

文章编号: 1000-8055(2001)04-0327-04

某型发动机二级压气机叶片 断裂故障分析研究

杨兴宇, 耿中行, 蔡向晖, 史海秋
(空军第一研究所 第二研究室, 北京 100076)

摘要: 某型发动机二级压气机叶片属于事故多发性零部件。最近又发生了叶身断裂故障, 该故障是一种新型故障, 与二扭共振引起的叶尖掉角故障不同: 疲劳源位于叶盆中上部, 靠近叶尖断裂飞出, 断裂飞出部分约为叶片的 $1/3$, 故障件断口部分呈“S”型。本文从叶片断口金相、扫描电镜分析、振动特性计算分析、叶片静频和振型测量、疲劳破坏试验、第 10 阶相对振动应力测量和叶片疲劳寿命评估等研究工作, 分析得出造成叶片疲劳破坏的故障机理是叶片第 10 阶振型在发动机 0.8 额定转速发生共振和叶盆表面损伤。

关键词: 压气机; 叶片; 共振; 断裂; 故障分析

中图分类号: V 231.95

文献标识码: A

1 引言

某型发动机二级压气机叶片历史上出现过多次叶尖掉角故障^[1]。近几年来又出现了新的故障模式, 叶片折断部位在进气边侧及叶片上部, 裂纹位于叶片中部, 并沿叶身纵向扩展, 最后叶尖沿水平方向全部撕裂。该种叶片发生的进、排气边叶尖掉块故障, 经研究表明, 这种故障主要是叶片在慢车转速及最大转速工况下, 叶片产生二扭共振。但与这次故障相比存在明显差异: 断裂部位不同; 掉块大小不一样, 后者明显大于前者; 裂纹走向不一致。新型故障折断部位较大, 是一种严重危及飞行安全的失效模式。

2 断口金相及扫描电镜分析

故障件的断口可以分两个区域, 瞬时断裂区和疲劳区; 裂纹起源于叶盆中上部, 已看不到断裂源区的原始形貌特征; 裂纹沿叶高方向纵向扩展, 最后靠近叶尖上部飞出, 断裂飞出部分约占整个叶片的 $1/3$ 左右, 断口型面呈“S”型, 疲劳区面积约占整个断口面积的 60%。疲劳特征清晰, 疲劳条带密集, 具有典型的高循环疲劳破坏特征。断口局部有明显的擦伤痕迹, 叶盆表面距底部 30 mm

以上的部位有锈蚀斑点, 叶背没有。用扫描电镜观察, 叶片的表面质量很差, 有微小裂纹、夹杂物以及空洞等缺陷, 这些是诱发叶盆中部萌生疲劳裂纹的重要因素。

3 振动特性计算分析

用大型通用结构分析软件 ANSYS 计算了二级叶片的离心应力、静频、动频、振型和相对振动应力分布等。有限元计算模型共有 2052 个节点, 1260 个 8 节点三维实体单元, 沿叶片厚度方向分两层。

3.1 振动特性计算分析

3.1.1 叶片频率

计算二级叶片前 20 阶振型的静、动频率。为了与测量结果比较, 表 1 列出前 10 阶振型静频计算值与测量均值。相对误差最大的为 6.8%, 其余的均小于 5%。

3.1.2 叶片振型、相对振动应力及离心应力

计算叶片前 20 阶振型、相对振动应力和 $n=11150$ r/min 下的离心应力。由计算结果可知, 与故障叶片疲劳源位置接近且相对振动应力比较大的振型是第 2、4 和 10 阶振型。

收稿日期: 2000-10-15; 修订日期: 2001-02-19

作者简介: 杨兴宇(1972-), 男, 空军第一研究所第二研究室工程师

表 1 静频计算与测量值对比

阶 次	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶	5 阶	6 阶	7 阶	8 阶	9 阶	10 阶
计算值/Hz	226	829	1054	1929	2500	3204	3387	3846	4193	5196
测量值/Hz	233	867	1079	2008	2545	2998	3530	3933	4391	5440
频差 ΔF /Hz	7	38	25	79	45	- 206	143	87	198	244
相对误差 ΔF %	3	4.4	2.3	3.9	1.8	- 6.8	4.0	2.2	4.5	4.6

3 2 共振特性分析

根据二级叶片振动频率计算和激振力频谱分析结果, 画出二级叶片的共振特性图^[1, 2]。从图 1 中可以看出, 第 2 阶在慢车转速与 K 14 有共振点, 第 3 阶在 0.8 额定转速附近与 K 6 有共振点;

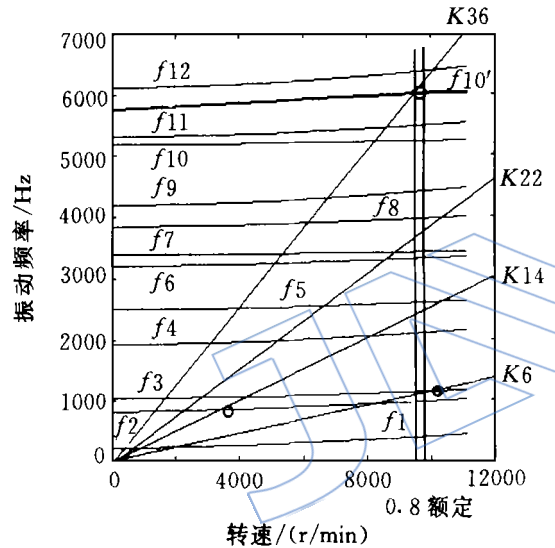


图 1 二级叶片共振特性图

由 4 2 节可知, 第 2, 3 阶不是疲劳破坏的振型; 第 4 阶为三弯振型, 理论计算和实际经验表明^[3~ 5], 叶片的弯曲振动断口走向通常为一条直线但不是纵向直线, 并且该阶振型在发动机转速范围内没有共振点, 因此排除第 4 阶振型。由静频计算可知, 计算值比测量值略小, 实际测量的叶片第 10 阶频率分散度很大, 最高可达 5769 Hz, 最低的为 4986 Hz。在 0.8 额定转速下, K 36 (该结构系数为一级整流叶片数目) 频率射线与该振型存在共振点, 如图 1 中 f_{10} 射线所示, 说明个别频率较高的二级叶片在此转速下有发生共振的可能。

3 3 第 10 阶振型相对振动应力分布及振动最大主应力方向

图 2 是叶片第 10 阶振型相对振动应力及最大主应力方向图。在该振型下, 最大振动应力在叶尖靠近进气边的叶背 C 处, 为 831.4 MPa, 疲劳源 A 处也较大, 为 528.9 MPa; A 处的振动最大主应力方向和疲劳裂纹扩展方向基本上垂直。

综合以上二级叶片共振特性和振动特性分析以及故障件的裂纹形成、扩展形式, 可以初步断定造成二级叶片故障的振型为第 10 阶。

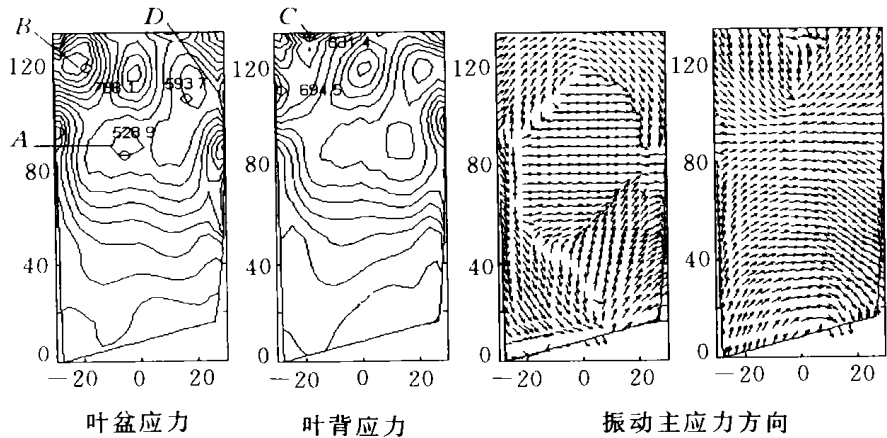


图 2 第 10 阶相对振动应力及最大主应力方向图

4 试验研究

4.1 静频及振型测量

测量了前 15 阶振型的频率和振型, 叶顶倒大圆对叶片的固有振动特性几乎无影响; 进气边削角对叶片的前 10 阶振型静频值有不同程度的提高, 但是对扭转振动及复合型振动提高幅度不明显; 叶片第 10 阶振型的频率值分散度很大, 可以达到 14.6%, 频率值范围不容易控制。

4.2 疲劳破坏试验

振型为第 2 阶(二弯)和第 3 阶(一扭), 但是没有故障再现, 二弯破坏形式是沿平行于叶根的一条直线, 而一扭破坏形式是在叶片进、排气边产生裂纹, 因此可以把第 2、3 阶振型排除。

4.3 第 10 阶相对振动应力测量

基于试验设备的限制, 主要对 A 处(见图 2)相对振动最大主应力方向进行测量。测量结果表明, A 处的最大主应力方向与水平方向的夹角是 1.8°, 这与计算结果非常吻合。

5 故障机理综合分析

5.1 疲劳寿命分析

为定性分析叶片第 10 阶振型 A 处疲劳破坏

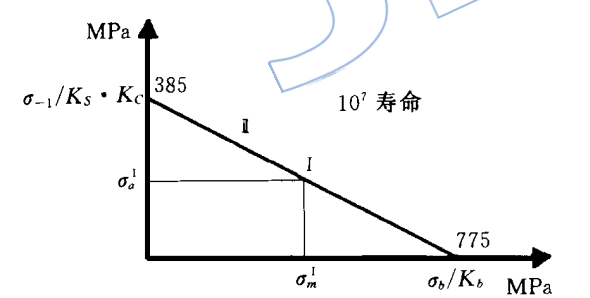


图 3 修正的 Goodman 图

的可能性, 用振动安全系数法分析图 2 中 A、B、C 和 D (其中 A、B、D 位于叶盆, C 位于叶背) 4 处疲劳寿命情况^[6]。

图 3 是叶片修正的 Goodman 图, 图中 K_s 为相应循环次数下分散系数; K_c 为应力集中系数; K_b 为强度极限分散系数。由 EGD-3 标准选取各系数。离心应力 σ_m^I 是转速为 0.8 额定(9800.1 r/m in) 时的计算值, 通过图 3 得到 σ_a^I ; 采用相对振动应力计算值 σ_a^I 乘以系数 K , 认为 $K \cdot \sigma_a^I$ 是叶片的实际振动应力; 计算各点叶片相对振动应力的安全系数 $N_1 = \sigma_a^I / (K \cdot \sigma_a^I)$ 。表 2 为叶片 A、B、C 和 D 点安全系数计算值。

B (位于叶盆叶尖) 的安全系数略小于 A 处, 但相差不大 [$N_A/N_B = (0.5394/K)/(0.4259/K) = 1.26$], 使用经验表明, 叶盆中部(A 附近) 打伤或腐蚀的几率较大, 存在 A 处寿命短的可能性; C 处 N_C 小于 N_A , 但是 C 处位于叶背, 实践表明叶盆表面打伤或腐蚀等损伤的几率和程度远大于叶背表面, 所以 A 先于 C 损坏的几率很高; A 和 D 的振动安全系数非常接近, 因此, 位于叶盆中部的 A 处疲劳破坏的可能性与其它 3 点相当。

5.2 台架动应力测量

在发动机工作转速范围内, 存在有 2500 Hz、3500 Hz、5600 Hz 和 6620 Hz 左右 4 个主要振型的共振。激振源是 36 个一级整流叶片, 在进、排气边掉角部位的相对振动应力可以达到 142.9~208 MPa, 这是叶片断裂的根本原因, 特别是 5600 Hz 高阶复合振型在 0.8 额定转速附近很容易发生共振, 该频率对应叶片的第 10 阶振型。在台架动应力测量中发现, 当 $n_1 = 9739$ r/m in 时(0.8 额定转速范围内), 测得振动应力为 142.9 MPa, 叶片动频为 5770 Hz, 该振型节线位于叶尖顶部距进气边 9 mm 处, 从测试得到的频率值及节线位置分析, 该振型即为叶片的第 10 阶振型, 且在发动机常用工作转速下发生共振。再一次从台架试

表 2 相对振动应力安全系数对比

位置	离心应力 σ_m^I /MPa	疲劳极限 σ_a^I /MPa	振动应力 $K \cdot \sigma_a^I$ /MPa	安全系数 N_1	备注
A	166.1	309.3	573.4K	0.5394/K	叶盆
B	54.2	360.3	846.0K	0.4259/K	叶盆
C	0.0	385.0	899.9K	0.4278/K	叶背
D	65.6	355.4	689.3K	0.5156/K	叶盆

注: I 可以是相对振动应力较大位置 A、B、C、D 四处。

验角度说明第 10 阶振型是很危险的振型。

6 结 论

通过以上的研究,明确了二级压气机叶片断裂的失效机理是:叶片第 10 阶振型在 0.8 额定转速附近发生共振是故障的内因;叶盆表面的缺陷是导致裂纹重要的诱发因素。第 10 阶振型导致叶片疲劳破坏,在国内还是首次出现,国外也未见过相关报道,打破了以往工程界所认同的只有低阶振型才能引起疲劳破坏的传统观念,对叶片振动故障模式的研究以及新机种的研制具有重要的工程使用价值。

参考文献

[1] 宋兆泓等. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空

航天大学出版社, 1993

- [2] 吕文林主编. 航空发动机强度计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988
- [3] 蔡肇云主编. 航空发动机强度设计、试验手册, 叶片强度与振动计算[S]. 第三机械工业部第六研究院, 1981
- [4] 宋兆泓主编. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 航空学院出版社, 1988
- [5] 高景海. 某型发动机压气机叶片断裂故障的振动分析[C]. 第七届发动机结构强度振动学术会议, 1994
- [6] 徐鹤山等. 可靠性在叶片结构强度设计中的实施[C]. 第七届发动机结构强度振动学术会议, 1994

(责任编辑 王震华)

Fracture Analysis of the 2nd Stage Compressor Blade in an Aeroengine

YANG Xing-yu, GEN G Zhong-xing, CA I Xiang-hui, SH I Hai-qi

(Airforce First Research Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The blades on the 2nd stage compressor of one kind of aeroengine are frequently damaged components. Recently a fault of blade body fracture happened, which is different from the usual blade corner fracture. Judging from the shape of the fractured blade, it is a new type of fault, which is different from the corner fracture caused by the 2nd twist vibration. The fatigue started from the upper middle of the blade. The resulted crack expanded vertically up and down, and then turned horizontally in different directions. Finally, the upper part of the blade flew away. The flown part is about one third of the whole blade and the fracture shape is of "S" form. This paper provides an analytical conclusion drawn from the research work including: metallographic analysis of the blade fracture, scanning electron microscope analysis, computation and analysis of the vibration characteristics, the measurement of the static frequency and vibration mode of the blade, the test of fatigue breach, the measurement of the 10th relative vibration stress, and estimating of the fatigue lifetime of the blade. The paper concludes that the mechanism of this new type fault is the 10th vibration of the blade, which occurred at 0.8 rating rotation of the aeroengine and the basic cause is the resonance and the flaw of the blade basin surface.

Key words: compressors; blades resonance; fracture; fault analysis