

文章编号: 1000-8055(2008)02-0299-06

采用流固耦合方法的整级叶片鸟撞击数值模拟

蒋向华, 王延荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100083)

摘 要: 利用 MSC.DYTRAN 软件建立了鸟撞航空发动机叶片转子级瞬态动力学有限元模型, 采用流固耦合算法, 模拟受气动和离心载荷作用并稳定旋转的发动机转子叶片, 遭受不同鸟体撞击的瞬态响应过程。计算结果表明: 鸟体撞击会使叶片产生巨大的瞬时冲击应力; 鸟体速度、密度和尺寸的增加, 将迅速增加叶片的冲击应力峰值, 当叶片硬化和变形能力达到充分发展后, 冲击应力峰值的增加速度会变慢; 同时, 叶片材料静态硬化模量的增加也会提高冲击应力峰值, 而静态屈服强度的增加则会减小冲击峰的作用时间。最后还进一步模拟了鸟撞使叶片发生失效破坏的过程。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 鸟撞; 瞬态响应; 流固耦合

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Numerical simulation of bird impact on bladed rotor stage by fluid-solid coupling method

J IANG Xiang-hua, WANG Yan-rong

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: An aeroengine rotor stage finite element method (FEM) model with aerodynamic load and constant rotational speed was studied by using fluid-solid coupling method with MSC.DYTRAN software in this paper to investigate its transient dynamic response while suffering various bird impacts. Results show that great instantaneous impact stress exists in the blades during the swift impact. The peak stress will rapidly increase if the velocity, density and size of the bird increase; nevertheless this ascendant tendency can be blunted after the potential of material hardening and deformation abilities have sufficiently developed. The result also reveal that raising hardening modulus of the blade material can increase the impact stress as well, whereas raising material yield strength will reduce the action time of impact stress. Finally, a more complicated simulation, in which material failure was included, was carried out to investigate the process of blade failure caused by bird impact.

Key words: aerospace propulsion system; bird impact; transient response; fluid-solid coupling

鸟撞是航空发动机外物损伤中较为严重的一种, 在世界范围内多次造成机毁人亡的重大事故, 对民航飞行的安全和军队航空任务的完成造成重大威胁, 由鸟撞引发的空难已被世界联合航空会

定为“A”类飞行空难。自 20 世纪初, 鸟撞问题就引起了人们的关注。随着飞行器速度和发动机进气量的增加、一些新型材料的使用、噪音的降低、飞行包线的扩大等, 鸟撞事故的发生率较以前有

收稿日期: 2007-01-29; 修订日期: 2007-07-02

作者简介: 蒋向华(1976-), 湖南永州人, 博士后, 主要从事结构强度、可靠性方面研究工作。

增大的趋势,引起了广泛的重视,世界航空发达国家纷纷制订了飞机抗鸟撞设计规范和试验规范,我国军标和民航适航条例均对飞机抗鸟撞试验提出了明确的要求^[1]。

鸟撞研究主要分为试验研究和数值模拟两部分。在试验研究方面,有对叶片模型件的投鸟试验^[2],国外的一些大型航空发动机公司还采用了全尺寸发动机的投鸟试验^[3],但这类试验的成本很高,对经验的依赖性较强;国内部分研究机构则采用了高压空气炮及高速摄影等方式来研究鸟体等外物对飞机的撞击^[4-5]。鸟撞的数值研究属于高速碰撞的瞬态动力学问题,具有高度瞬态非线性、严重破碎性及高应变率等特点。该研究始于 20 世纪 60 年代。早期研发的程序,如美国 20 世纪 80 年代使用的 MAGNA^[6],采用解耦方法,将鸟体和飞机分开考虑,具有一定的局限性^[7-8];随着研究的进展,鸟撞的耦合算法程序逐渐投入使用^[9-11],具有代表性的有 MSC.DYTRAN 和 LS/DYNA,这类程序对计算机软、硬件条件要求较高;还有一部分研究是针对具有一定抗鸟撞能力的发动机在遭到较轻撞击后产生损伤并致使发动机寿命下降的探讨^[12-14],国内也对此开展了初步研究^[15],但整体上仍非常匮乏。

根据目前我国航空发动机研制生产的实际状况和发展的需要,加强航空发动机的抗鸟撞研究是非常必要的。在这个过程中,前期采用大量的数值模拟,最后进行少量的试验验证是比较合理的发展模式。本文针对这种需求,利用 MSC 系列软件,并依托仿真中心的硬件支持,建立了鸟撞发动机瞬态动力学模型,研究了叶片材料及鸟体密度、尺寸、速度等的变化对鸟撞过程的影响,模拟了鸟撞对发动机的损伤和破坏效果。

1 鸟撞模拟有限元建模

鸟撞发动机模型主要采用 MSC.PATRAN 进行建模。为提高整个模拟的计算效率,模型只建造了发动机中与鸟体有碰撞行为的第 1 级风扇/压气机转子叶片部分。模型中的动叶结构由 13 片叶片组成,采用拉格朗日壳元模拟,共有单元 2 457 个、节点 2 860 个;鸟体及空气采用欧拉单元模拟,共有单元约 76 万个,节点约 82 万个。拉格朗日单元与欧拉单元之间采用流固耦合方式相互作用。整个模型如图 1 所示,图中欧拉域 2 包含了叶片转动区域内有可能发生鸟撞的空间,由 8 个物理分开的独立空间构成,每个空间包含了一

对相邻叶片之间的区域;欧拉域 1 则包含了叶片转动区域之外的空间及部分不发生鸟撞的转动区域。欧拉域 1 与欧拉域 2 之间通过哑元加以分隔。整个鸟撞模型可以通过图 2 的解析结构图得到进一步说明。

鸟撞模型中的叶片几何尺寸为真实叶片数据,其叶片厚度分布如图 3 所示。叶片受离心载荷和气动载荷共同作用,其中转速为 12 000 r/min,叶片气动压力分布如图 4 所示。

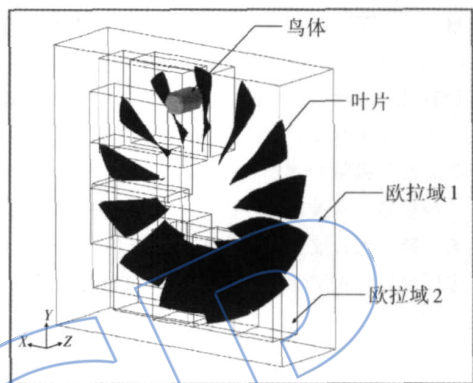


图 1 鸟撞有限元模型

Fig. 1 Finite element model of bird impact

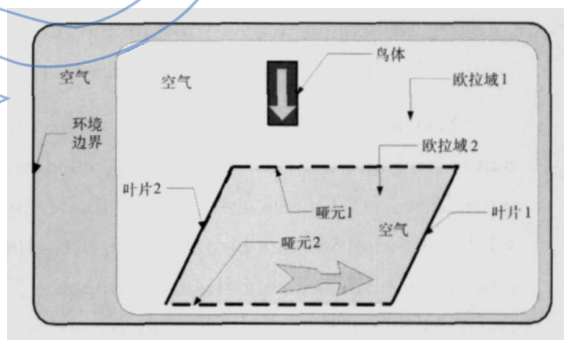


图 2 鸟撞有限元模型的解析结构

Fig. 2 Illustration of bird impact FEM model

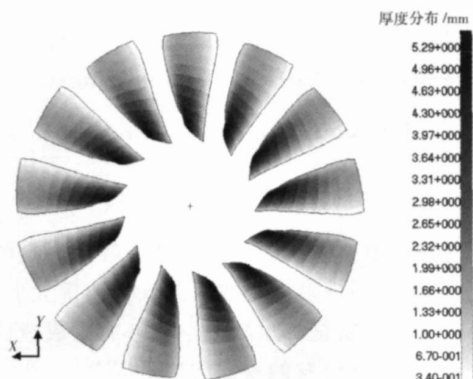


图 3 叶片的厚度分布(单位:mm)

Fig. 3 Blade thickness distribution

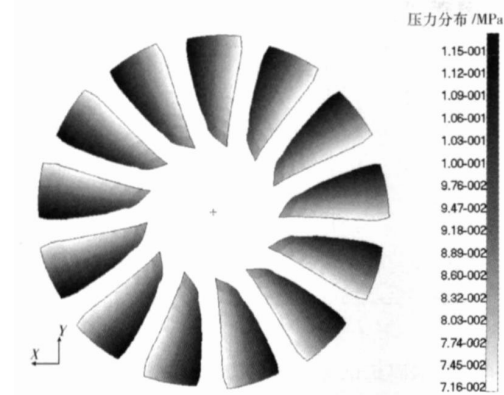


图 4 叶片的压力分布(单位:MPa)
Fig.4 Pressure loading on the blades

鸟撞计算模型中的空气采用理想气体模型模拟,密度取为 1.29 kg/m^3 ,气体常数 $R=1.4\text{ J/(mol}\cdot\text{K)}$ 。

叶片材料的静态应变强化效应采用双线性应力-应变模型进行模拟,应力循环效应采用等向强化模型模拟,动态应变率效应采用 Cowper-Symonds 模型模拟,其硬化方程为

$$\frac{\sigma_d}{\sigma_y} = 1 + \left(\frac{\dot{\epsilon}}{D} \right)^{1/P} \quad (1)$$

式中 σ_d 为动态应力, σ_y 为静态屈服强度, $\dot{\epsilon}$ 为应变率, D , P 为表征动态硬化的材料系数,计算中取 $D=100$, $P=10$ 。为方便考察不同材料数据的影响,特别选取了几组叶片材料参数,如表 1 所示。

表 1 叶片材料
Table 1 Material properties for blades

	E/MPa	σ_y/MPa	E_H/MPa	ϵ_p
1	112 500	900	14 286	—
2	56 250	450	14 286	—
3	112 500	900	1 190	—
4	112 500	900	14 286	0.05

表中 E 为杨氏模量, σ_y 为静态屈服强度, E_H 为静态硬化模量, ϵ_p 为塑性应变极限。

另外取叶片密度 $\rho=4\,440\text{ kg/m}^3$,波松比 $\nu=0.34$ 。

鸟体采用线性流体模型,同样也选取了几种材料进行对比计算,如表 2 所示(表中 K 为体积模量)。

空气初始状态设为静止;叶片的初始状态为稳定旋转状态,该状态由 MSC.NASTRAN 的预

表 2 鸟体材料
Table 2 Material properties for the bird

	$\rho\text{ (kg/m}^3\text{)}$	K/MPa
1	930	
2	500	2 200
3	100	

应力分析来提供;鸟体的几何尺寸及初始运动速度也选取了多种,如表 3 所示。考虑到碰撞模型中的流变假设,而太低的鸟速撞击时产生的流变效应不明显;同时鸟撞一般发生在飞机起降阶段,此时飞机与鸟体的相对速度不会很高,因而没有选取更低或更高的速度进行计算。

表 3 鸟体初始几何尺寸及运动速度
Table 3 Initial geometry and velocity properties for the bird

	r/mm	$V/(\text{m/s})$
1	30	40
2	15	100
3	7	

表中 r 为鸟(圆柱)体半径, V 为鸟体速度。

鸟撞数值模拟主要采用 MSC·DYTRAN 软件,该软件是非线性瞬态动力学的专业分析软件。DYTRAN 能够模拟线弹性、非线性弹性、屈服、粘性、破坏、剥离、爆炸燃烧等多种复杂材料行为模式。其求解器功能强大,在空间域上包含了拉格朗日算法和欧拉算法,并具备强大的流固耦合分析功能。在时间上 DYTRAN 采用显式积分方法,计算效率较高^[16]。

2 不考虑叶片失效的鸟撞数值模拟

选取叶片材料 1、鸟体材料 1、鸟体尺寸 1 及鸟体速度 1 进行计算,后续计算以该计算条件为参考基准。鸟撞计算时长为 0.003 s ,在 SGI Cluster Altix 350 型计算机集群中分配 4 CPU 进行并行计算,共享内存 16 G ,计算时间约为 50 h 。

图 5 显示了鸟撞过程中两个时刻的瞬时图像。由图可以看到由于叶片的旋转,鸟体在前行过程中其前端与不同的叶片发生了撞击,并在撞击过程中发生流变及四处飞散,而鸟体未碰撞部分受到前方回传冲击波影响速度逐渐降低;不同的叶片由于撞击情况的差异,也产生了不同的变形,

由撞击产生的局部叶片应力远高于其静态屈服应力,同时叶片在撞击过程中产生的大范围变形也使叶片未撞击部位产生了较大的应力;随着叶片远离撞击区域,发生了应力卸载,叶片产生振动并逐步衰减而趋于稳定.

为了分析鸟体密度改变对撞击过程的影响,选取鸟体材料 2 和 3 进行对比计算.图 6 显示了三种密度下叶片应力(极大值,下同)的变化情况,图 7 则显示了三种密度下叶片应力峰值的变化情况.由图可以看出,叶片遭受鸟体撞击后会在短时间内产生应力值极高的冲击峰.随着鸟体密度由低到高,冲击峰峰值开始迅速上升,然后趋于平缓.这表明鸟体冲击使叶片发生应变硬化及应变率硬化,叶片应力随着其硬化程度的增加而增加;但这种影响并不是线性的:当鸟体密度较小时,应力峰值增加很快;而当鸟体密度增加到一定程度后,由于叶片的可变形能力和硬化能力已经充分发挥,此时叶片应力峰值的增加速度就会变慢.

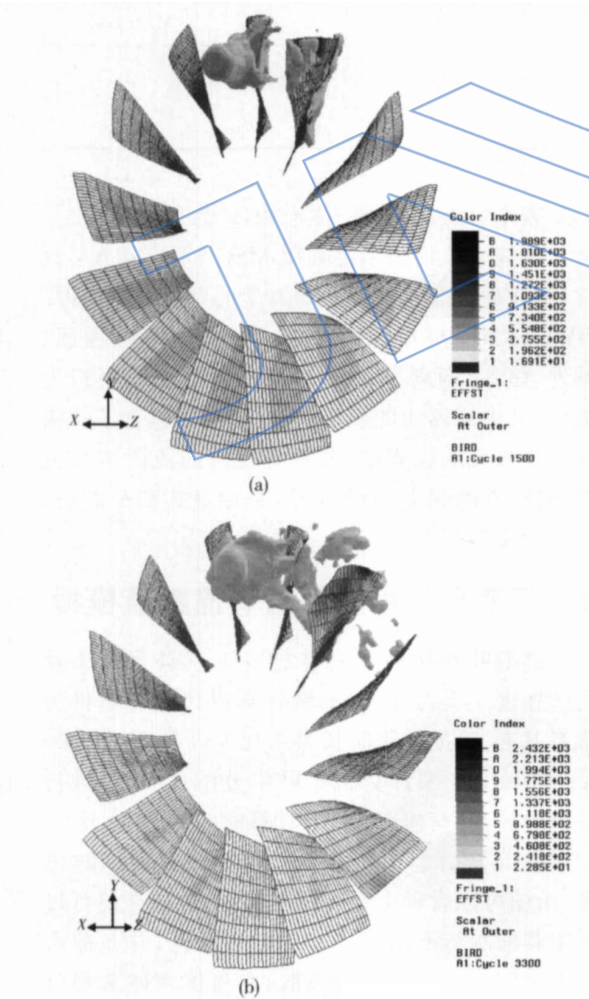


图 5 鸟撞瞬间(单位:MPa)
Fig. 5 Snapshot of bird impact

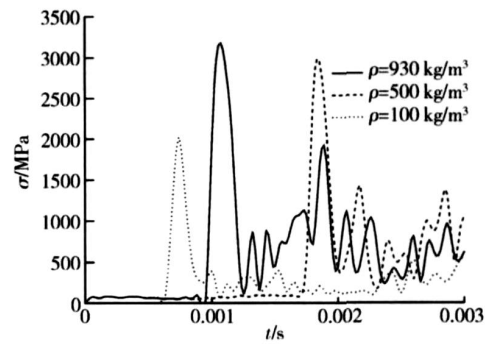


图 6 不同质量密度鸟体的叶片应力曲线
Fig. 6 Blade stress-time curve VS mass density of the bird

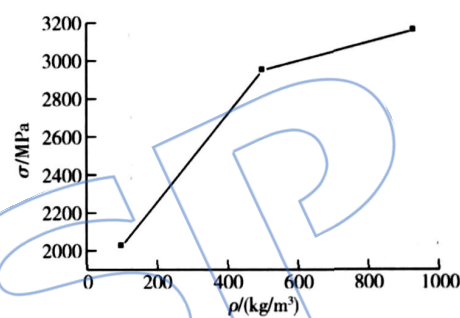


图 7 不同密度鸟体的叶片应力峰值曲线
Fig. 7 Blade peak stress VS density of the bird

接下来分析鸟体尺寸的改变对撞击过程的影响.选取鸟体尺寸 2 和 3 进行对比计算.图 8 和图 9 分别显示了三种尺寸下叶片应力及其峰值的变化情况.可以看出鸟体尺寸的影响与密度的影响是类似的.

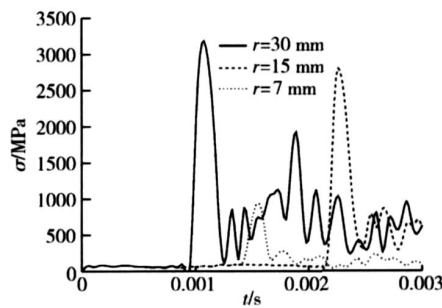


图 8 不同鸟体尺寸的叶片应力曲线
Fig. 8 Blade stress-time curve VS radius of the bird

随后分析鸟体速度的改变对撞击过程的影响.选取鸟体速度 2 进行对比计算.图 10 示出了两种速度下叶片应力变化情况.由图可以看出,鸟体速度对叶片应力峰值影响很大,这种影响主要来自于两个方面:一是鸟速的增加使得总的撞击能量增多;二是鸟速的增加使撞击能量的产生在时间范围内更加集中.

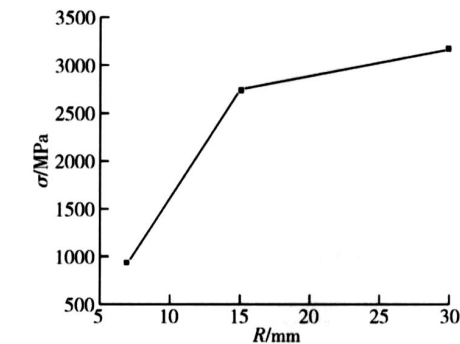


图 9 不同鸟体尺寸的叶片应力峰值曲线
Fig. 9 Blade peak stress VS radius of the bird

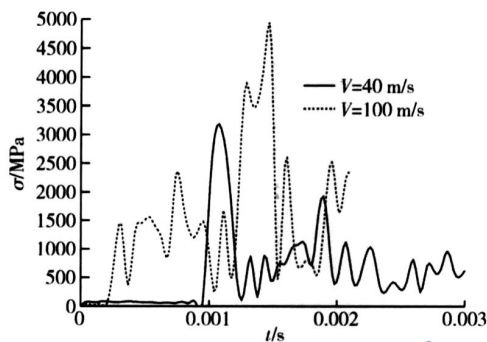


图 10 不同鸟体速度的叶片应力曲线
Fig. 10 Blade stress-time curve VS velocity of the bird

最后分析叶片材料的改变对撞击过程的影响.选取叶片材料 2 和 3 进行对比计算.图 11 给出了三种材料下叶片应力变化情况.由图可以看出,叶片材料 2 与材料 1 相比,具有较低的静态屈服强度 σ_s ,但两者的冲击应力峰值几乎相同;材料 3 与材料 1 相比,具有较低的静态硬化模量 E_H ,同时冲击应力峰值也较低;另一方面,材料 2 的冲击峰较宽,而材料 1,3 的冲击峰则均较窄.由此可以推断,在叶片材料的静态屈服强度 σ_s 和静态硬

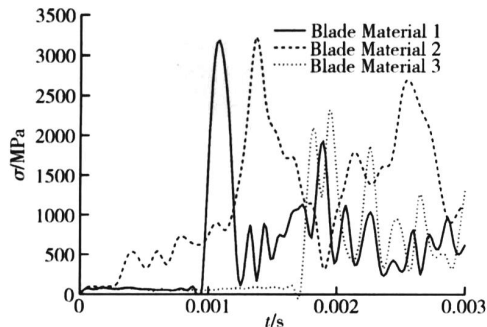


图 11 不同叶片材料的叶片应力曲线
Fig. 11 Blade stress-time curve VS material of the blades

化模量 E_H 中,前者的大小更能影响到鸟撞冲击峰作用时间的长短,而后者则对冲击峰值的高低影响较大.

3 考虑叶片失效的鸟撞数值模拟

虽然鸟体材料与高强度的叶片材料相比显得较为柔弱,但鸟体撞击叶片产生的应力、应变很高,容易造成叶片的损伤和破坏.为了更加准确地模拟鸟体对叶片的撞击过程,下面的计算中给叶片添加了最大塑性应变破坏准则,并选取带有塑性应变极限的叶片材料 4 来进行鸟撞模拟.

图 12 示出了鸟撞瞬间的叶片破坏情况.由于压气机叶片前缘一般较薄,而且与叶片的其它部位相比,叶片前缘处于被冲击位置,所以在鸟撞中通常最容易遭到较为严重的破坏.为此,在抗鸟撞设计的发动机当中,特别是采用空心叶片的发动机,叶片前缘通常会采取粘贴钛金属片等措施来进行局部增强^[17].

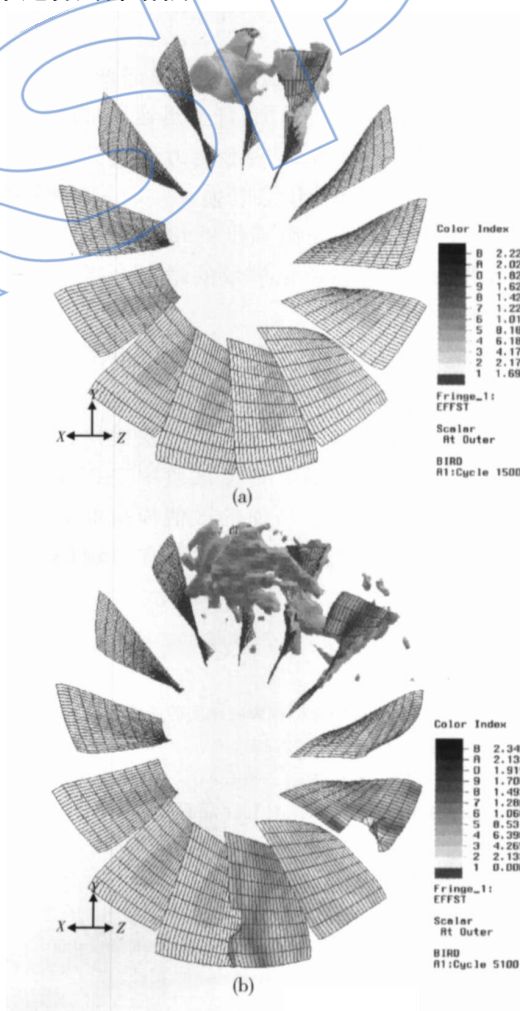


图 12 具有叶片失效的鸟撞瞬间(单位:MPa)
Fig. 12 Snapshot of bird impact with the criteria for blade material failure

鸟撞模拟结果表明,很轻的鸟撞会使叶片发生弹性变形并随后回弹恢复原样,此时的鸟撞不会影响到发动机结构,但可能造成发动机短时的气流畸变,诱发发动机喘振;稍严重的鸟撞会使叶片产生塑性变形或其它损伤,从而长时间影响发动机性能、降低发动机寿命;在不太严重的撞击下,叶片前缘与叶片的其它部位相比,比较容易产生裂纹、卷曲或破损,在强大离心力作用下,这种破坏还可以随着裂纹扩展而进一步加剧;更严重的撞击会在短小时内冲破叶片,从而造成叶片断裂和丢失。

4 结 论

通过上述分析,可以得到以下结论:

1) 建立了鸟撞航空发动机叶片转子级的瞬态动力学模型,模拟了发动机在稳定工作状态下,受离心力、气动压力共同作用,遭受鸟体撞击所发生的瞬态碰撞过程;

2) 鸟体对叶片的碰撞会产生明显的冲击峰;鸟体速度、密度和尺寸的增加,都会迅速增加叶片的冲击峰值,当叶片硬化和变形能力达到充分发展后,冲击峰值的增加速度会变慢;

3) 叶片材料静态屈服强度的增加会减小冲击峰的作用时间,静态硬化模量的增加会增加冲击峰的峰值。

4) 鸟撞叶片的失效计算进一步模拟了鸟撞对发动机的真实损伤过程;

5) 鸟撞数值模拟可以为鸟撞试验提供经济快速的参考,同时也明确了鸟撞试验中应该注重测量和观察的数据。整个鸟撞的数值模拟能力及计算结果对发动机的抗鸟撞设计具有一定的意义。

参考文献:

- [1] 朱俊, 李玉龙. 飞机鸟撞试验瞬时速度的连续测试方法研究[J]. 测控技术, 2003, 22(12): 5-7.
ZHU Jun, LI Yulong. Research for the instantaneous velocity measurement in aircraft bird-impact test[J]. Measurement & Control Technology, 2003, 22(12): 5-7.
- [2] 刘大响, 陈光. 航空发动机——飞机的心脏[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003: 159-160.
- [3] Horsley J. The Rolls-Royce way of validating fan integrity[R]. AIAA-93-2602, 1993.
- [4] 张志林, 姚卫星. 飞机风挡鸟撞响应分析方法研究[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 577-580.
ZHANG Zhilin, YAO Weixing. Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 577-580.
- [5] 武存浩, 杨嘉陵, 臧曙光, 等. 鸟撞高速摄影试验与过程研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(3): 332-335.
WU Cunhao, YANG Jialing, ZHANG Shuguang, et al. Study of bird impact loading model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(3): 332-335.
- [6] McCarty R E. MAGNA computer simulation of bird impact on the TF-15 aircraft canopy[R]. ADA140701, 1983.
- [7] 谢宗麒, 卞文杰, 昂海松, 等. 峰窝夹芯结构雷达罩鸟撞有限元分析与模拟[J]. 爆炸与冲击, 1999, 19(3): 236-242.
XIE Zhonghonga, BIAN Wenjie, AN Haisong, et al. The FEM analysis and simulation of bird impact radome with composite sandwich structure[J]. Explosion and Shockwaves, 1999, 19(3): 236-242.
- [8] 姚小虎, 韩强, 张晓晴, 等. 飞机圆弧风挡抗鸟撞试验研究[J]. 爆炸与冲击, 2005, 25(5): 471-422.
YAO Xiaohu, HAN Qiang, ZHANG Xiaoqing, et al. Experimental study on arc windshield of fighter subjected to bird Impact[J]. Explosion and Shockwaves, 2005, 25(5): 471-422.
- [9] Audic S, Berthillier M, Bonini J. Prediction of bird impact in hollow fan blades[R]. AIAA-2000-3201, 2000.
- [10] Boroughs R R. High speed bird impact analysis of the Learjet 45 windshield using DYNA3D[R]. AIAA-98-1705, 1998.
- [11] Stoll F, Brockman R A. Finite element simulation of high-speed soft-body impacts[R]. AIAA-97-1093, 1997.
- [12] Birkbeck J C. Effects of FOD on the fatigue crack initiation of ballistically impacted Ti-6Al-4V simulated engine blades[D]. Dayton, Ohio: University of Dayton, 2002. 8.
- [13] Xi Chen. Foreign object damage and fatigue cracking[D]. Cambridge, Massachusetts: Harvard University, 2001. 5.
- [14] Boyce B L. Understanding impact-induced fatigue failure[D]. USA: University of California, 2001.
- [15] 黄志勇, 陈伟, 赵海欧, 等. 评定叶片鸟撞击损伤的参数与方法[J]. 航空发动机, 2005, 31(1): 28-30.
HUANG Zhiyong, CHENG Wei, ZHAO Haiou, et al. Parameters and methods for evaluating bird impact damage of fan/compressor blade[J]. Aeroengine, 2005, 31(1): 28-30.
- [16] 卞文杰, 万力, 吴莘馨. 瞬态动力学 CAE 解决方案 MSC. Dytran 基础教程[M]. 北京: 北京大学出版社, 2004: 1-15.
- [17] 梁春华. 商用飞机发动机几项关键新技术[J]. 国际航空, 2002, (9): 53-54.
LIANG Chunhua. New technologies used for commercial aircraft engines[J]. International Aviation, 2002, (9): 53-54.