

甲型和甲 - I 型发动机全新设计的第 III 级涡轮转子及 涡轮盘强度与寿命考核试验

孙国维* 金淑敏 刘连元

[提要] 本文记述了甲型和甲 - I 型发动机第 III 级涡轮转子和涡轮盘全新设计过程中, 为配合设计、改型、定型、定寿所进行的一系列超温、超转、破裂转速以及低循环疲劳试验。试验结果已用于指导该机涡轮转子的设计、机组定型和确定轮盘的批准寿命。

主题词: 燃气轮机 转子 轮盘 强度 寿命试验

一、前 言

甲型发动机是在某型发动机基础上将其涡轮全新设计改型而成的。经过十多年研制, 甲型发动机于 1979 年定型。功率为 3150 马力, 寿命 150 小时。基本上满足了某军用飞机的战术性能要求。

为适应民航飞机安全可靠和长寿命的要求。在甲型发动机定型的基础上, 做了降低功率(由 3150 马力降为 2900 马力)使用, 并将寿命由 150 小时延长至 1000 小时, 即改型为甲 - I 型发动机。

甲型和甲 - I 型发动机的主要部件涡轮是全新设计的。由于涡轮盘的结构复杂、转速高、负荷大、又处于高温区, 工作条件恶劣, 一旦损坏, 机壳无法包容。因此, 涡轮盘的设计和研制, 盘材的选择以及加工工艺等均为各国工程技术人员所重视。为了使轮盘结构设计合理, 现在已经提出六项主要设计准则。它们是: 允许各级盘片组件的共振与振动; 最小的尺寸变化; 防止轮盘破裂; 由低循环疲劳产生的初始裂纹不超过 1/32 英寸; 防止轮盘腹板屈曲; 有初始裂纹和内部

缺陷后, 有足够的裂纹扩展寿命。甲型及甲 - I 型发动机涡轮部件轮盘也是按照这些准则设计的。然而轮盘是否真正具有设计准则所确定的强度、寿命和其它性能, 目前只能靠试验作出准确回答。

甲型和甲 - I 型发动机涡轮部件由三级涡轮转子及相应的静止部件组成。转子部件载荷的有限元分析表明: 工作条件最恶劣, 负荷最大的是第 III 级涡轮转子和轮盘。其强度可靠性与抗疲劳性能直接决定着发动机的定型和使用寿命。因此, 选择第 III 级涡轮转子和轮盘进行强度与寿命考核试验。这些考核试验包括第 III 级涡轮转子和轮盘在立式超转——循环试验器上所进行的常温和高温条件下的超温、超转、破裂转速及低循环疲劳试验。

二、第 III 级涡轮转子(含实物叶片)的超温、超转试验

国外航空燃气涡轮发动机设计规范没有规定涡轮转子必须进行超温、超转试验。但为了确保所设计的涡轮转子在可能存在的超

* 为本文执笔

温、超转运行条件下, 具有足够的可靠性和强度储备, 仍对第Ⅱ级涡轮转子进行了超温、超转试验。涡轮转子的可靠性和强度储备是通过超温、超转后转子的变形大小及有无损坏迹象来考察的。

在甲型发动机研制过程中, 从试生产的涡轮转子零件中, 任选一个结构设计及生产工艺合格的涡轮盘和整圈数量叶片组成试验转子, 进行超温、超转试验。试验用的涡轮转子如图1所示。

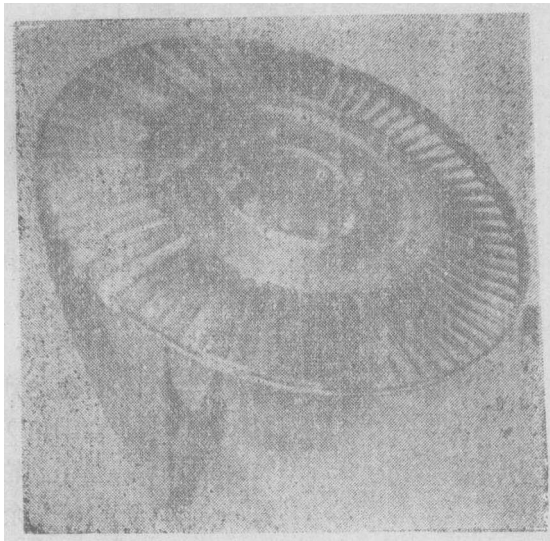


图1 超温、超转试验用的涡轮转子

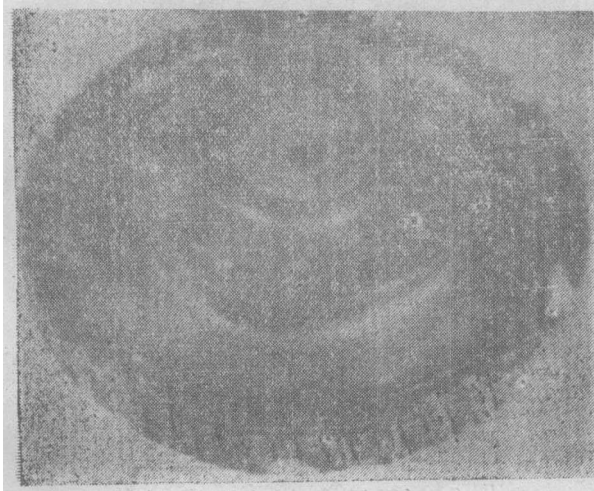


图2 K_3 叶片断裂造成损坏的转子轮盘

1. 第一次超温、超转试验

试验件是由GH135材料制成的轮盘与 K_3 材料叶片组成的。试验时轮盘的温度场为 433°C (盘心)~ 517°C (轮缘)。试验时当转子的转速达到17060转/分时, 涡轮转子破坏。转子损坏情况见图2。试验结果表明: 是由于 K_3 叶片首先断裂而造成损坏。 K_3 叶片材料满足不了强度要求。

2. 第二次超温、超转试验

试验件是由GH135材料制成的轮盘与 K_3 和 K_{18} 两种材料叶片组成的涡轮转子。试验时涡轮盘的温度场为 445°C (盘心)~ 565°C (轮缘)。试验时当转速达到16000转/分时, 涡轮转子破坏, 破坏的转子如图3所示。试验结果分析断定仍是叶片提前损坏。

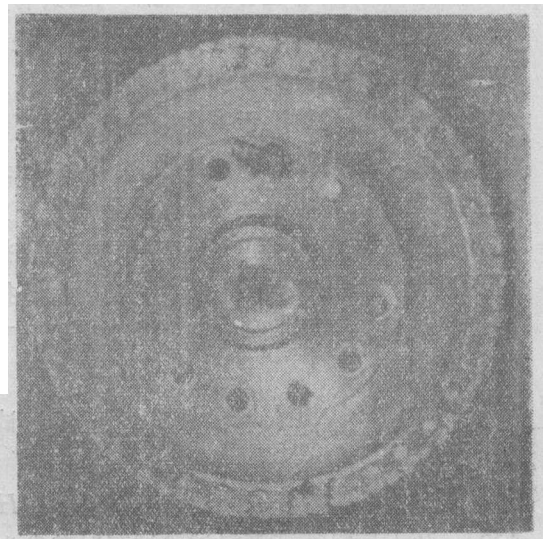


图3 第二次超转试验时损坏的涡轮转子

3. 第三次常温、超温、超转试验

试验件: 涡轮盘仍由GH135材料加工而成, 而叶片则全部由 K_{18} 材料制成。试验时首先使试验转子常温超转15%工作转速(17940~18035转/分)并运行5分钟。然后在 380°C ~ 448°C 的轮盘温度场下以超转15%工作转速(17940转/分)连续运行5分

钟。最后在 $437^{\circ}\text{C}\sim 495^{\circ}\text{C}$ 的轮盘温度场下，以工作转速超温运行5分钟。结果是轮盘和叶片均无任何损坏。 $K18$ 材料叶片在选材和结构设计上已经合理，具有足够的强度储备。通过了常温超转和高温条件下的超温、超转试验。

三、第Ⅲ级涡轮盘的超温、超转及破裂转速试验

甲型和甲-1型发动机第Ⅲ级涡轮转子经过试验考核，叶片材料由 $K3$ 改为 $K18$ ，通过了超温、超转试验。但是由于涡轮盘在工作状态下，具有极大的旋转动能以及破坏时机壳对其破块的非包容性。轮盘应当具有更大的强度储备，对轮盘的试验考核必须提出更高的要求。据有关发动机设计规范规定，对涡轮盘必须进行近于实际条件下的真实结构的超温、超转及破裂转速试验。而且经过这些试验考核后，轮盘的残余变形量要在允许的范围内，并且不能有任何损坏和即将损坏的迹象。否则不能认为是合格的轮盘。按发动机规范的要求，第Ⅲ级涡轮盘进行了下述考核试验。

1. 第一次超温、超转和破裂转速试验

首台发动机第Ⅲ级涡轮盘的材料为 $GH135$ 。在工厂科研性高温试验试车时曾发生榫槽凸台断裂故障（详见资料《金属情报》19—138）。考虑到铁基合金材料 $GH135$ 的缺口敏感区温度（ $550^{\circ}\text{C}\sim 650^{\circ}\text{C}$ ）偏低，可能是造成轮缘损坏的原因。故在改进设计时，将涡轮盘材料由 $GH135$ 改为 $GH33$ 。为了达到考核轮盘的目的，用 $GH32$ 材料制成的配重叶片代替 $K18$ 材料叶片。试验转子如图4所示。该涡轮盘在超转一循环试验器上进行了下述三项试验。1)在设计轮盘温

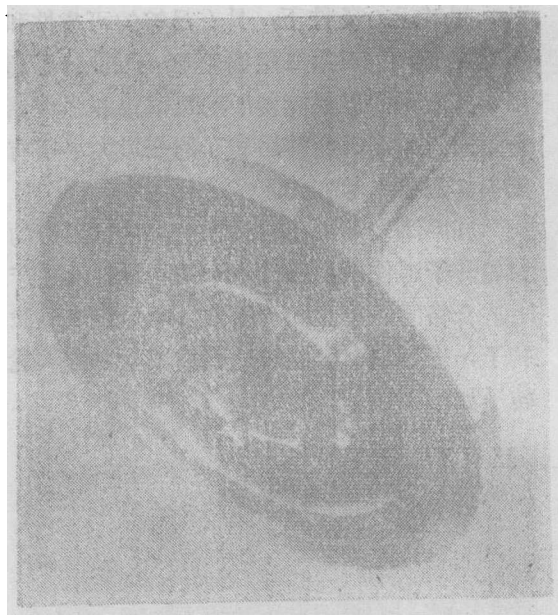


图4 第Ⅲ级涡轮盘试验转子

度场下，以115%的工作转速运行考核5分钟；2)在最大设计转速下，轮缘超温 42°C ，运行考核5分钟；3)在设计轮盘温度场下，以122%的工作转速运行考核。当转速达到18962转/分（该转速接近122%工作转速）时轮盘损坏。损坏的轮盘见图5。损坏盘轮缘的残余变形量达到0.74毫米。相应的残余

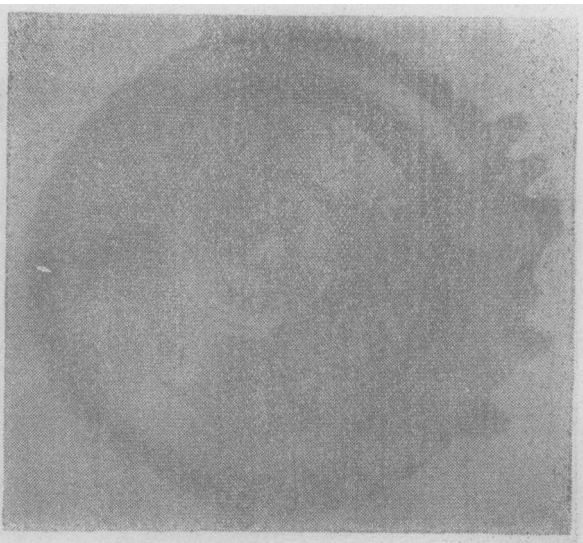


图5 18962转/分损坏的涡轮盘

变形率为0.598%。试验结果的分析表明：涡轮盘结构强度的薄弱部位是第一榫齿喉道截面；轮盘的总变形率超过了允许值。

2. 第二次超温、超转和破裂转速试验

根据第一次考核试验结果，将第Ⅲ级涡轮盘的材料改为GH33A；轮缘加厚5毫米；铸造叶片仍使用K18材料，且用配重块代替实物叶片。试验转子与图4相似。试验的结果是该轮盘顺利地通过了轮缘超温42℃、115%工作转速的超转以及122%工作转速的破裂转速等三项考核试验。试验后的轮盘：1)各处的残余变形量均在允许范围内，其最大变形率为0.089%；无损坏和即将损坏的迹象。试验结果表明第Ⅲ级涡轮盘的选材及结构设计已经基本上合理。具有足够的强度储备。符合发动机设计规范有关规定的要求。可以定型生产。

四、第Ⅲ级涡轮盘的低循环疲劳试验

已经通过了超温、超转和破裂转速试验考核的第Ⅲ级涡轮盘，其使用寿命是受自身低循环疲劳寿命限定的。因此确定轮盘的低循环疲劳寿命，是确保甲-I型发动机在总使用寿命期间内安全可靠的又一重要试验内容。

对于应用来说，已经提出和论述的确定轮盘寿命的各种方法，没有那一种低循环疲劳寿命的评定方法是足够可靠的。因为低循环疲劳寿命不仅受局部应力，而且也受应力和温度分布的强烈影响；此外，热处理、制造方法以及表面粗糙度和使用环境等也是影响这一寿命的重要因素。由于应用试样S-N曲线来估计轮盘的疲劳寿命时，不能考虑上述诸因素的影响，故不能确切的来预测实际轮盘的寿命。因此，世界各国均采用试验台循

环旋转试验的方法来确定轮盘的低循环疲劳寿命。

1. 试验台定寿方法概述

轮盘的低循环疲劳寿命是指千分之一个轮盘表面产生0.8毫米裂纹时的标准应力循环数。由于轮盘的低循环疲劳试验是一种高人力、物力和时间消耗的大型试验。故使用一个盘的试验结果来确定所有同类轮盘的寿命的方法是合理的。这种方法是利用轮盘或盘材寿命的散度系数除所完成的试验台标准应力循环数来确定轮盘的批准循环寿命。

为了便于对轮盘进行疲劳分析和模拟试验，在试验台上进行的疲劳试验，是用对轮盘造成较大疲劳损伤的发动机零转速——出现次数最多的较大工作转速——零转速循环所对应的主应力即标准应力循环进行试验的。由于飞机的每一次航线飞行，都可能包含若干个转速波动。因此对轮盘来说则将引起若干个主应力和次应力循环。必要的是需将发动机在飞机一次飞行循环里所有可能出现的循环应力，疲劳等效的转化为标准应力循环，以便进行试验台循环试验。

图6为飞机一次飞行时，发动机轮盘某点的应力剖面，可将其分解为图7所示的若干个循环应力。为了便于对不同应力剖面之间进行疲劳损伤程度的比较和试验加载，利

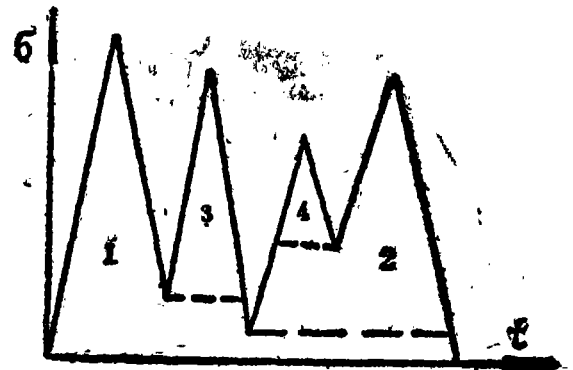


图6 一次飞行时发动机轮盘某点的应力剖面

用古德曼图或公式(1)将各次循环疲劳等效的转化为次脉动循环。如图8所示。

式中 $i=1, 2, 3, \dots, j$

j ——一次飞行应力剖面中不同的次脉动循环数;

σ_{si} ——标准应力循环的应力值;

P ——取决于盘材或轮盘的 $S-N$ 曲线的常数。对于钛、镍合金盘 $P=5.28$ 。

由 n_{si} 定义可知, n_{si} 值表示一次飞行循环时, 轮盘的各种应力循环(指某一点)引起的总疲劳损伤相当于多少次标准应力循环引起的疲劳损伤。如果 $n_{si}=3.5$, 则轮盘需要在循环试验台上进行3.5次标准应力循环才相当于实际飞行一次引起的疲劳损伤。如果预计的飞行循环数 N_f 已知, 则轮盘在试验台上进行的标准应力循环数为:

$$N_0 = n_{si} \cdot N_f \quad (3)$$

轮盘低循环疲劳试验是任取批生产盘之一进行的, 并认为该盘是质量最好的盘。由于 $S-N$ 曲线存在分散度, 在一定条件下, 同一载荷下最好盘与最次盘的疲劳寿命相差4倍。

考虑到试验台循环与轮盘实际使用条件的差别, 发动机设计规范规定轮盘的试验台循环疲劳寿命必须有100%以上的裕度。

如果试验确定轮盘的无裂纹寿命为 N_0 , 则轮盘的批准循环寿命为:

$$N_1 = \frac{N_0}{n_{si}} \quad (4)$$

使用循环寿命 N_f 则为:

$$N_f = \left(\frac{1}{2} \sim \frac{1}{3} \right) N_1 \quad (5)$$

对于军用机取 $\frac{1}{2} N_1$, 民用机取 $\frac{1}{3} N_1$ 。

根据以上所述, 如果需要根据发动机使用寿命确定轮盘循环寿命, 可以应用公式(3)求得轮盘在试验台上的标准应力循环数 N_0 。对于甲-I型发动机第Ⅱ级涡轮盘来说, 首先要确定的是在试验台上产生0.8毫

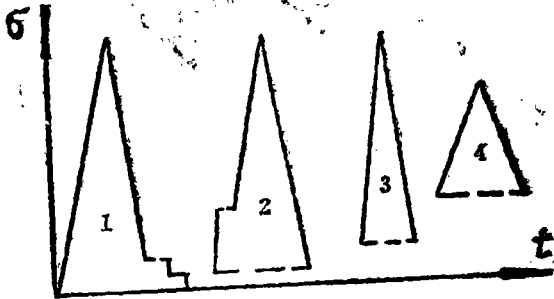


图7 由应力剖面分解为若干循环应力

$$\sigma_i = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{1 - 1.1 \sigma_{min} / \sigma_b} \quad (1)$$

式中 σ_i ——第 i 个脉动应力峰值;

σ_{max} ——第 i 个次循环最大应力;

σ_{min} ——第 i 个次循环最小应力;

σ_b ——相应温度下盘材强度极限。

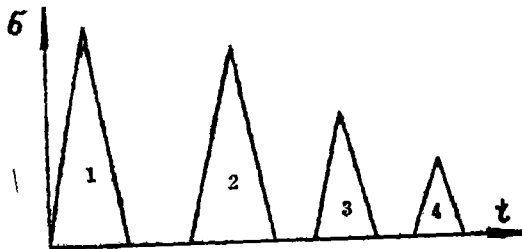


图8 疲劳损伤等效的脉动循环应力

应用迈纳原理即线性累积损伤原理, 可以将各脉动循环疲劳损伤等效的折算成标准应力循环。对于一次飞行循环, 其所含各种脉动应力循环引起的轮盘疲劳损伤与标准应力循环所引起的轮盘疲劳损伤之比 n_{si} , 可以由迈纳原理和盘材的或轮盘的 $S-N$ 曲线特性导出。

$$n_{si} = \sum_{i=1}^j \left(\frac{\sigma_b / 1.1}{\sigma_i} \cdot \frac{\sigma_{i,max} - \sigma_{i,min}}{\sigma_i / 1.1 - \sigma_{i,min}} \right)^P \quad (2)$$

米表面裂纹的标准应力循环数，然后根据该循环数确定轮盘的批准循环寿命和使用循环寿命。

2. 第Ⅲ级涡轮盘的试验定寿

激光光弹和有限元分析表明：第Ⅲ级涡轮盘轮缘榫槽第一榫齿喉道截面局部应力水平达到 $1.1\sigma_{0.2}^{550^\circ\text{C}}$ ，呈现局部屈服。成为低循环疲劳试验的主要考核部位。第Ⅲ级涡轮盘低循环疲劳试验的目的是在近乎于轮盘实际工作的条件下，确定其主要考核部位产生0.8毫米表面裂纹的试验台循环数。

疲劳试验使用的试验件是甲—Ⅰ型发动机第Ⅲ级涡轮盘。其件号775—04—149。盘材为GH33A。盘材机械性能如表1所示。

表1 盘材的机械性能

项目	$\sigma_{0.2}$	σ_b	$\delta\%$	$\psi\%$	HB ₀
	公斤/厘米 ²	公斤/厘米 ²			
室温	7860	12150	18.2	26.3	3.4
550	6670	11710	18.6	21.1	

试验轮盘无表面裂纹。经探伤检验亦为合格产品。用配重块模拟叶片外载荷。供循环试验用的转子如图9(a)、(b)所示。

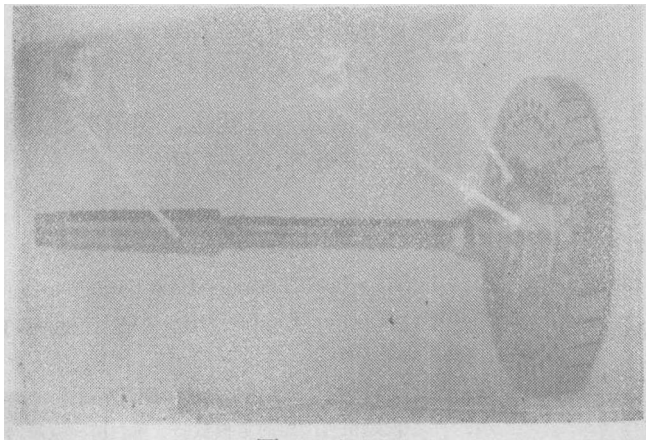


图9(a)

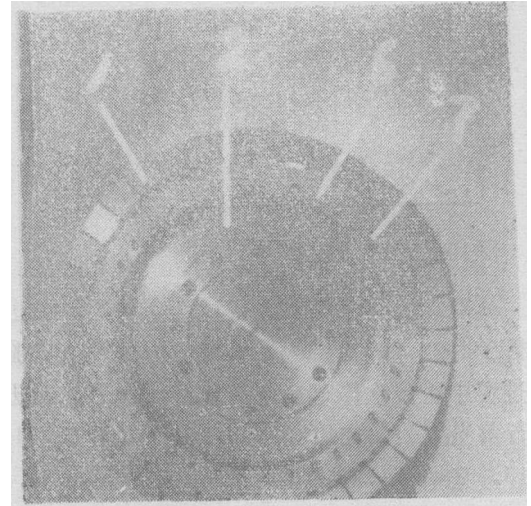


图9(b) 第Ⅲ级轮盘低循环疲劳试验转子

1—配重块 2—涡轮盘 3—转接盘 4—螺栓
5—柔性轴 6—锁片 7—档板

试验条件：

1) 轮盘温度及温度场如表2所示。试验时必须保证考核部位($R = 127.5$ 毫米)的温度为 550°C 。而对轮盘的径向温度梯度不作严格要求。

表2 轮盘的设计温度场

半径(毫米)	0	50	110	127.5
温度($^\circ\text{C}$)	407	480	538	550

2) 试验台系数为1。即试验轮盘的标准应力循环与发动机轮盘的0——最大工作转速——0应力循环完全相同。

3) 试验台上轮盘标准应力循环时，轮盘循环旋转的上限转速为 $16500 + 80$ 转/分；下限转速为 $800 + 80$ 转/分。

4) 上限转速的稳速时间2—5秒。

5) 循环试验时轮盘转速随时间变化曲线如图10所示。

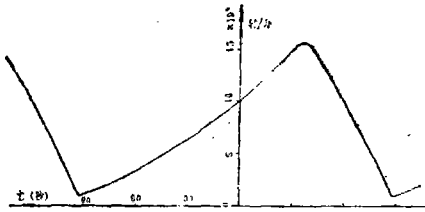


图10 循环试验时转速—时间关系曲线

第Ⅲ级涡轮盘在上述试验条件下，共进行了 3.6×10^4 次试验器标准应力循环。试验过程中曾多次停车分解试验转子，对轮盘进行荧光检验。先后在2, 3, 5, 7, 11, 12, 14, 15, 16, 17, 18, 21, 22, 25, 26, 30, 31, 32, 33, 36号榫槽发现榫齿表面裂纹。所有的表面裂纹都产生在第一榫齿喉部截面应力集中区。图11上的白色标记是轮盘经过

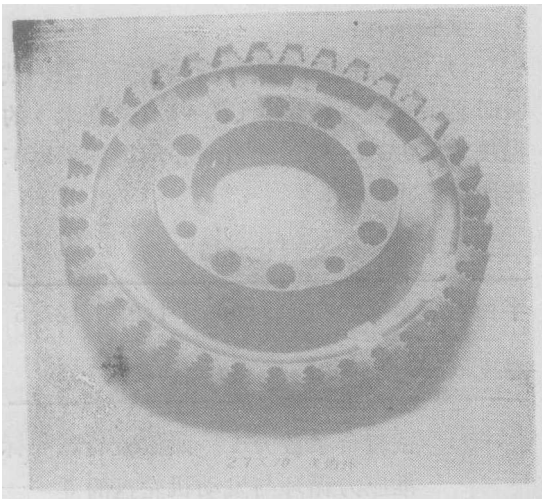


图11 2.7×10^4 次循环后轮盘榫槽裂纹的位置

2.7×10^4 次循环后发现裂纹的榫槽位置。图12是7号榫槽裂纹情况。用3, 5及36号典型榫齿裂纹的检测结果，可以回推出产生0.8毫米裂纹的循环数为 2.0×10^4 次标准应力循环。如图13所示。由于 3.6×10^4 次循环后，轮盘经过最终检验（超声波及X光），均未发现有任何超限内部缺陷，其宏观几何尺寸亦无变化。因此，该标准应力循环数



图12 2.7×10^4 次循环后，7号榫齿裂纹

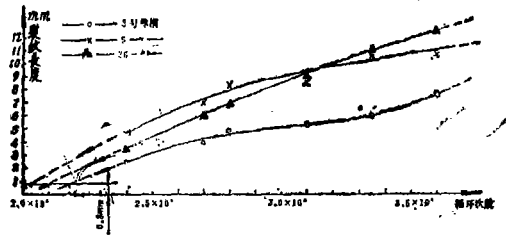


图13 用3, 5及36号榫齿裂纹回推出产生0.8毫米裂纹的循环数

(2.0×10^4)即为甲—I型发动机第Ⅲ级涡轮盘低循环疲劳寿命。

如果取盘材或轮盘的S—N曲线寿命散度系数为4； $n_{s,1} = 1$ （适用于民用航空支线），则第Ⅲ级涡轮盘批准循环寿命为：

$$N_f = \frac{N_0}{4 \cdot n_{s,1}} = \frac{2.0 \times 10^4}{4 \times 1} = 5 \times 10^3 \text{次。}$$

试验参加者还有吕廷志、吴淑芬、贾国义、120厂白宗魁等，深致谢意。

参 考 文 献

1. Ferris wheel Testing—Low Cycle Fatigue Test of Gas Turbine Engine Discs ASME80—GT—1.
2. 斯贝MK202发动机应力标准—EGD—3.
3. 航空发动机与部件的考核试验 第二册 试验设备与试验技术，国营红旗机械厂 1980.10

Abstract

The existing problems of the MSB marine main boiler have been analysed in this paper and relevant improved versions presented. Detailed structural designs have been performed for various versions and their characteristic features compared and discussed on the basis of weighing the pros and cons. All the proposed versions are available for practical use or for reference. Under the present conditions, the author has recommended the use of an improved version consisting of the original boiler design with its length and height being moderately increased. This improved version is relatively practical and realistic and has the advantages of introducing only a small amount of modifications with greater benefits being attained.

- 5. Refuse and garbage-firing boilers - I. fuel
 Translated by *Li Junshao* (27)

POWER TRANSMISSION DEVICES

- 6. Rigidity calculation of diaphragm coupling flexible elements
 *Hong chengwen* (32)

Abstract

A method for calculating the rigidity of diaphragm coupling flexible elements is presented in this paper. The method described here has been successfully used for design and manufacturing purposes.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION

- 7. The strength and service life verification tests of a newly designed third stage turbine rotor and disc of Type A and Type A-1 engine
 *Sun Guowei, Jin Shumin, Liu Lianyuan* (40)

Abstract

This paper describes a series of overtemperature, overspeed, fracture speed and low-cycle fatigue tests conducted on the newly designed third stage turbine rotor and disc in connection with the engine design, modification, finalization and service life assessment. The test results have already been put into use as major reference data during the engine design, finalization and determination of turbine disc guaranteed life.

MICROCOMPUTER APPLICATION TECHNIQUES

- 8. A microcomputer control system for the GZKL-10-3 boiler
 *Lu Zhenlin, Ma Shaoliu, Chen Gang, Zhang Qian* (47)

Abstract

In this paper a description has been given of the components and functions of the GZKL-10-3 boiler microcomputer control system, its software as well as general monitoring and control-regulating principles. It has been