

航空发动机涡轮盘榫齿裂纹故障研究

沈阳黎明发动机制造公司 姚华兴 闫沙林

B 型机由 A 型机改型而成, 大批服役期中的 A 型机存在着大量 级盘 (简称为盘) 第一榫齿裂纹与掉块故障。其轻者, 裂纹超过标准后报废; 重者, 榫齿掉块, 打伤其它零件, 甚至叶片飞出 (简称脱榫)。经过故障件金相检查, 断口分析, 其裂纹性质属机械疲劳。在疲劳损伤中, 叶片类零件主要是高循环疲劳。为排除 B 型机盘和叶片榫齿间连接的故障, 我们研究了在飞行与试车台上 A、B 型机 级涡轮叶片 (简称为叶片) 的振动情况。

一、试 验 装 置

用等离子喷涂方法将高温电阻丝应变片敷设在被测的叶片叶身测点上, 再用 1Cr18Ni9Ti 薄片将引线固定在盘后端面上, 然后将引线通过安装在涡轮转子中 $\Phi 10\text{mm}$ 1Cr18Ni9Ti 管和在压缩机中 $\Phi 8\text{mm}$ 1Cr18Ni9Ti 管, 经齿轮传动轴, 再将引线接到 A 728-950 水银引电器上, 最后引出发动机外。

为保证水银引电器装在发动机进气帽罩内能正常工作 (环境温度需在 60 以下), 采用了气冷方案, 冷却空气由改装好的整流罩头部的 $\Phi 10\text{mm}$ 小孔引入, 经水银引电器安装座的通孔进入隔热套, 用后机匣九级压缩空气引射。

飞机飞行时叶片振动应变测量还需用机载 JF-2 放大器, 遥测发射装置, 地面遥测接收装置, JC3-3 磁带机, 光学示波器等。应变信号和发动机转速由磁带机记录。

二、试验结果与讨论

1. A 型机一弯谐振应变值随飞行高度增加而减小, 叶片较大的振动负荷是在低空和地面出现, 其叶片应变值为 $498\mu\epsilon$ (见表 1)。表中, n 为发动机转速, f_D 为叶片动频, H 为飞行高度, ϵ 为应变值。

表 1 一弯谐振应变值随飞行高度 H 的变化

H (m)	n (r / min)	f_D (Hz)	ϵ ($\mu\epsilon$)	$\epsilon_{\text{空}}/\epsilon_{\text{地}}$
地 面	9780	810	498	1
	7960	795	448	0. 9
1500	7850	778	414	0. 83
6300	9370	800	276	0. 55
6600 ~ 6900	9700	800	190	0. 38

2. 在试车台上, A 型机 $n = 7500 \sim 7900 \text{ r/min}$ 时, 叶片有较大的稳定振动, 其 $f_D = 750 \sim 790 \text{ Hz}$, 振动应力值为 102.97 MPa ; 当 $n = 9600 \sim 9800 \text{ r/min}$ 时, 叶片有较大的不稳定振动, 其 $f_D = 800 \text{ Hz}$, 振动应力值为 $74.53 \sim 104.93 \text{ MPa}$ 。

3. 在试车台上, 当 B 型机 $n = 8050 \sim 8100 \text{ r/min}$ 时, 叶片振动应力值为 $40.31 \sim 143.18 \text{ MPa}$; 当 $n = 9600 \sim 9800 \text{ r/min}$ 时, 叶片振动应力值为 $73.55 \sim 99.05 \text{ MPa}$ 。

A、B 型机测振数据表明, 当 $n = 7500 \sim 8100 \text{ r/min}$, $n = 9600 \sim 9800 \text{ r/min}$ 时, 叶片会出现结构因素 $K = 5$ (五次谐波), $K = 6$ (六次谐波) 的一阶弯曲振动。 $K = 6$ 叶片谐振时的转速是发动机的过渡转速 (瞬间通过), 不会引起盘、叶片榫齿结构的损坏; 而 $K = 5$ 叶片谐振时的转速落在发动机工作转速范围内, 因此必须研究发动机中与 $K = 5$ 有关的整流支板对叶片振动应力的影响。

4. 整流支板。把扩散器上五个整流支板取下两个, 保留三个 (留在原位置上), 则其谐振转速未变, 而振动应力却降低 30%。把整流支板改成五个不等分; 等分的五个整流支板轴向后移 90mm; 不等分的五个整流支板轴向后移 90mm, 分别装在发动机里进行试车对比试验。试验结果表明: 前两种方案叶片上的动应力比装用正常扩散器的动应力略有下降, 后一方案叶片上的动应力比采用正常扩散器下降 25%。改装与试验了四个周向均布的整流支板 (支板重新安排), 其叶片动应力下降一半。

5. $K = 5$ 的一阶弯曲振动是由于下游五个整流支板所致。 $K = 6$ 的一阶弯曲振动是由于上游级导向器 (36 片) 和级导向器 (42 片) 的叶片差所致。

叶片动应力测量点的位置由叶片在振动状态下的相对应力 (系指叶片在一弯振动下叶片任意一点的应力值与最大应力值之比) 分布而确定。因受水银引电器测点的限制, 被测叶片的选定应具有同级叶片的共性与注意叶片频率分散度的实际情况。

三、榫齿裂纹故障的排除

测振数据表明: 改变激振源与叶片调频均可降低作用在盘榫齿上的振动负荷, 但前者引起结构变动太大, 而后者需减薄叶身厚度而降低叶片静强度, 故又探讨了盘、片连接处的动、静载荷分配问题 (哥德曼准则)。

盘、片榫齿配合的情况不仅影响叶片的振动特性, 而且也影响盘、片的耐用性。文献 [1、2] 介绍了齿距对榫齿应力分布的影响。根据上述介绍, 我公司用有限元素法对榫齿配合进行应力计算。其计算条件: 五对齿均匀接触为 a; 第一齿呈现 0.01mm 间隙, 第五齿接触, 其余各齿间隙依次按比例变化为 b; 第一齿接触, 第五齿呈现 0.01mm 间隙, 其余各齿间隙依次按比例变化为 c。计算的各喉部转接圆弧处应力峰值见表 2, 表中单位为 MPa。

表 2 a、b、c 状态下喉部转接圆弧处应力峰值

齿序	1		2		3		4		5	
	盘	片	盘	片	盘	片	盘	片	盘	片
a	569	442	500	363	500	372	500	412	500	461
b	98	314	461	461	510	442	628	677	579	834
c	912	550	755	461	520	363	520	353	491	108

从表 2 可见: a 配合状态各齿喉部的应力峰值趋于均匀; b 配合状态, 盘、片的榫齿弹性变形未能弥补每齿的间隙。此时, 外载荷值按从小到大的顺序作用在其余四齿上, 因而各齿上的应力峰值也相应从小到大排列; c 配合状态, 由于配合状态与 b 相反, c 的第一齿应力峰值高达 912MPa。b、c 配合状态中 4~5 齿间出现应力奇异是由于加大转接圆弧引起。

轮盘的榫槽和叶片榫头配合其榫齿间隙越大, 应力分布越不均匀, 应力峰值也越高。

进行应力分析后, 为提高 B 型机第一榫齿承载动应力的能力, 即用降低第一对齿的静负荷 (采用 b 榫齿配合方案) 与选用强度较好、缺口敏感性较小的 GH4033 材料。经涡轮盘的超转、超温试验^[3], 装在 B 型机内经 377 小时台架试车, $\times \times$ 台份外场试飞、使用的考验, 经 5000 小时发电考验, 工作后的盘榫齿经电位仪检查, 叶片榫头经染色荧光检查, 未发现有任何裂纹的迹象。

四、结 论

1. 在试车台上与飞行中的 A 型机测振表明: 当 $n = 7500 \sim 7900 \text{ r/min}$ 时, 叶片有较大的振动, 其 $f_D = 750 \sim 790 \text{ Hz}$, $\epsilon = 172 \sim 448 \mu\epsilon$, 振动应力为 102.97MPa; 当 $n = 9600 \sim 9800 \text{ r/min}$ 时, 叶片有较大的振动, 其 $f_D = 800 \sim 820 \text{ Hz}$, 其振动应力为 74.53~104.93MPa。一弯谐振应变值随飞行高度增高而减小, 叶片负荷较大的振动是在低空和地面出现, 其 $\epsilon = 498 \mu\epsilon$ 。

2. B 型机在 $n = 8050 \sim 8100 \text{ r/min}$ 范围内叶片有较大的振动, 其振动应力值为 40.31~143.18MPa; 在 $n = 9600 \sim 9800 \text{ r/min}$ 范围内, 振动应力值为 73.55~99.05MPa。

3. 可改变激振源 (整流支板数、整流支板在圆周上的分布位置) 与改变叶片固有频率 (调频或修频) 的方法来降低叶片的动应力。

4. B 型机外场使用经验表明: 用调整榫齿配合的方法可改变动、静应力分配关系, 与选用强度较好、缺口敏感系数较小的 GH4033 材料能解决 B 型机在寿命期内盘、片榫齿裂纹故障。

致谢 金祖轅同志为本课题作了大量的技术指导与组织工作。参加本课题工作的还有陈国瑞、施信介、王全星、任琴芳、王力峰、李怀源等同志。

参 考 文 献

- [1] 俞茂铮, “用有限元方法确定涡轮机枞树型叶根的合理结构”, 国防工业出版社, 1978 年。
- [2] A. H. 格鲁宾, “涡轮叶片枞树形榫头强度计算”, 国防工业出版社, 1975 年。
- [3] 姚华兴, “涡轮盘超转超温试验”, 中国航空学会第二届动力年会, CSAA P89~107 (S), 1989 年。

A RESEARCH ON CRACKED FAILURES OF FIR-TREE SERRATION IN AEROENGINE TURBINE DISC

Yao Huaxing and Yan Shalin
(*Shenyang Aeroengine Company*)

ABSTRACT

A lot of cracked failures of fir-tree serration occurred in the second stage turbine disc of a large numbers of certain types aeroengines in service. The character of these cracks belongs to mechanical fatigue. In order to find out the cause for the cracked failure, the vibrating stresses of the second stage turbine blades on test bench and their vibrating strains in flight tests have been measured in the conditions of high temperature and high rotational speed. The measured data indicate that several resonance zones really exist in the second stage turbine blades of type A and B engines. Some methods for elimination of the cracked failures of fir-tree serration in the turbine disc are provided. According to the experience in service, a modification of type B engine has eliminated the cracked failures of fir-tree serration of turbine disc in its service life.

RELIABILITY ANALYSIS OF DIRECTIONAL SOLIDIFICATION BLADE

Lü Wenlin and Duan Zhenlong
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

The stochastic Finite Element Method and Hasofer-Lind Method are adopted to analyse the reliability influence of stochastic pressure field on the directional solidification blade. This method and program are verified by calculation of the Monte-Carlo Method.

AN EFFICIENT 2D-GRID GENERATION APPROACH USING ARC-LENGTH AS A PARAMETER

Shi Zhouhe, Zhang Huimin, Wang Licheng
(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

A fast and efficient grid generation program has been developed for any two-dimensional configurations. In this scheme, the separate grids are generated in each zone with a high speed algorithm which makes the ratio of the coordinate increments satisfy a linear distribution along arc-length of a grid curve, and then they smoothly joined along the common boundaries to establish the grid for the complex configuration. The advantages of the scheme are as follows: First, the mesh lines have continuous slopes from one zone to another; Second, the degree of the mesh lines clustering can be well controlled by the distribution of the boundary points; And the third, the computational speed is ten and even several hundred times faster than the elliptic grid generation scheme which has been widely used nowadays.