

文章编号: 1000-8055(2005) 03-0429-05

模型机匣/叶片的包容性数值分析

于亚彬, 陈 伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 应用有限元分析方法研究了模型叶片飞断后撞击模型机匣的响应, 模拟了不同厚度机匣结构和不同材料的模型叶片以及叶片不同飞断转速下机匣的包容能力, 对不同应变率下机匣的响应进行了计算和对比分析, 并评价了主要参数对机匣响应的影响。计算结果与试验结果对比表明两者具有较好的一致性。

关键词: 航空、航天推进系统; 模型机匣/叶片; 包容性; 响应; 数值分析

中图分类号: V 232. 4

文献标识码: A

Numerical Analysis of the Modeled Blade/ Casing Containment

YU Ya-bin, CHEN Wei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The nonlinear transient response of the modeled casing under the impact of cracked blade was calculated numerically. The explicit nonlinear finite element program LS-DYNA was used for the numerical computations. Different containment ring thickness and construction and different blade material and rotating speed were simulated. The casing response under different strain rate was calculated and compared. The impact of material properties on casing response was also evaluated. The calculated results are in good coincidence with experiment.

Key words: aerospace propulsion system; blade; containment ring; responses; numerical analysis

机匣包容性设计就是在保证机匣能满足包容失效叶片的前提下达到机匣重量最轻。设计工程师可以依赖经验数据进行机匣设计(常规设计), 从而预见机匣的包容性。通过常规设计方法详细预见机匣的包容性具有局限性, 所以在很多情况中, 必须进行多次试验来弥补经验方法设计的局限性, 导致昂贵的试验费用。而使用数值仿真方法对机匣包容进行模拟可以有效详细的补充经验设计的方法的不足, 有效的数值分析可以缩短设计周期, 并能指导新结构的设计。

进行有限元数值分析时采用接触冲击分析的

技术, 主要以使用 DYNTRAN, ANSYS/LS-DYNA 等商用有限元分析软件来实现机匣的包容性分析, 这种方法是90年代后随着有限元分析技术的发展而形成的, 具有较高的分析精度, 其可视性较强, 结果表示直观, 基本可实现仿真设计^[1, 2]。模拟实际叶片包容性问题非常复杂, 因而需要找到一种可行的数值分析方法来进行失效叶片的包容性研究, 本文以模型机匣/叶片为例, 选用 ANSYS/LS-DYNA 程序对其包容性进行了数值分析, 掌握分析方法为工程实际应用积累了经验。

收稿日期: 2004- 06- 30; 修订日期: 2004- 10- 20

作者简介: 于亚彬(1979-), 男, 黑龙江庆安人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事结构、强度研究。

Copyright © 2005 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

1 计算模型与方法

选取文献[3] 中的试验模型作为计算数据, 模型机匣和叶片材料本构关系均取典型的 Plastic Kinematic 硬化模型。模型机匣内径为 0. 622 m, 机匣壁厚为0. 002 m。模型机匣材料为20 钢, 其杨氏模量为211 GPa, 密度为7850 kg/m³, 泊松比为0. 286, 屈服应力为366 MPa。机匣共分 32 000 个单元, 采用实体3D Solid 164 以sweep 方式划分有限元模型, 模型机匣的一端端面约束。模型叶片质量为0. 102 kg, 材料为30CrMnSiA, 其杨氏模量为196 GPa, 密度为7 750 kg/m³, 泊松比为0. 3, 屈服应力为 945 MPa, 分为 150 个单元, 采用实体 3D Solid 164 以映射方式划分有限元模型,

通过对不同高度叶片节点的速度施加实现整个叶片速度的分布。模型机匣与叶片有限元模型如图 1, 其中图中箭头所指A 为7 587 号节点, 该点位于模型机匣的主要撞击区域。模型叶片速度分布示意如图2, 其中 ω 为叶片角速度, r 为对应叶片上不同高度处的旋转半径, $v(r)$ 为对应叶片旋转半径 r 处的切向速度。

计算中, 采用点对面接触方式定义模型机匣与叶片的接触来模拟叶片对机匣的接触撞击, 其中机匣为目标体, 模型叶片为接触体。通过定义叶片自身的面接触来模拟叶片顶部高速撞击模型机匣发生卷曲后叶片自身的接触。定义模型机匣和叶片的失效塑性应变分别为0. 5 和 0. 3, 如果两种材料塑性应变的计算值超过各自的失效塑性应变, 就认为单元失效并将其删除。如果沿着某一方向机匣的一排单元失效, 那么就表示机匣被击穿, 也就是对模型叶片的包容失败。反之, 表示机匣对模型叶片包容成功。叶片包容性问题的数值计算研究在国内本文尚属首次, 为了简化问题, 本文假设撞击过程无阻尼、无摩擦。

2 计算结果与分析

2. 1 计算时间的确定

响应计算时间的确定是有限元分析中重要的工作, 响应计算时间是否合理将对分析结果产生不同的影响, 在分析中将体现为是否能完全反映

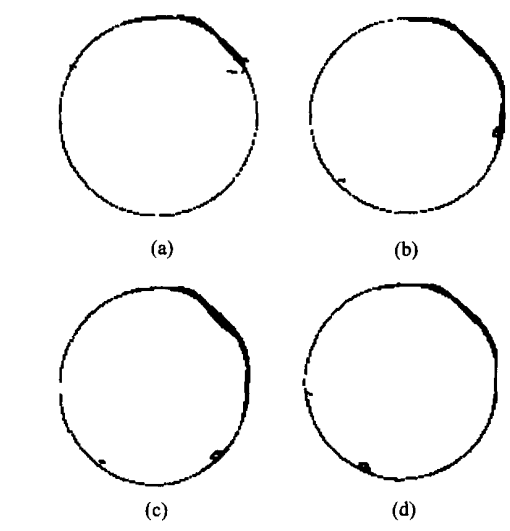


图3 不同响应计算时间设置下的最终响应
Fig. 3 Finally response on different total calculate time

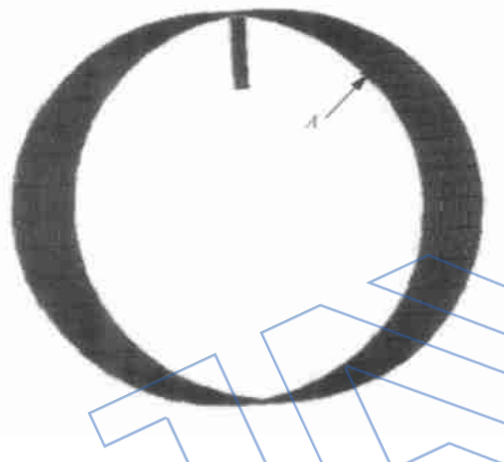


图1 模型机匣与叶片的有限元模型
Fig. 1 FEM model of the ring and the blade

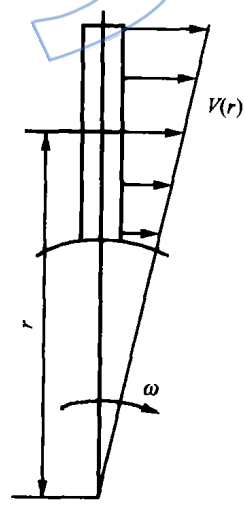


图2 模型叶片速度分图
Fig. 2 Distribution of rotated velocity of the model blade

间过短就会漏掉对一部分过程的计算,从而不能准确模拟整个撞击过程,另一方面响应计算时间过长既会增加一些非实际情况的干扰,又浪费大量的计算机资源。因此,响应计算时间的设置应该同时考虑到求解精度与求解效率两方面。

图 3 分别给出了响应计算时间分别设置为 0.001 s (图 3(a))、0.002 s (图 3(b))、0.003 s (图 3(c))、0.004 s (图 3(d)) 情况下的叶片撞击机匣的最终时刻的响应结果,反映了撞击终止时刻机匣及叶片的变形。分析可知当计算时间设置为 $t=0.003\text{ s}$ 时既能较好的模拟叶片整个包容过程,又节省求解机时。本文以下计算中响应计算时间均设置为 $t=0.003\text{ s}$ 。

2.2 包容过程的模拟和试验对比

图4给出了选取文献[3]中第2组实验数据进行叶片包容情况的模拟过程示意图。当 $t=0.180\times10^{-3}\text{ s}$ 时刻,模型叶片的叶尖撞击机匣,并发生卷曲。已经卷曲了的叶片顺转子旋转方向飞过微小的距离后,用靠近其中心的凸起部位几乎是贴着机匣内壁再次撞击机匣内壁,在 $t=0.001\,02\text{ s}$ 时,叶片卷曲程度在撞击过程中进一步加深而达到最大,此时机匣达到屈服,产生了塑性变形,但叶片未穿透机匣,机匣包容成功。在 $t=0.003\text{ s}$ 时,撞击过程计算结束,机匣包容成功。计算结果表明第一次撞击对机匣造成的损伤小于第二次造成的损伤,断叶对机匣造成的损伤越大,断片本身则卷曲越严重,即塑性变形越大。

本文对文献[2]中6组模型数据分别进行了

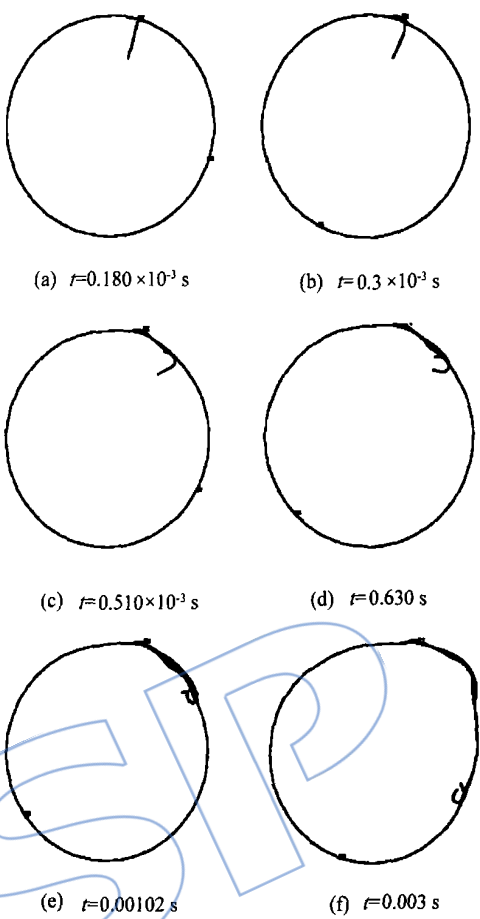


图4 叶片包容过程模拟

Fig.4 Simulation of blade containment

计算,表 1 给出了数值计算的结果与实验结果的对比。从表1 可以看出,模型叶片的包容性与叶片的残余变形的计算结果与试验结果吻合较好,表

表1 计算与试验结果

Table 1 Result of calculate and test

序号	叶片转速 /(r/min)	试验结果		数值仿真结果	
		包容性	叶片残骸示意图	包容性	叶片残骸示意图
1	12 190	非包容		非包容	
2	11 500	包容		包容	
3	11 990	包容		包容	
4	6 960	包容		包容	
5	13 520	包容		包容	
6	12 040	非包容		非包容	

明了本文计算方法的正确性。

2.3 主要因素对机匣响应的影响分析

图 5~图 8 分别给出了不同叶片转速 n (12 040, 14 448, 9 632 r/min) 下、不同叶片厚度 H_1 下 (1, 2, 3 mm)、不同机匣厚度 H_2 (1, 1.5, 2 mm) 下和材料不同应变率下的模型机匣主要撞击区域节点 A 的塑性应变的时间历程, 其中 ϵ_p 为模型机匣主要撞击区域节点塑性应变, t 为时间。

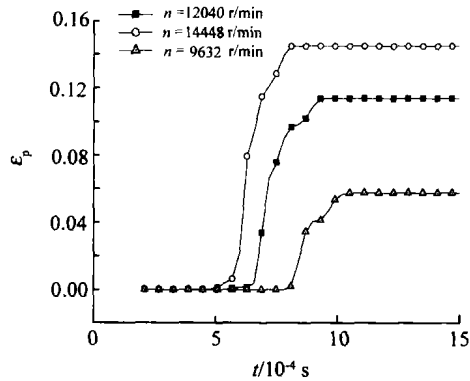


图 5 叶片转速对主要撞击区域节点塑性应变的影响

Fig. 5 Effect of blade rotated velocity to plastic strain

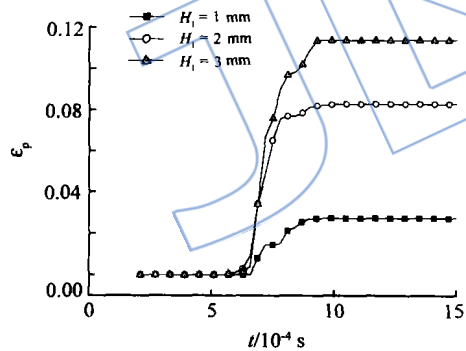


图 6 叶片厚度对主要撞击区域节点塑性应变的影响

Fig. 6 Effect of blade thickness to plastic strain

从图 5 可知, 转速越大, 该点塑性应变出现的时间越提前, 这是因为叶片转速越大, 叶片撞击到机匣的时间越短, 就越先撞击模型机匣。该点的最大塑性应变随着转速的增加而增大, 这是因为相同条件下, 叶片转速越大叶片的动能也越大, 对机匣冲击越大, 所以相应机匣的响应也就越大。模型叶片转速增加 1% 时, A 点最大塑性应变增加 0.001 56。

从图 6 可知, 该点的最大塑性应变随着叶片厚度的增加而增大, 这同样是因为叶片厚度越大, 相同条件下叶片动能越大, 对机匣冲击越大, 所以相应机匣的响应也越大。模型叶片厚度增加 1% 时, A 点最大塑性应变增加 0.000 43。

从图 7 可知, 该点的最大塑性应变随着模型机匣厚度的增加而减小, 这是因为模型机匣厚度越大抵抗变形的能力越强, 所以塑性应变越小。模型机匣厚度增加 1% 时, A 点最大塑性应变减小 0.001 1。

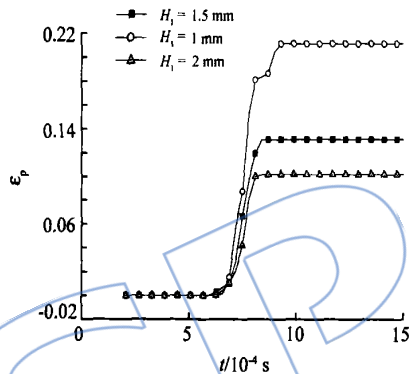


图 7 机匣厚度对主要撞击区域节点塑性应变的影响

Fig. 7 Effect of ring thickness to plastic strain

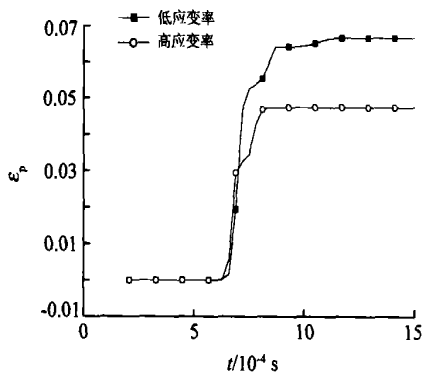


图 8 应变率对主要撞击区域节点塑性应变的影响

Fig. 8 Effect of strain rate to plastic strain

从图 8 可知, 材料高应变率下该节点的最大塑性应变小于低应变率下的最大塑性应变, 所以采用低应变率下的材料性能进行计算时结果偏于安全。

3 结束语

在本文中, 使用瞬态非线性有限元方法分析

高能模型转子叶片撞击机匣包容结构的响应。失效标准是以塑性应变超过临界塑性应变为基础的,并且与试验结果进行了对比,对比表明计算与试验具有较好的一致性,进而发展了用来模拟和分析更复杂的航空飞机发动机转子失效的方法,为机匣的最优化设计提供分析方法。

参考文献:

[1] Dewhurst T B. Impact load on containment rings during a multiple blade shed in aircraft gas turbine engines [R].

Finite Elements in Analysis and Design, 1991, 23: 211 ~ 223.

[2] Sarkar S, Atluri S N. Effects of multiple blade interaction on the containment of blade fragments during a rotor failure[R] · *Finite Elemens in Analysis and Design*, 1996, 23: 210~222.

[3] 龚梦贤,王旅生,曹风兰. 叶片包容性试验研究[J]. 航空动力学报, 1992, 7(2): 144~146.

GONG meng-xian, WANG Lu-sheng, CAO Feng-lan. Test Research of Blade Containment[J] · *Journal of Aerospace Power*, 1992, 7(2): 144~146.

