 线性累积损伤法则求得。上述计算结果及公式见表 3(表 3 中仅列出榫底薄弱位置的计算结果, 因轮心、轮腹的寿命预估结果都较前者长)。

表 3 轮缘槽底圆弧过渡处 665 号节点寿命计算结果

转速变程(r/min)	0-11283	0-10339	6476-11283	8919-11283	10112-11283
温度变程(℃)	20- 642	20- 542	225- 642	409- 642	520- 642
出现频次(n_i)	20	250	180	20	80
应力变程(MPa)	0- 527.6	0- 440	173- 527.6	382- 527.6	422- 527.6
平均应力(MPa)	262.5	220.0	349.0	426.5	473.5
应变变程	0.0309	0.002778	0.002219	0.001242	0.000651
循环寿命(N_i)	15136	79433	63096	630957	7079458
n_i/N_i	0.000132	0.00315	0.00285	0.00003	0.00001

转速变程(r/min)	0-11283	0-10339	6476-11283	8919-11283	10112-11283
$\sum n_i/N_i$	0.00736				
LCF 寿命	$\tau_L = 100 \cdot L_1 = 100 \cdot (1/\sum n_i/N_i) = 13586$ (小时)				
纯蠕变寿命	$\alpha = 527.6MPa, T = 642^\circ C, \tau_c = 6686$ (小时)				
总寿命计算公式	$\tau = 100 \cdot L = 100 \cdot (1/(\sum n_i/N_i + \sum L_j/T_j))$ 或 $\tau = \tau_c \cdot \tau_L / (\tau_c + \tau_L)$				
总寿命计算结果	$\tau = 4480$ (小时)				

注: t_j 为第 j 种工况在 100 小时内负载时间。 T_j 由拉逊—米勒曲线求得

计算表明: 某型发动机 I 级涡轮盘的薄弱位置在榫底圆弧过渡处, 有明显的低周疲劳/蠕变交互作用。设计寿命 P_1 取估算寿命的二分之一, 即 $P_1 = 2240$ 小时。

3 涡轮盘初始使用寿命的试验器及试验

涡轮盘初始使用寿命 S_1 取为设计寿命 P_1 的 $1/3 \sim 1/2$ 。即可取 S_1 为 900 小时。本着试验条件应尽量模拟实际工况, 同时又受试验设备实际性能的限制, 本项试验采用恒温(按最大状态控制轮缘温度)和等幅循环转速模式进行。

3.1 等效加速试验谱

(1) 等效加速试验谱须满足: 模拟实际工况对涡轮盘造成的损伤机理, 即损伤由低周疲劳/蠕变交互作用造成, 且应分别等效; 不改变薄弱位置; 起到加速损伤, 从而加快试验的作用。

(2) 据上述原则, 经计算分析, 等效加速试验谱为: 全盘均温, 温度控制在 $642 \pm 20^\circ C$ 范围内, 转速为等幅循环: $3000 \sim 11930 r/min$ (图 1)。寿命计算结果比较如下。

百小时载荷谱: 最大应力为 $527.6MPa$; 温度为 $642^\circ C$; 每百小时循环的疲劳损伤为 0.00736; 每百小时循环的蠕变损伤为 0.01496。

等效加速试验谱: 最大应力 $642MPa$; 温度为 $642^\circ C$; 每 $3000 \sim 11930 r/min$ 循环的疲劳损伤为 0.00080; 纯蠕变寿命为 475.9873 小时。

(3) 等效加速试验谱的计算表明: 未改变涡轮盘的薄弱位置, 且最大应力由 $527.6MPa$, 提高到 $642MPa$ (没有超过规定的 $\sigma_{0.2} = 680MPa$ 的要求^[1]), 故可达到加速损伤, 从而加快试验的目的。因此, 采用图 1 所示的等效加速试验谱是合理的。

3.2 试验器批准寿命方法

(1) 根据文献[1、3、4]的规定, 由试验器试验结果推算出的轮盘批准寿命为: $T = t/\eta$, t 为涡轮盘在试验器上完成的实际试验时间; η 为寿命系数。

因轮盘属镍基合金, 故有 $0.1893lg\eta = 0.1139 - lgK$, K 为试验器系数, 由 $K = (\sigma/\sigma_s) \cdot (\sigma_{bst}/\sigma_r)$ 式确定。式中, σ 为试验为脉动循环时的最大应力, 此次最大应力为 $642MPa$, 换算为脉动循环时为 $628MPa$; σ_{bst} 为标准应力循环最大应力 ($527.6MPa$)。 σ_{bst} 、 σ_{br} 分别为材料在标准应力循环温度、试验器温度下材料的极限拉伸强度。这里, 两温度相等, 均为 $642^\circ C$, 故 $K =$

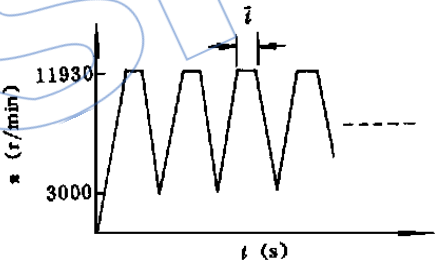


图 1 等效加速试验谱

$628/527.6 = 1.19, \eta = 1.59$ 。

(2) 在本次研究中, 设定的使用寿命 $S_1 = 900$ 小时。因此, 试验器上应进行相当于工作循环 $t = 1.59 \times 900 = 1431$ 小时的试验考核。

3.3 等效加速试验谱循环次数蠕变时间的确定

据前述的等效原则, 在不计试验中停机、开机的影响时, 循环次数按 LCF 损伤等效的原则由式(1)确定。总蠕变时间按蠕变损伤等效的原则由(2)式确定。

$$N \cdot (0.00008) = t \cdot (0.00736) \quad (1)$$

$$t_c \cdot (1/475.9873) = t \cdot (0.01496) \quad (2)$$

将 $t = 14.31$ 百小时分别代入(1)、(2)式, 即得:

$$N = 1316 \text{ 次}, \quad t_c = 101.83 \text{ 小时}$$

将 t_c 平均分配入 1316 次循环中, 即得等效加速试验谱上保持时间 $\tau = 279$ 秒。

3.4 试验器及试验件、试验结果

试验在我所 SB-7 立式转子循环试验器上进行。试验转速由计算机自动随机控制, 控制精度较高, 对试件加温采用中频感应加热, 具有热效高、温度控制较准确的优点。试件是某型发动机 I 级涡轮盘一叶片组件。试验结果如下。

(1) 试件各位置在经过等效加速 1316 次试验后, 其直径方向的残余变形量见表 4。(2) 经着色和探伤检查, 试件无裂纹和其它影响正常使用的损伤。

表 4 某型发动机 I 级涡轮盘残余变形

	轮 缘			轮 心			封严齿
	前	中	后	上	中	下	
残余变形量(mm)	0.68	0.53	0.37	0.02	0.05	0.63	0.2433
变形百分比(%)	0.15	0.11	0.08	0.012	0.03	0.38	0.06

经上述计算和试验, 可以确定该型发动机 I 级涡轮盘初始使用寿命 $S_1 = 900$ 小时。

4 结 论

(1) 本文提供的确定涡轮盘初始使用寿命的方法是一种工程上比较可行的方法;(2) 在涡轮盘寿命试验中, 按等效原则(即薄弱位置不变、损伤机理不变且等效)制定加速试验谱是一种既节省时间和经费又能基本满足寿命试验要求的方法;(3) 在试验中, 对涡轮采用封闭式保温, 中频电感应加热的方法较其它方法具有长时运行故障率低、温度控制方便等优点。

汪有前、龙凤平、黄发明同志分别参加计算和试验工作。

参 考 文 献

- 1 航空发动机强度试验手册. 第二篇第三章, 第三机械工业部第六研究院, 1982
- 2 王旅生. 结构快速循环蠕变分析方法. 计算结构力学及其应用, 1989
- 3 宋兆泓. 发动机寿命研究. 航空工业出版社, 1979
- 4 斯贝 MK202 发动机应力标准(EG-D3). 国际航空编辑部, 1979

finite element method, mathematical programming technique and Block's equation. The calculated results show that the highest flash temperature occurs at the mesh beginning and finishing corners on the tooth flank where scuffing could happen. Further, a tooth profile modification by a parabola is presented. Through the agency of optimization programming with an object function of minimizing the highest flash temperature, the optimal profile modification can be obtained. According to the numerical example, the scuffing limit load could be raised 2.5 times as unmodified helical gears. Finally, the influence of the supporting structure on the distribution of flash temperature is discussed. An optimal profile modification method is developed, which takes the deformation of supports into consideration.

PRIMARY RATED LIFE ESTIMATION FOR TURBINE DISC

Jia Jun, Long Shenggang, Tang Pingxuan

(Guizhou Aeroengine Institute)

ABSTRACT

The estimation of the primary rated life is studied for a aeroengine turbine disc. A method for this purpose is considered and put into practice. The rated life of turbine disc is predicted by local stress-strain approach Larson-Miller curve and Masson Linear rule. And then it is proved by tests. In the life test investigation of the turbine disc, the equivalent accelerated test loading spectrum provided according to equivalent rule (without changing dangerous position and damage characteristics) not only accelerates test, but also satisfies life test specifications. Besides, the turbine disc is enclosed in a case heated up by middle-frequency electro-induction. This method improves hotting characteristics of a turbine disc tester.

RELIABILITY CALCULATION IN CONSIDERATION OF PHYSICAL PARAMETERS OF A MATERIAL AS RANDOM PARAMETERS

Lu Wenlin and Fu Shuang

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A method of reliability calculation for directionally solidified turbine blade has been provided, which mainly considers physical parameters as random by means of stochastic FEM and Hasofer-Lind method. The method ensures convergence of its calculation, so it is feasible. The calculation results indicate that physical parameters as random ones have less influence on the failure probability than the loading and mechanical parameters.

FUEL CONTROL FAILURE RESEARCH FOR JT8D ENGINE

Xu Chunsheng, Yu Zhili, Ma Qianchao

(Civil Aviation Institute of China)

ABSTRACT

A failure research of the fuel control in JT8D turbofan engine has been completed, which results in effective reduction of its unscheduled removal rate and sets up the foundation for domestic fuel control repairs. The theoretical analysis, simulation, adjustment tests, establishing and practising the diagram of failure insulation are applied to the failure research. Its economic and social benefits are obvious.