

文章编号: 1000-8055(2001)04-0312-04

某发动机低压涡轮盘技术寿命研究

曹凤兰, 王旅生, 黄庆东, 卿 华, 何 云, 吴长波, 龚梦贤
(中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 本文对某发动机低压涡轮盘进行了技术寿命研究。对盘进行了应力计算, 寿命分析, 确定了考核部位。对试验设备、试验件及试验参数进行了介绍。给出了 2 个试验件的试验结果, 并根据有关规范给出了轮盘的标准循环数和平均飞行小时数。试验研究为轮盘定寿、延寿提供了试验依据。

关键词: 涡轮盘; 疲劳; 循环; 损伤; 寿命

中图分类号: V 231.91 **文献标识码:** A

1 理论分析

1.1 轮盘应力分析

低压涡轮盘的应力分析分别在专用程序和大型商业软件 ANSYS 5.3 采用了轴对称、盘—轴连接二维、三维接触有限元及榫头、榫槽三维接触有限元等几种模型进行。有限元模型见图 1~3。

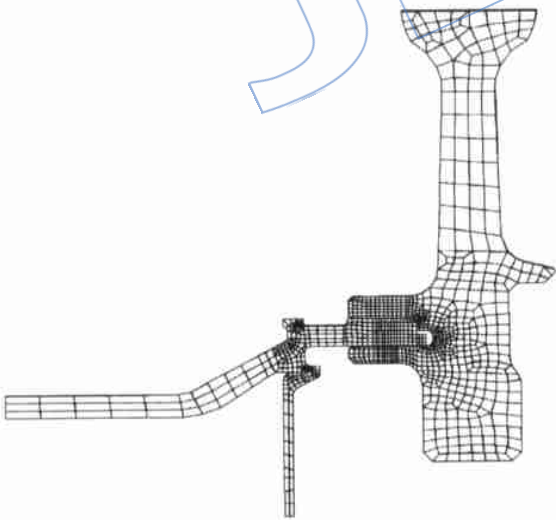


图 1 起动第 147 秒盘—轴联接接触模型

某飞行剖面中 5 个不同时刻温度场下, 低压涡轮盘的轴对称弹性计算结果见表 1。由表可见:

在发动机起动后 147 s 时刻, 轮盘中心孔的应力最大。

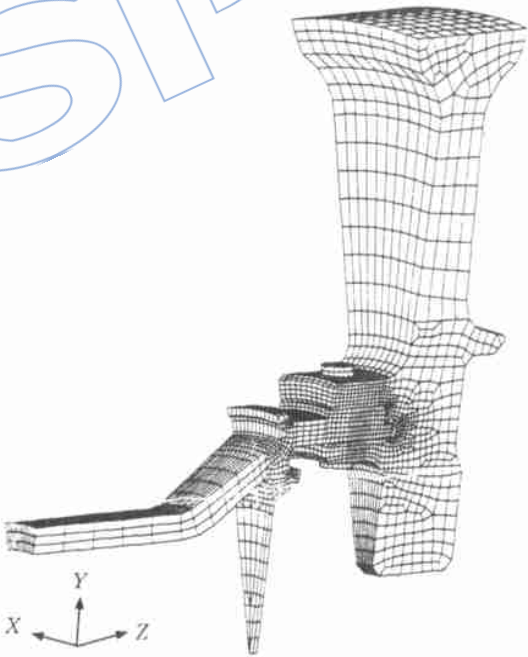


图 2 盘—轴销子的有限元模型

在发动机起动后 147 s 时刻, 榫头、榫槽的三维接触有限元计算结果: 盘缘凸块, 温度 $\theta = 490^{\circ}\text{C}$, 最大主应力 $S_1 = 741\text{ MPa}$, 发生位置为第 1 齿槽圆角。

本文系 2000 年 10 月第十届航空发动机结构、强度与振动学术会议推荐文章; 2000 年 12 月 15 日收到修改稿。

作者简介: 曹凤兰(19-), 女, 中国燃气涡轮研究院

表 1 II 级涡轮盘轴对称应力分析结果

起动时间/s	最高温度/℃	最低温度/℃	温度场状态	最高应力/MPa	发生位置	转速/(r/min)
147	491	160	正向瞬态	1122	中心孔	11150
901	550	325	正向稳态	1047	中心孔	11150
996	358	138	反向瞬态	458	盘后螺孔	3680
1208	500	280	正向瞬态	975	中心孔	11150
1714	188	19	反向瞬态	- 209	中心孔	0

注: 正向瞬态指盘缘温度高于中心孔, 反之为反向瞬态。

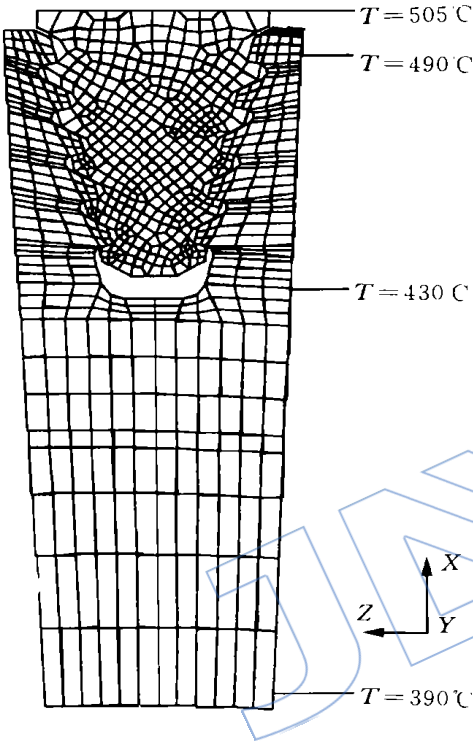


图 3 盘缘有限元 3D 模型及温度场示意图

取轮盘的 1/20 扇块和一个销子建立了有限元模型。模型共有 8 节点实体元 12652 个, 节点 16094 个。盘—轴联接用销子约束, 模型中使用了接触元。温度场和计算转速为发动机起动后 147 s。计算中考虑了温度、离心力、轴向力、弯矩和扭矩载荷。销子孔表面的应力不会超过 500MPa, 远远小于中心孔的应力水平。

1.2 低循环疲劳寿命分析

由于缺少温度为 200℃某盘材的低循环疲劳数据, 因此, 涡轮盘各危险部位的低周寿命均使用如下通用斜率方程预估。

$$\Delta \epsilon = \left[\ln \frac{1}{1 - \psi} \right]^{0.6} N_f^{-0.6} + \left[3.5 \frac{\sigma_b - \sigma_m}{E} \right] \cdot N_f^{-0.12} \tag{1}$$

式中: $\Delta \epsilon$ 为总的应变范围, ψ 为材料的延性系数, σ_b 为材料的强度极限, σ_m 为平均应力, E 为材

料的弹性模量, N_f 为低周寿命预估值。

发动机低压涡轮盘低周寿命计算用的标准循环为发动机 0~ 最大转速(发动机起动 147 秒)~ 0, 轮盘中心孔及盘缘凸块的低循环疲劳寿命预估值见表 2。

表 2 低周寿命预估结果

位 置	轮盘中心孔部位	盘缘榫槽部位
$\theta/^\circ\text{C}$	190	550
$\Delta \epsilon /(\%)$	0.6897	0.4546
σ_b/MPa	996	922
ψ	0.33	0.36
E/MPa	195650	163000
N_f 次	9600	33660

理论分析表明: 低压涡轮盘中心孔是轮盘上低周疲劳最小寿命区, 裂纹有可能首先从这里萌生, 它是低周疲劳试验的考核部位。

2 低循环疲劳试验参数确定

为了在试验室条件下模拟低压涡轮盘考核部位在标准循环条件(0~ 11150~ 0 r/min, 20~ 190~ 20℃)下等效损伤, 我们应用通用斜率方程式(1)进行了寿命计算。由表 3 可见, 试验件低循环疲劳试验在 400℃恒温下, 实行 2000~ 16000~ 2000 r/min, 可以保证考核部位(中心孔)损伤等效。

表 3 考核部位低周寿命预测一览表

名 称	低压涡轮盘	试验件
转速循环/(r/min)	0~ 11150~ 0	2000~ 16000~ 2000
温度/℃	20~ 190~ 20	400 恒温
应变范围/(%)	0.6897	0.6503
N_f 次	9600	10000

考虑到试验转速及温度控制的误差, 试验件的试验参数最终确定如下: 轮盘中心孔控制温度为 $400 \pm 10^{\circ}\text{C}$; 轮缘控制温度为 $500 \pm 20^{\circ}\text{C}$; 疲劳试验转速谱: $2000 \sim 16100 \sim 2000 \text{ r/m in}$; 峰值保载时间 5 s; 谷值保载时间 1 s; 谷值转速控制精度为 $\pm 2\%$; 峰值转速为: $16100 \pm 100 \text{ r/m in}$ 。

3 低循环疲劳试验

3.1 试验设备

轮盘的低循环疲劳试验是在本院“立式轮盘超转低循环疲劳试验器”上完成的。设备主直流电机功率 125 kW。设备最高试验转速 25000 r/m in 。设备最高加温温度 800°C 。试验件最大直径 1200 mm。试验腔真空度 $460 \sim 900 \text{ Pa}$ 。

3.2 试验件

低压涡轮盘试验件转子如图 4 所示, 试验件 1 是一个可供试验使用的新低压涡轮盘。试验件 2 是一个经过长试 200 小时后, 又装机飞行了 12 小时的低压涡轮盘。

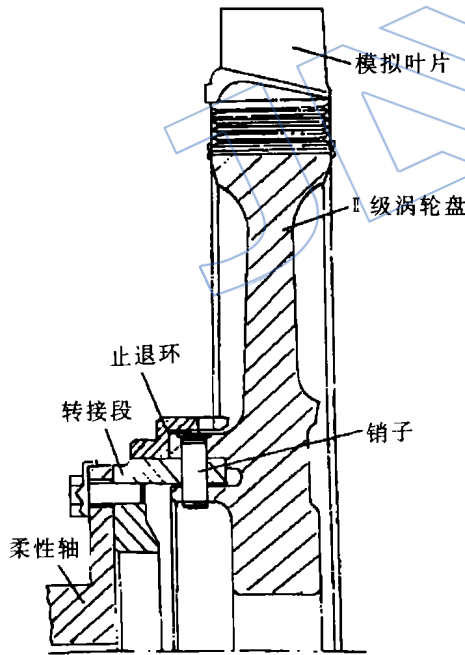


图 4 低压涡轮盘试验件转子

2 个试验件都经过补加工, 去掉了轮盘排气边的平衡螺钉孔。试验用的模拟叶片是用服役过的涡轮叶片, 补加工切去大部分叶身, 并切割掉悬臂箍齿后的短叶片。转接段考虑了低压涡轮轴轴头与涡轮盘的联接条件。轴头部位有 20 个直径 10 mm 径向通孔, 其中有 10 个安装了销子与盘

联接并传递扭矩。止退环模拟了发动机的边界条件, 同时考虑了应变测量和裂纹检查的需要。柔性轴一端与转接盘相连, 另一端与设备的刚轴联接。

3.3 室温应变测量

2 个试验件转子均首先在室温下进行了应变测量。应变测量前对轮盘进行的中心孔尺寸测量结果: 试验件 1, 2 进气边为 $\Phi 40.1 \text{ mm}$ 和 $\Phi 40.40 \text{ mm}$, 排气边 $\Phi 40.1 \text{ mm}$ 和 $\Phi 40.39 \text{ mm}$ 。盘上的径向销子孔内, 中心孔的进、排气边表面均贴有应变片。应变测量结果与计算结果见表 4。由表可见, 理论计算与试验结果基本吻合。

表 4 应变测量与计算结果对照表

测量点	试验件 1	试验件 2	弹性计算值
转速/(r/m in)	16100	16100	16100
中心孔进气边	4475	4376	4433
中心孔排气边	5227	5006	5257
销子孔	3015	2826	—

3.4 温度控制

低循环疲劳试验使用的加热器是上下对开式电阻丝炉。温度监测为非接触式。温度控制使用调功器。

3.5 低循环疲劳试验结果

对 2 个试验件进行了 8000 个低循环疲劳试验, 试验后着色检查结果表明:

- (1) 盘缘榫槽、销子孔、轮盘表面及考核部位均未发现疲劳裂纹。
- (2) 模拟叶片中有 5 片榫头第 5 齿两侧齿槽内, 产生长度为 $10 \sim 20 \text{ mm}$ 低周疲劳裂纹。

4 低压涡轮盘试件的标准循环寿命确定

2 个低压涡轮盘试验件进行了 8000 次标准循环试验后, 轮盘表面及考核部位均未发现疲劳裂纹, 按照某军标规定, 低压级涡轮盘的标准循环试验寿命定为 8001 次。

5 低压涡轮盘的技术寿命确定

按照某军标的规定, 当实际的散度带得不到时, 对符合正态分布的传统材料, 当试验结果没有明显散度系数大于基本分布中的假定值 (-3σ 到 $+3\sigma$ 满带宽寿命散度 $N_{\text{MAX}}/N_{\text{MN}} = 6.0$, 应力散

度 $S_{\max}/S_{\min} = 1.4$) 时, 可以使用安全寿命的最高估计值。还根据该军标的规定, 当试验件数量为 2, 置信度为 95%, 可靠度为 99.87% 的最小寿命散度系数是 3.07。

由此低压涡轮盘在置信度为 95%, 可靠度为 99.87% 的标准循环数确定为 2606 次, 按飞行换算率 $\eta = 2.1$ 折合得到平均飞行小时数为 1241 小时。

6 结 论

(1) 选定低压涡轮盘中心孔部位作为低循环疲劳的考核部位是正确的。

(2) 试验证明, 低压涡轮盘试验件设计及试验参数的确定是合理的。试验件的温度和转速循环控制是可靠的。

(3) 按某军标规范, 该发动机低压涡轮盘的标准循环试验寿命为 8001 次, 是一个有较长寿命的盘。置信度为 95%, 可靠度为 99.87% 的某发动机低压涡轮盘标准循环数为 2606 次, 折合成平均飞行小时数为 1241 小时。

(4) 试验研究为轮盘定寿、延寿提供了试验依据。

(责任编辑 王震华)

A Study on Useful Life of LPT Disk

CAO Feng-lan, WANG Lu-sheng, HUANG Qing-dong
QING Hua, HE Yun, WU Chang-bo, GONG Meng-xian

(Gas Turbine Establishment of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: This paper studies useful life of an aeroengine's LPT (Low Pressure Turbine) disk by analysis and experiment. Stress calculation and life prediction are performed to choose the critical location where cracks likely occur. Experiment equipments, specimens and parameters on the basis of equivalent damage principles are introduced. In this paper test results of two specimens are presented, which are used to determine the standard cycles and average flying hours of the disk in accordance with related literature. Test research provided experimental basis for useful life assessment and prolongation of disk.

Key words: turbine disk; fatigue; cycle; damage; life

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP309- 311)

Stress Analysis for Single Crystal Blade and Application

YANG Zhi-guo, CHENG Xiaoming, YIN Ze-yong

(Zhuzhou Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou, Hunan 412002, China)

Abstract: In this paper, based on the mechanism of crystal slip and considering the lattice rotation and finite deformation, the crystallographic constitutive model for the plastic and creep behavior was established, a new finite element formulation was given. As an example of application, the stress and creep deformation analysis was carried out for the single crystal blade of a certain aeroengine. The application has shown the effectiveness of this new method.

Key words: single crystal; turbine blade; stress analysis; finite element analysis