

叶片包容性试验研究

燃气轮机研究所 龚梦贤* 王旅生 曹凤兰

单个模型叶片包容性试验总的目的在于确定单个模型叶片折断后与机匣的碰撞姿态、损坏模式, 定量测试机匣受叶片撞击时的瞬态应变响应, 为建立有限元叶片包容性预测计算模型, 为验证或建立包容曲线提供试验依据。

1. 试验概况 模型叶片通过销钉装于轮盘上, 在轮盘上对称位置通过销钉装了一个平衡块。平衡块比模型叶片短得多, 但其离心力与模型叶片的离心力是正好相等的。在模型叶片叶身靠近根部的某个需要部位有两条对称的开口槽(经 $\Phi 0.2\text{mm}$ 的钼丝线切割加工而成)。当试验转子达到某一转速时, 叶身将从开口槽处断开, 叶身的前半部分(以下简称断叶)被甩出而撞击到模型机匣上。通过选择开口槽的位置及控制开口槽的深度, 就可以控制断叶甩出时的转速, 也即是控制其动能。模型机匣内壁粘贴有脉冲光源触发导线(撞击瞬间独幅高速摄影系统用)和瞬态波形存储器触发导线。模型机匣外壁一周均布粘贴了 12 片应变片, 为测量撞击时机匣瞬态应变响应所用。装有模型叶片的轮盘通过柔轴上的面而与试验台刚轴相连。模型机匣则通过法兰边用 12 个螺钉固定在试验台底板上。叶尖到机匣内壁触发导线的最小距离调整到不小于 4mm , 以确保转子正常运转时叶尖不会碰断机匣内壁的触发导线而导致瞬态应变响应测量系统和高速摄影系统的误触发。瞬态应变响应测量系统如图 1 所示。

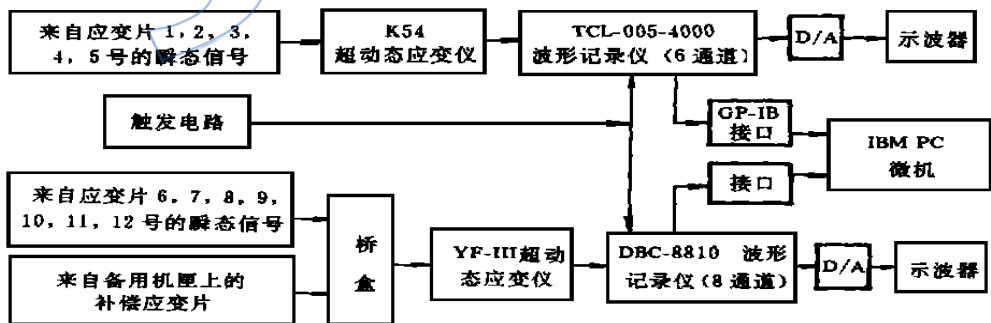


图 1 测量系统

2. 试验结果 模型叶片包容性试验是在浙江大学叶轮超速破坏试验台上进行的, 共完成六套试验件的试验任务, 试验参数见表 1。六次试验当中, 叶片基本上在预定转速下折断甩出。当断叶撞击机匣时, 均及时将机匣内壁上的脉冲光源触发导线和瞬态波形记录仪触发导线切断, 瞬态波形记录仪及时地记录下了每次试验机匣的应变响应。断叶撞击机匣时, 本身除发

生弹性变形外，还发生了严重的塑性变形。从试验后留下的断叶残骸可以看出：除第 4 次试验断叶残骸仅仅稍有弯曲外，其它 5 次试验中的断叶均卷成一个 U 型，甚至成为一个圈。

表 1 试验参数

试验序号	机 匣 材 料	机匣壁厚 (mm)	机匣内径 (mm)	叶 片 材 料	断叶长度 (mm)	断叶重心半径 (mm)	断叶重量 (g)
1	20 (冷轧)	2	622	45	115	247.5	108
2	20 (热轧)	3	620	30Cr MnSiA	113	246.5	106
3	20 (热轧)	3	620	30Cr MnSiA	113	246.5	106
4	20 (冷轧)	2	622	45	115	247.5	108
5	20 (热轧)	3	620	30Cr MnSiA	123	241.5	116
6	20 (冷轧)	2	622	30Cr MnSiA	113	246.5	106

图 2 是试验后留下的断叶残骸照片。表 2 显示了各次试验后留下的断叶残骸变形特点。从留在机匣残骸上的撞击痕迹看，机匣一般要受到断叶的两次或三次撞击。第一次，断叶的叶尖在机匣上撞击出一个呈叶尖截面状的较浅的凹坑，在撞击点机匣材料会被局部铲起。已经弯曲了的断叶顺转子旋转方向飞过几个厘米的距离后，用靠近其重心的凸起部位几乎是贴着机匣的内壁再次撞击机匣，在机匣上一个较大的范围内撞击出一个较深的舟形凹坑。2mm 厚的机匣受到的撞击还要多一次，其形成的凹坑也是舟形的，也许在第三次撞击时被击穿。根据表 2 数据及断叶和机匣残骸的对比分析推知：断叶第一次撞击机匣的入射角小于第二次、第三次撞击的入射角；第一次撞击对机匣造成的损伤也小于最后一次撞击对机匣造成的损伤，断叶对机匣造成的损伤愈大，断叶本身则卷曲得愈厉害，即塑性变形愈大。

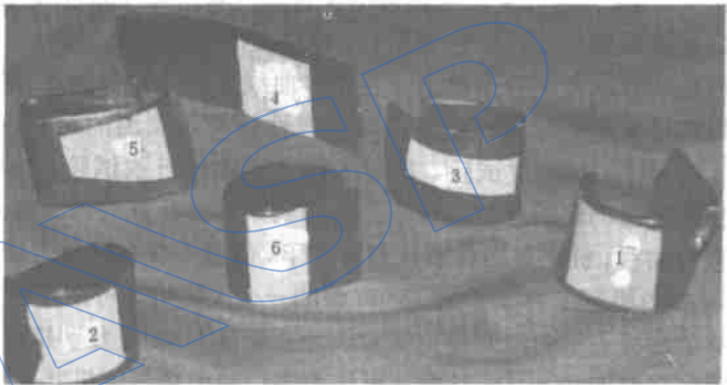


图 2 断叶残骸

表 2 试验结果

试验序号	叶片甩出转速 (r/min)	包容性	断叶残骸示意图	机匣残骸变形 (mm)				
				h ₁	h ₂	h ₃	L ₂	L ₃
1	12190	非包容		9.5	13.5	击穿	120	270
2	11500	包容		2.8	15.4		140	
3	11990	包容		2.7	13.1		160	
4	6960	包容		5.3	3.7	5.7	90	240
5	13520	包容		2.9	17.9		150	
6	12040	非包容		9.5	14.0	击穿	100	275

表中 h_1 、 h_2 、 h_3 分别表示断叶首次、第二次、第三次撞击形成的凹坑深度; L_2 、 L_3 分别表示第 2、3 次撞击中心距首次撞击中心的弧长。断叶残骸示意图中箭头表示叶尖。

3. 包容性计算 基于发动机和试验器试验的结果, 参考文献 [1] 绘制了一条确定叶片折断甩出时的包容区和非包容区的曲线 (简称包容曲线)。单个压气机叶片 (仅叶身) 的包容曲线如图 3 所示。这曲线是用在斯贝 MK 202 叶片包容性计算方面的。适合于罗尔斯—罗伊斯发动机的参数是断叶能量与机匣包容系数 $B\Sigma(Ue)_{eff}t^2$ 的关系。式中 B 为断叶的长度 (在叶弦中点上), U 为机匣材料的最小极限拉伸强度, e 为机匣材料的延伸率, t 为机匣的最小厚度, $(Ue)_{eff}$ 在一般情况下为 Ue (由包容试验指出数值相差甚大的除外), Σ 表示有关的机匣部分总和。叶片甩出部分的动能 E_{ke} 通过公式 $0.5m\omega^2R_{cc}^2$ 计算。式中 m 为断叶质量, ω 为转子的角速度, R_{cc} 为断叶重心至转轴的半径。六套试验件的包容性计算结果见表 3。根据每次试验断叶时的动能和机匣的包容系数, 可以在图 3 中画出六套试验件的试验落点。从图 3 可看出, 包容性计算所预测的试验落点在包容曲线上方 (即包容区) 的第 2、3、4 次试验, 其机匣确实均将甩出的断叶包容住了; 而包容性计算所预测的试验落点在包容曲线下方 (即非包容区) 的第 1、5、6 次试验, 其中多数 (即第 1、6 次试验) 机匣亦确实被断叶击穿, 仅第 5 次试验时机匣仍将断叶包容住了。考虑到第 5 次计算的试验落点虽然在非包容区, 但却非常靠近包容曲线; 机匣虽然将断叶包容住了, 但这一次在机匣上留下的残余变形却是最严重的, 在 3mm 厚的机匣上留下了约 18mm 深的一个大凹坑。可推知这个机匣虽未被击穿, 但已接近被击穿的临界点了。因此得出结论认为: 斯贝 MK 202 发动机应力标准 (EGD-3) 中单个压气机叶片的包容曲线^[1] (仅叶身) 可作为类似的单个压气机叶片 (仅叶身) 包容性计算的根据。

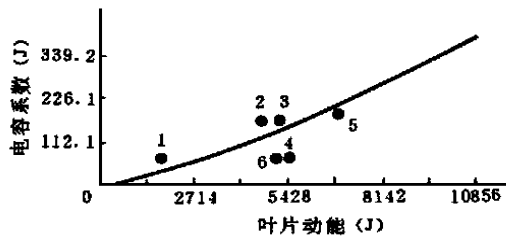


图3 包容曲线

表3 包容性计算原始数据及结果

试 验 序 号	1	2	3	4	5	6
ω (rad/s)	1277	1204	1256	729	1416	1261
E_{ke} (J)	5394	4668	5080	1758	6782	5152
U^* (M Pa)	354	424	424	354	424	354
e	0. 43	0. 35	0. 35	0. 43	0. 35	0. 43
t^* (m)	0. 00190	0. 00313	0. 00313	0. 00190	0. 00313	0. 00190
$B \cdot U \cdot e \cdot T^2$ (J)	63. 19	164. 29	164. 29	63. 19	178. 82	62. 10

* 为了验证包容曲线, 所取的 U 和 t 是平均值, 但在实测 U 与 t 时, 所取试样是与机匣筒体同一块板材的。

参 考 文 献

[1] “斯贝 MK 202 发动机应力标准 (EGD-3)”, 国际航空编辑部, 1979. 9。

under the same m -ratio and LCF stress, as test temperature rises from room temperature to 150°C , the complex fatigue life N_{FL} drops by 66% under $m = 10\%$ and $\sigma_{max} = 945\text{MPa}$. If the temperature comes up continuously to 300°C , its fatigue life approaches to zero. In addition, a model of the accumulative damage for complex cyclic fatigue is formulated as follows:

$$1/N_{fL} = 1/N_{L+} + n/N_h.$$

A REAL-TIME RAIN-FLOW METHOD OF CYCLE COUNTING AND ITS PROGRAM DESIGN FOR AEROENGINE SERVICE LOADS

Li Yongxin and Sui Hai

(*Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015*)

ABSTRACT The paper presents briefly a real-time rain-flow method of cycle counting and its program design for the service loads of aeroengines. The concept of real-time counting and its value to engineering application are also discussed. A detailed program flow chart is given which can be used in software programming of small size airborne data processing equipment.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON BLADE CONTAINMENT

Gong Mengxian, Wang Lü Sheng, Cao Fenglan

(*Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500*)

ABSTRACT This paper describes the blade containment tests for six sets of single model blade on a vertical breaking-down tester with excess revolution. The experimental results indicate that the blade body fragment flying off impacts against the model aeroengine case time and again. The incident angle of the blade fragment against the case in the initial impact is smaller than in the later impacts, the case damage of the first impact is smaller than that of the final impact, and the impacts of the blade fragment against the case make the blade fragment crumple. In principle the experimental results of the blade fragment containment and non-containment are consistent with the containment curve of single compressor blade (for use only in case of the blade body) in the Spey MK202 Stressing Standards (EGD-3) and are on the safe side. It is the preliminary conclusion that the containment curve of single compressor blade (for use only in case of the blade body) in EGD-3 can be used to predict the containment of the similar blade.

THE LOW-CYCLE-FATIGUE LIFE PREDICTION OF A MEMBER WITH HOLES

Rao Shouqi and Mao Yingyong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

ABSTRACT The stress and strain field and the low-cycle-fatigue life of a structure member with holes are calculated theoretically and investigated experimentally. The calculated results show that it is reliable to calculate the stress and strain field of a member with holes by using the shell-structural elasto-plastic finite element program, which has been designed and developed by the author. The satisfactory results are obtained from LCF life prediction of a member with holes by the advanced local stress and strain method. The calculation and tests show that the stress concentration of the tensile plane member is intensified and the fatigue life reduces drastically when its holes are densified in the direction perpendicular to that of tensile; the stress concentration is mitigated slightly but the fatigue life is also shortened when they are densified in the tensile direction.