

外物撞击损伤叶片的模拟试验方法

海军航空工程学院 孙振德 南京航空学院 鲁启新

航空发动机风扇和压气机叶片在工作中,常常会遭到随高速空气吸入发动机的小而硬的外来物的撞击损伤。这些外来物包括小零件、砂石、维修时的残余物(如保险丝头、开口销头、弹簧垫片等)以及其它一些杂物(象别针、钥匙、小工具等)。这种损伤严重地影响了发动机的寿命和飞机的飞行安全。因此,研究叶片的抗外来物损伤,具有重大意义。但是由于产生外物撞击损伤的随机性,很难在实际工作叶片中找到一组损伤一致的来进行疲劳试验。因此,在试验室里需要用模拟方法来产生外物损伤。本文用两种方法对叶片进行了模拟外物撞击损伤试验,通过对比提出了一种合理的模拟试验方法,并对其机理进行了分析。

一、两种模拟方法及试验结果

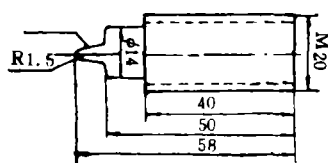


图1 冲头

1. 摆锤法 即用摆锤连接冲头来冲击叶片。冲头的尺寸见图1。用这种方法对一组钢叶片进气边中部进行了冲击损伤试验。冲击速度为3.3m/s。对损伤后的叶片进行了振动疲劳试验。其结果见表1。表1中 N_i 为寿命循环数, x 为对数寿命,不重合系指裂纹部位与损伤部位不重合。

表1 摆锤冲伤叶片的疲劳试验结果

编号	$N_i \times 10^{-6}$	X_i	裂纹部位
YCI-9	1.9591	5.2921	叶背中部 不重合
YCI-2	2.2541	5.3530	叶背中部 不重合
YCI-12	2.7510	5.4400	叶背中部 不重合
YCI-11	4.2624	5.6297	叶背中部 不重合
YCI-4	9.2556	5.9664	叶背中部 不重合
YCI-3	13.326	6.1247	叶背中部 不重合
YCI-1	15.930	6.2022	榫头槽口 不重合
YCI-7	20.196	6.3053	榫头槽口 不重合
YCI-5	25.138	6.4003	叶背中部 不重合
YCI-8	62.446	6.7956	进气边 重合
YCI-10	134.29	7.1280	未断
YCI-4	149.03	7.1733	叶背中部 不重合

表2 粒子打伤叶片的疲劳试验结果

编号	$N_i \times 10^{-5}$	X_i	u m/s	裂纹部位
YDI-14	1.8970	5.2774	473	进气边 重合
YDI-4	1.9591	5.2921	463	进气边 重合
YDI-9	2.0207	5.3055	390	进气边 重合
YDI-10	2.0463	5.3110	473	进气边 重合
YDI-6	2.3877	5.3780	456	进气边 重合
YDI-5	2.5199	5.4014	508	进气边 重合
YDI-11	2.5834	5.4122	358	进气边 重合
YDI-8	2.8274	5.4514	382	进气边 重合
YDI-13	3.0677	5.4868	442	进气边 重合
YDI-7	7.1475	5.8542	350	进气边 重合
YDI-3	7.8754	5.8963	463	进气边 重合
YDI-12	8.0910	5.9080	428	进气边 重合

2. 枪弹法 即用弹药枪发射粒子来撞击叶片。试验设备主要包括发射装置, 测速装置和叶片固定装置。发射装置是口径为7.62mm的常规步枪、待发射的粒子装在一对尼龙弹托中, 弹托压入拔掉弹头的子弹中。发射后, 空气阻力使弹托自动分离而粒子击中叶片。测速用的是天幕和枪口靶, 测得的是粒子在两靶之间的平均速度。叶片固装在榫槽中, 靠根部螺栓顶紧。

按这种方法, 通过试验对比, 选取 $\phi 3$ 的钢球为粒子, 对叶片进气边中部进行了损伤试验, 粒子速度 V 为350~450m/s, 入射角近似地采用进气流相对于叶片的角度 $\alpha = 30^\circ$ 。损伤后叶片的振动疲劳试验结果见表2。

二、撞击损伤机理研究

对比表1和表2可以看出: 两种方法所产生的损伤程度有很大差别, 对叶片疲劳寿命的影响也不同。摆锤法所造成的损伤对叶片疲劳寿命无显著影响, 疲劳裂纹不是出现在伤口处, 而多在叶片应力最大的叶背中部。而在枪弹法中, 不仅叶片的疲劳寿命明显降低, 而且疲劳裂纹全部与损伤缺口相重合。这是因为两种方法中损伤过程和损伤机理是不同的。

在枪弹法中, 当钢球撞击材料表面时, 其动能将转化为: (1)使叶片发生塑性变形的塑性应变能; (2)热能, 它使材料在受到撞击的过程中, 以绝热剪切的形式给表面加热, 还可能包括一部分钢球与叶片表面的摩擦能; (3)钢球和叶片表面接触过程中, 钢球的旋转能量; (4)弹性反弹能量, 它使钢球弹离叶片表面。其中钢球的大部分能量转化成为热能。

当钢球撞击叶片表面时, 会有两种情况发生: 其一就是钢球被反向弹离叶片, 在叶片上形成压坑, 其形貌如图2所示。由于在这种情况下, 钢球与叶片表面接触时间比较短, 叶片的应变速率极高($\sim 10^5 1/s$), 产生的热量多而集中, 叶片变形是绝热过程。这一热量使叶片变形外表面温度陡增。甚至出现了局部的退火和熔化, 阻止了材料的加工硬化。在损伤表面, 有一个 $5 \sim 15 \mu m$ 的软化层, 坑的中心部位受到的压力最大, 因而加热所造成的现象最明显。通过扫描电子显微镜, 可以明显地观察到该处金属熔化后再结晶的迹象。据此, 可以认为损伤的大致过程为: 粒子的动能被叶片的严重变形吸收, 受碰撞的材料沿粒子和叶片界面向外挤压, 挤压出的材料因向外扩张而产生拉伸裂纹或飞边, 当界面温度上升到材料的熔化温度时, 材料将以液态向外溅射, 造成质量损失。

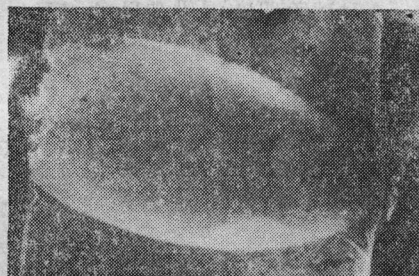


图2 打伤压坑的扫描电镜图象 (15X)

钢球横穿叶片而在进气边形成一缺口, 如图3所示, 这是损伤的另一种形式。在这种情况下, 热量转化相对少一些, 材料不易出现熔化, 通过扫描电子显微镜, 观察到缺口中心比较光滑, 而两边缘处, 材料有明显的拉断的迹象。所以, 在这种情况下, 疲劳裂纹多从两边缘处发生。

通过对实际使用中外物打伤钛合金叶片的观察表明: 它与用枪弹法模拟打伤试验结果极其相似, 只是金属的熔化不象压坑中心底部那样集中和严重。

但是在摆锤法中, 由于冲击速度比较低, 变形是极缓慢的, 热传导的作用使叶片变形成为等温过程。这时应变分布也不象绝热过程那样集中, 材料在冲击下发生加工硬化。图4是

这种损伤的缺口形貌。在缺口底部,通过扫描电镜看到的是材料等温划痕,这种划痕与绝热剪切划痕明显不同。

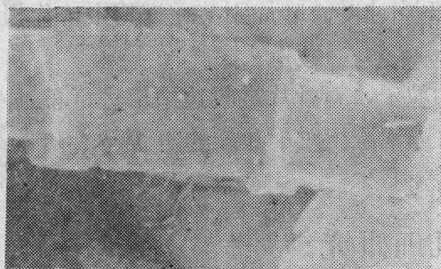


图3 打伤缺口的扫描电镜图象 (15x)

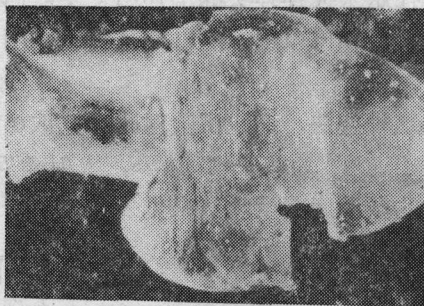


图4 冲伤缺口的扫描电镜图象 (15x)

三、结 论

1. 影响外来物打伤的最根本的原因是叶片的应变速率,即粒子动能转化为热能的温升。
2. 外来物撞击过程是一个高速高能的过程。
3. 试验研究表明:用药枪发射粒子的方法能够模拟小而硬的外来物对叶片的撞击损伤。

对试验研究提供帮助的王昌仁,汪遵善,华京,蔡承姝,谢嘉申等同志,特此致谢。

参 考 文 献

- 〔1〕 宋兆泓主编:《发动机寿命研究》,航空工业出版社,1987年。
- 〔2〕 孙振德:“压气机叶片进气边抗外物损伤容限研究”,硕士学位论文,南京航空学院,1987年。
- 〔3〕 史可顺等,“韧性金属受高速粒子碰撞的侵蚀破坏”,爆炸与冲击,第四卷,第四期。

(责任编辑 李其汉)

measurements of their wakes. The variation laws and relationship of these characteristics are analyzed. In our test conditions, the cascade with better forward flow characteristic has worse reversed one.

ABSTRACTS OF TECHNICAL NOTES

A COMPUTATION METHOD FOR A CONFINED JET IN SUDDEN EXPANSION DUCT

Bao Guohua and Jiang Zhenxin

(Northwestern Polytechnical University)

A confined turbulent flow in a sudden expansion duct is computed by a numerical method of time-averaged Navier-Stokes equations with $k-\epsilon$ model. The pressure and velocity are obtained by using Newton's method and sparse matrix techniques. The numerical examples show that the computation results are in satisfactory agreement with the experimental data.

A METHOD FOR CONFIGURATION OF ANNULAR DIFFUSER

Li Changlin *(Northwestern Polytechnical University)*

A new method for calculation of annular diffuser configuration is offered, which takes pressure loss and perpendicularity of air-through section to the center airflow-line into consideration. When there exists large declination of center flow-lines at inlet and exit, this method is more reasonable than the conventional one which ignores these two factors.

INVESTIGATION ON SIMULATION OF FOREIGN OBJECT IMPACT DAMAGE TO COMPRESSOR BLADE

Sun Zhende *(Naval Aeronautical Engineering Institute)*

Lu Qixin *(Nanjing Aeronautical Institute)*

An experimental method for simulation of foreign object impact damage to a compressor blade is investigated. The impact damage mechanism is analyzed by the aid of a scanning electron microscope. A reasonable experimental method is proposed by comparing the bullet damage with the pendulum impact damage.