

文章编号: 1000-8055(2007)01-0018-05

航空发动机真实机匣的 包容性试验

范志强^{1,2}, 高德平¹, 覃志贤², 王 维², 纪永汉³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500;

3. 空军驻成都发动机集团公司军事代表室, 四川 成都 610067)

摘 要: 为了研究某发动机机匣的包容性, 在旋转试验器上进行了该机匣的包容性试验. 试验考虑了相邻叶片的影响, 得到了叶片断裂甩出时的转速、断叶撞击机匣的应变响应和断叶撞击机匣过程的高速摄影照片. 试验结果表明, 断叶与机匣碰撞了两次, 第 2 次撞击时在未断叶片作用下断叶击穿机匣, 机匣的失效模式主要是剪切破坏. 采用包容曲线法对机匣的包容性进行了计算, 计算结果与试验结果吻合良好. 研究结果对航空发动机机匣的包容性设计有一定的参考价值.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 机匣; 叶片; 包容性; 应变响应

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Experimental study of real casing containment

FAN Zhi-qiang^{1,2}, GAO De-ping¹, QIN Zhi-xian², WAN Wei², JI Yong-han³

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and

Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. China Gas Turbine Establishment,

Chengdu 610500, China; 3. Air Force Plant Representative Office of

Chengdu Engine (Group) Co. Ltd., Chengdu 610067, China)

Abstract: In order to investigate an engine casing containment, a casing containment test has been carried out in a spin facility. In this test, interference between adjacent blades has been considered. The rotational speed when the broken blade flings out, and the strain responses of the casing as the broken blade impacts on the casing are described in the paper. At the same time, the impacting process is recorded on the film by a hi-speed camera. The released blade exerted two impacts one after another on the casing. The casing has been broken through at the second impact. The casing is destroyed by shear stress. The casing containment has been calculated using containment-curve methods, and the results are in good agreement with the test results. The study can be used as a reference for the engine casing containment design.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; casing; blade; containment; strain responses

航空燃气涡轮发动机转子的转速很高. 当转子上的叶片在工作中断裂时, 在离心力作用下, 断

裂叶片以巨大的能量甩出. 此时若机匣不能包容断叶, 断叶可能击中飞机上的油管、油箱、飞机结构

收稿日期: 2005-10-21; 修订日期: 2005-12-20

作者简介: 范志强(1966-), 男, 四川自贡人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国燃气涡轮研究院高级工程师, 主要从事航空发动机强度设计与试验研究.

件.此外,未被包容的断叶可能会击中航线上的其他飞机,或地面的行人和建筑,造成灾难性的后果.因此,航空发动机包容性研究是非常重要的.

航空大国对发动机机匣的包容性都非常重视.在民用航空适航条例和军用规范中都有专门条文对机匣的包容性提出了要求.国外各大发动机公司都有发动机机匣包容性试验要求.美国联邦航空局(Federal Aviation Administration)针对航空发动机机匣的包容性问题作了大量的研究工作,如分析了大小发动机非包容故障发生的原因^{[1][2]},进行了不同材料的打靶试验研究^{[3][4]},完成了 T53 发动机涡轮机匣包容性试验^[5],提出了提高涡轮发动机机匣包容性的方法^[6],发展了一种先进的机匣包容结构^[7].据英国《防务新闻》2003 年 8 月 14 日消息:英国罗·罗公司已完成了遑达 900 发动机研制中重要的安全性试验之一的风扇叶片包容试验.

目前国内对航空发动机机匣包容性设计和试验方法的研究较少.龚梦贤等在上世纪八十年代末期在旋转试验器上进行过 6 次模型机匣包容性试验,对英国的包容曲线进行了初步验证^[8].国内还没有进行过实际发动机机匣的包容性试验.在旋转试验器上进行实际机匣包容试验,能够以较小的代价得到必须的试验数据.

1 试验方法

试验件包括某发动机第一级压气机盘、叶片和前机匣,并且设计了对应的转接段、止退环、柔性轴和支承板,如图 1 所示.试验设备为立式旋转试验器,试验件转子部分通过柔性轴与试验器相连,机匣通过支承座与试验器相连.在机匣内壁粘贴触发线圈,用于超动态应变响应测量系统、转速记录仪和高速摄影系统的同步触发.机匣外壁均匀粘贴 8 片应变片,用于测量撞击时刻机匣不同位置的应变响应.超动态应变响应测量系统由超动态应变仪和瞬态参数采集系统组成,在使用触发方式时,可以使用双速率采样:没有触发信号时,以较低的采样率采集;在有触发信号时,以设定的高采样率采集.试验转速通过电磁式传感器从主轴的测速齿上采样,经 XJP-02A 转速显示仪显示转速,转速测量误差在 10 r/min 以内.试验中叶片断开甩出撞击机匣的同时切断触发线圈,即切断了传感器的信号输出,XJP-02A 转速显示仪在突然无信号输入的情况下具有显示最后一个转速值并保持 5s 不变的功能,因此能够准确的记

录叶片断开甩出时的转速.高速摄影系统由高速摄影机、成像凹镜、照明光源系统、触发系统和计算机组成.高速摄影机选用的美国 REDLAKE 公司制造的 HG-100K 型数字高速摄影机,当该摄影机以 20 000 f/s 速度拍摄时,拍摄像素为 224 × 224,拍摄范围为 70 mm × 70 mm.试验中在高速摄影机上配置了广角镜头,同时在拍摄窗口的防弹玻璃上固定了一组总焦距为 12.7 mm 的凹镜.

机匣旋转包容试验中考虑了相邻叶片的影响.为减少断叶甩出后突加不平衡量对转子系统和试验设备的影响,采用对称叶片开槽方式.由于该叶片在 8 000 r/min 转速附近存在共振点,因此设计试验件参数时以该转速作为依据.试验件参数见表 1,表中 t 为机匣壁厚, L 为叶片甩出部分长度, M 为叶片甩出部分质量, A 、 B 为叶片开槽深度尺寸(如图 1 所示).叶片材料为 1Cr11Ni2W2MoV,机匣材料为 TA7.试验前将叶片编号,并确定在 4 # 和 16 # 叶片叶根部位开槽.在 4 # 叶片叶身表面上部涂有红色标记,下部涂有蓝色标记;在 16 # 叶片叶身表面上部涂有蓝标记,下部涂有红色标记.

表 1 试验件参数

Table 1 Parameters of casing and blades				
t /mm	L /mm	M /g	A /mm	B /mm
2.5	206.85	574	44.5	52.5

2 试验结果及分析

试验中叶片在预定的转速范围内断开.叶片甩出后撞击机匣,同时将粘贴在机匣内壁上的触发线圈切断,成功地启动三套系统正常工作,及时地记录下叶片断开时的转速、断叶撞击机匣时的应变响应以及断叶与机匣的碰撞过程.

试验结果见表 2,表中 n 为叶片断开甩出时的转速, E_k 为断叶的动能, t 为机匣壁厚.图 2 为机匣旋转包容试验后现场照片,图中标出了试验后断叶残骸的位置,4 # 断叶落在机匣与保护铅砖之间,16 # 断叶落在保护铅砖上.图 3 为试验后机匣和 4 # 断叶残骸照片,机匣被撞击位置集中在一个扇形区域,断叶严重变形.图 4 为试验后机匣残骸测量结果.图 5 给出了 4 个通道机匣受撞击时的应变响应时域谱图,纵坐标为应变,横坐标为时间,每格的时间为 50 μ s.图 6 为断叶撞击机匣过程的示意图,给出了断叶切断触发线圈、断叶第

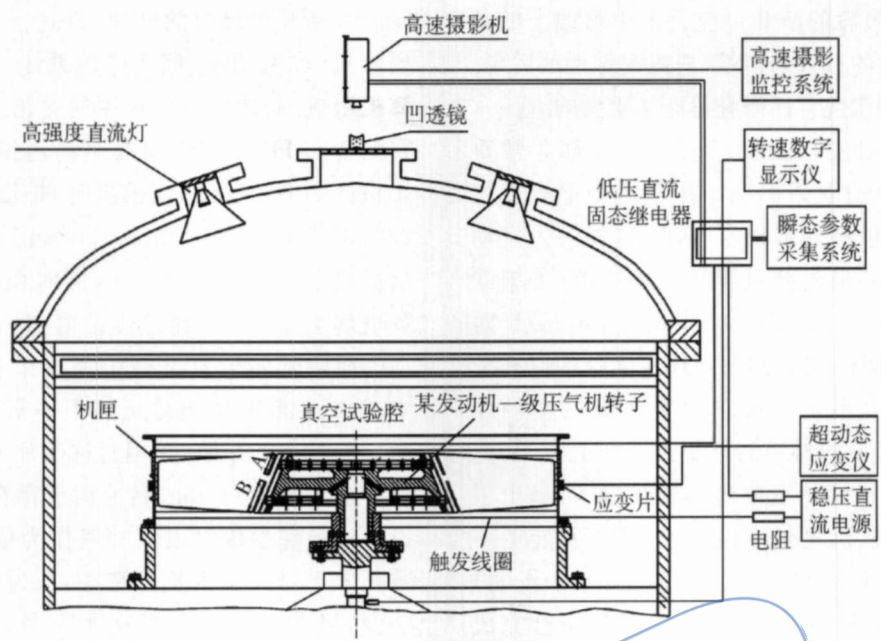


图 1 试验件和测量系统示意图

Fig.1 Scheme of test rig and measuring system

一次撞击机匣、断叶在未断叶片撞击下击穿机匣的时刻。

表 2 试验结果

Table 2 Results of experiment

$n/(\text{r/min})$	E_k/J	t/mm	包容性
7 712	9 756	2.5	非包容

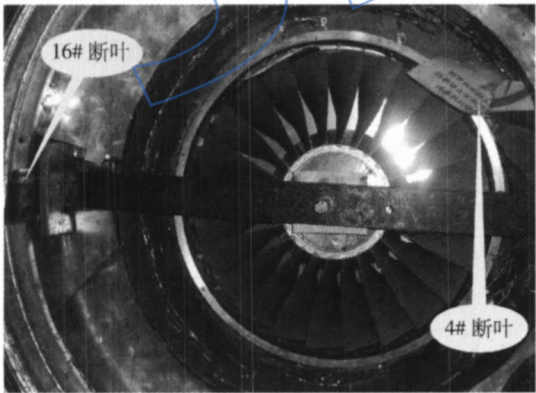


图 2 试验后现场照片

Fig.2 Photo of locale

结合试验后现场(图 2)、试验件残骸(图 3)、试验件残骸测量结果(图 4)、应变响应测量结果(图 5)和高速摄影拍摄结果(图 6)可以发现:4 # 叶片首先断开甩出,断叶叶尖前缘碰上机匣内壁并切断触发线圈(如图 3 中标记 A 所指位置),同时启动转速记录仪、超动态应变响应测量系统和高速摄影系统工作;断叶叶尖沿机匣内壁滑动 90

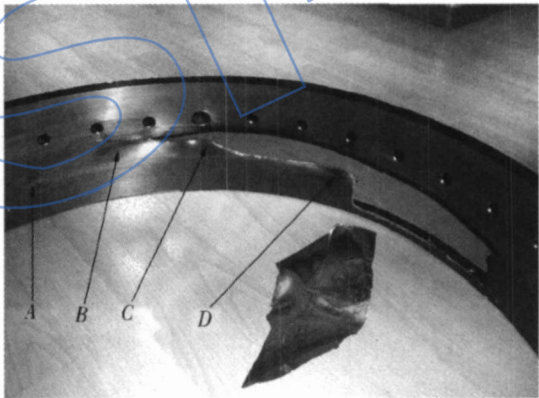


图 3 试验件残骸照片

Fig.3 Photo of wreckage

mm 并刮擦机匣内壁,叶尖前缘产生局部屈曲变形;接着断叶以断叶前部屈曲后的凸起部位第一次撞击机匣(图 3 中标记 B 所指位置,该位置有涂在 4 # 叶片叶尖部分的红色涂料),之后装在转子上的 3 # 叶片叶身部分(如图 7(a)所示)撞击 4 # 断叶,此时由于撞击能量较大,断叶在叶身中部产生严重屈曲变形,机匣出现初始破坏;然后断叶以其屈曲后在叶身中部叶盆面(涂有蓝色标记)形成的凸起部位再次撞击机匣(图 3 中标记 C 所指位置),此次撞击能量最大,4 # 断叶从这里开始击穿机匣,由于 4 # 断叶击穿机匣后能量已经所剩无几,撞到反光板后落在机匣与铅砖之间,没有对反光板和保护铅砖造成太大的破坏.在 4 # 叶片断开甩出后转子继续转动约 190°,16 # 叶片断开甩出,撞击在与 4 # 叶片撞击机匣点约 10 位置上

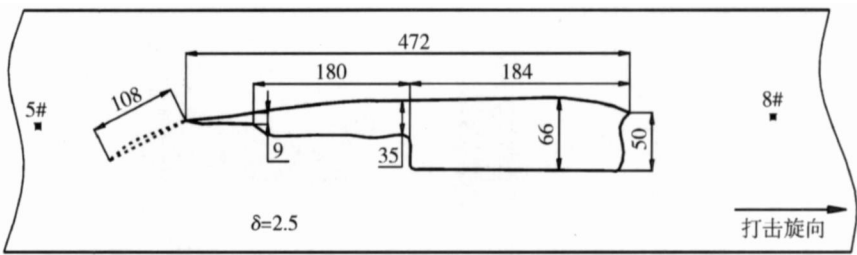


图 4 机匣测量结果示意图

Fig. 4 Scheme of casing measure results

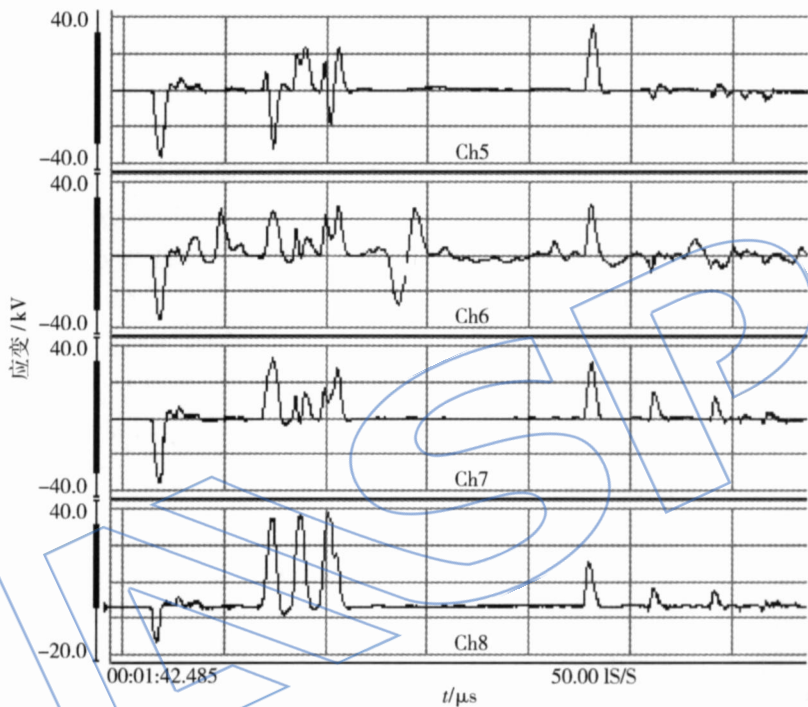


图 5 应变响应测量结果

Fig. 5 Measure results of strain response

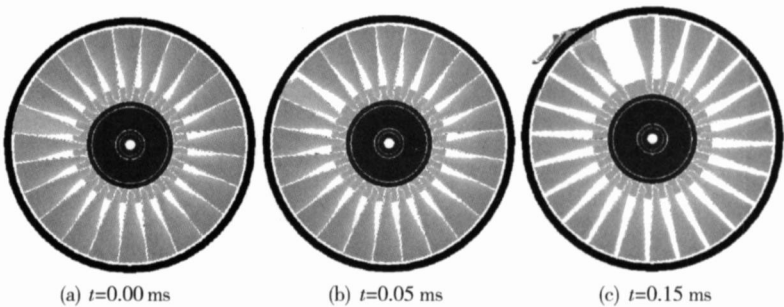


图 6 断叶撞击机匣过程

Fig. 6 Process of impact

(图 3 中标记 D 所指位置),同时装在转子上的 15 # 叶片叶身部分(如图 7(b)所示)撞击 16 # 断叶, 16 # 断叶直接击穿机匣后撞击反光板和保护铅砖,落在保护横梁固定位置的反光板上(如图 2 所示).

从试验结果可以分析:叶片断开甩出后与机匣碰撞,在未断叶片的作用下断叶直接击穿机匣,机匣的失效模式为剪切. 4 # 断叶撞击机匣时,由

于机匣是完好的,机匣抵抗断叶撞击的能力较强,撞击的时间历程较长;16 # 断叶撞击机匣时,由于机匣已经被 4 # 断叶击穿,机匣抵抗 16 # 断叶撞击的能力较弱,16 # 断叶直接击穿机匣.

3 真实机匣包容性计算

采用包容曲线法计算了本次真实试验机匣的

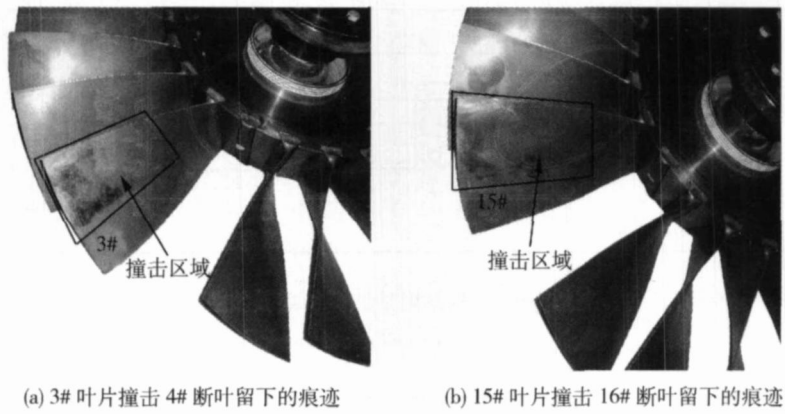


图 7 转子叶片上的痕迹

Fig.7 Mark on a blade

包容性.

断叶动能计算公式为

$$E_K = mv^2/2 \tag{1}$$

机匣包容叶片的能力主要反映在破坏时的变形能,这种变形能的大小可以通过计算机匣的包容系数来衡量.多层机匣的包容系数用下式计算

$$C_A = B \sum \sigma_b \cdot \delta \cdot t^2 \tag{2}$$

式中: B 为断掉部分的叶片长度(m), σ_b 为机匣材料的强度极限(Pa), δ 为机匣材料延伸率, t 为与转子叶片对应的机匣平均厚度(m), Σ 为阻挡断掉叶片的有关机匣 $\sigma_b \cdot \delta \cdot t^2$ 的总和.

图 8 为单个压气机叶片叶身的包容曲线,图中 ▲ 符号表示本次试验的计算结果在图中的位置,说明断叶未被包容,与试验结果是一致的.

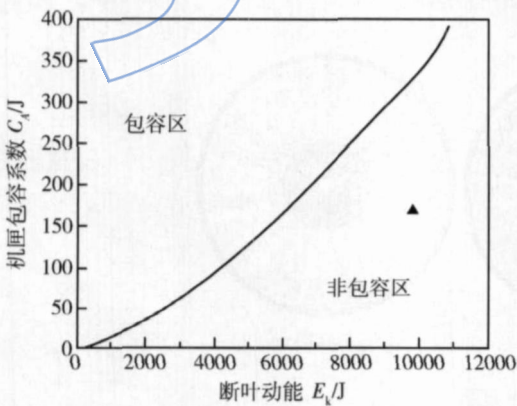


图 8 单个压气机叶片叶身包容曲线

Fig. 8 Containment curve of single aerofoil

4 结 论

本文进行了旋转试验器的实际航空发动机机

匣包容性试验,考核了试验技术.转速测量、动态应变响应测试和高速摄影系统工作情况良好,试验结果有效.本次试验表明,断叶与机匣碰撞了两次,第 2 次撞击时在断叶后面的一片相邻叶片作用下断叶击穿机匣,机匣的失效模式为剪切破坏.试验结果与采用包容曲线法的计算结果吻合.

本试验过程中得到浙江大学化工机械研究所吴荣仁教授及其同事们的帮助和支持,在此表示感谢.

参考文献:

[1] Franeknberger III C E. Large engine uncontained debris analysis[R]. DOT/ FAA/ AR-99/ 11.

[2] Franeknberger III C E. Small engine uncontained debris analysis[R]. DOT/ FAA/ AR-99/ 7

[3] Manchor J , Frankenberger C. Engine debris penetration testing[R]. DOT/ FAA/ AR-99/ 71 , 1999. 11

[4] Gogolowski R P ,Morgan B R. Ballistic experiments with titanium and aluminum targets [R]. DOT/ FAA/ AR-01/ 21 ,2001. 4

[5] Frankberger III C E. FAA T53-L-13L Turbine fragment containment Test[R]. DOT/ FAA/ AR-98/ 22 , 1998. 6

[6] Shockey D A , Erlich D C , Simons J W. Improved barriers to turbine engine fragments: Final Annual Report [R]. DOT/ FAA/ AR-99/ 8-V , 2002. 6

[7] Presley K L. Assessment of an advanced containment system[R]. DOT/ FAA/ AR-01/ 21 , 1999.

[8] 龚梦贤,王旅生,曹凤兰. 叶片包容性试验研究[J]. 航空动力学报,1992,7(2):144-146.

GONG Mengxian , WANG Lusheng , CAO Fenglan. Test Research of Blade Containment [J]. Journal of Aerospace Power , 1992 ,7(2) :144-146.