

叶片鸟撞击的理论和实验研究

南京航空学院 高德平 东方航空公司 李清红

【摘要】 本文对叶片受鸟撞击损伤的机理进行了理论和实验研究。开发了鸟撞击过程数值分析和叶片响应数值计算的软件系统，建立了鸟撞击模拟试验设备，进行了平板叶片的软体撞击试验。通过高速摄影，记录了叶片受软体撞击后的变形过程，为进一步研究叶片鸟撞击损伤问题打下基础。

一、前 言

飞鸟对飞行器的安全一直是一个巨大的威胁。据估计，全世界每年至少有 50 亿只候鸟选择机场作短暂的栖息之地。因此，飞行器要完全避免鸟撞击事故是不可能的。飞鸟吸入航空发动机是造成飞行事故的主要原因之一。据统计，从 1960 年至 1980 年间，约有 12 架次民航飞机因鸟吸入造成机毁人亡的重大飞行事故。世界各国都有因鸟吸入发动机造成巨大损失的事故。

鸟吸入航空发动机后，除进气气流产生扰动外，更严重的是鸟撞击了发动机叶片而造成的损伤和破坏。随着航空发动机技术的发展，风扇（或压气机）叶片设计得越来越薄，叶尖切线速度越来越高，叶片也越来越多地采用新材料，使性能与抗外物损伤强度的矛盾将更为突出。因此，开展叶片抗鸟撞击机理的研究对航空发动机的发展具有十分重要的意义。

二、飞鸟高速撞击动力学分析

鸟吸入航空发动机后，首先撞击的是第一级风扇（或压气机）叶片。由于转子高速旋转，鸟与叶片的相对速度至少在 200m/s 以上。为研究方便，可将鸟简化为均质、形状规则的模型，即所谓模拟鸟，撞击对象为刚性靶。在撞击的初始阶段，模拟鸟前沿质点接触刚性靶的速度（即撞击速度）突然降至零。在模拟鸟模型中将产生激波，如图 1 所示。波后质点保持静止，压力、密度、声速分别为 p_n 、 ρ_n 、 c_n ，材料的初始压力、密度、声速分别为 p_o 、 ρ_o 、 c_o ，初速为 u_o 。

动量守恒、质量守恒定理、材料本构方程分别为：

$$\rho \left[\frac{\partial u}{\partial t} + u \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right) \right] = - \frac{\partial p}{\partial x} \tag{1}$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + u \left(\frac{\partial \rho}{\partial x} \right) = - \rho \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right) \tag{2}$$

$$p = k_0 / n \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^n - 1 \right] \tag{3}$$

式中， k_0 、 n 为材料参数。模拟鸟的材数参数为^[1]：

$$k_0 = 2.756 \times 10^7, \quad n = 20$$

由以上方程可得：

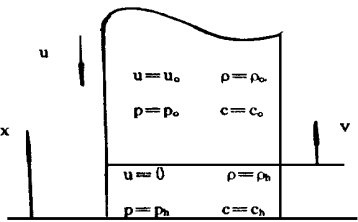


图 1 初始撞击瞬间的冲击波

$$u_0^2 \rho_0 / k_0 = \{2 [(\rho_h / \rho_0)^{n-1} - 1] (\rho_h / \rho_0 - 1)\} / (n-1) (\rho_h / \rho_0 + 1) \quad (4)$$

由式 (4) 求得密度 ρ_h , 代入本构方程 (3) 式, 可求得冲击压力。图 2 为不同撞击速度下冲击压力的计算结果和试验值。

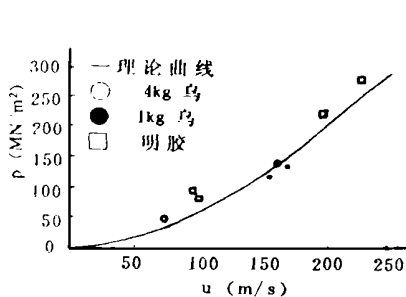


图2 不同撞击速度下的冲击压力

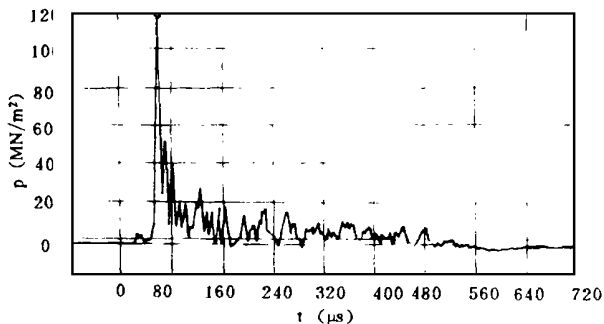


图3 实测的鸟撞击压力—时间曲线

从图中可以看出, 当撞击速度 200m/s 左右时, 产生的冲击波压力远远超过了模拟鸟的材料强度极限, 即当冲波传播时, 自由边界上巨大的压力差使鸟产生流变。因此, 鸟的高速撞击动力学特征为可压缩流体动力学。撞击速度为 160m/s 时实测的鸟撞击压力—时间曲线如图 3 所示。

三、结构响应分析和鸟撞击载荷建模

叶片的鸟撞击响应分析是一个大位移几何非线性和材料非线性的瞬态响应问题^[2]。小位移响应分析中所采用的应力应变概念对大位移分析已不能成立。必须定义所谓有限变形的应力应变概念。在计算中采用 Green—Lagrange 应变张量 ϵ_{ij}^* 和第二 Piola—Kirchhoff 应力张量 σ_{ij}^* 。这两个张量都是虚拟量, 它们仅随材料的变形而变化, 不受结构刚体运动的影响。有限变形的应力应变本构关系目前还不甚清楚, 为此 Bathe 提出了一个重要假设^[3]: 在大位移小应变问题中, 可以将第二 Piola—Kirchhoff 应力和 Green—Lagrange 应变直接应用到小变形问题的任何材料的本构关系中去。根据这一假设, 可以采用通用的有限元瞬态响应分析程序进行叶片鸟撞击响应分析。计算得到的应力、应变是虚拟量, 必须经过换算才能得到结构的真实应力和应变。

进行结构响应分析, 必须输入鸟撞击载荷。即使采用标准模拟鸟的鸟撞击载荷仍然是相当复杂的, 复杂的载荷模式势必给计算带来不必要的麻烦。因此需要进行结构响应对载荷的灵敏度分析^[4]。灵敏度分析的结果, 对鸟撞击载荷进行简化, 建立了一个简单、有效的鸟撞击载荷模型。灵敏度分析的内容有, 冲量、力—时间函数、点载荷与面载荷、加载位置、空间载荷分布等分析^[5,6]。根据上述分析的结果, 可以将复杂的鸟撞击载荷简化为图 4 所示的等冲量的压力载荷模式。根据鸟的质量和撞击速度, 就可以得到相应的鸟撞击载荷值。

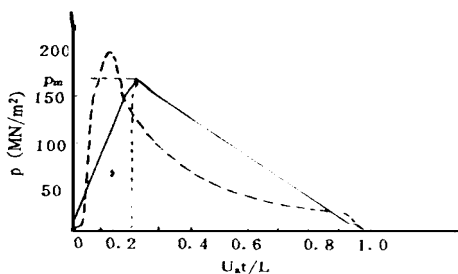


图4 简化的鸟撞击载荷模式

四、鸟撞击过程数值模拟

为了进一步探讨鸟撞击损伤机理，了解模拟鸟与结构耦合的瞬态变形过程，开发了一个高速冲击的数值分析软件。计算采用有限变形的第二 Polia- Kirchhoff 应力和 Green-Lagrange 应变及公式 (3) 进行。取 $t=0$ 时刻的构形为参考构形，对结构用三角形单元进行离散。据虚功原理，可得到高速撞击分析的有限元基本方程：

$$\dot{M}] \{\ddot{u}\} = \{F\}$$
 (5)

式中

$$\dot{M}] = \int_0 \rho_0 \dot{N}]^T \dot{N}] dv \quad , \quad \{F\} = \int_0 \dot{N}]^T \{\Phi\} ds + \int_0 \dot{N}]^T \{P\} dv - \int_0 \dot{B}]^T \{\sigma^*\} dv$$

式中 $\dot{N}]$ 为形函数矩阵， $\{\Phi\}$ 为面力向量， $\{P\}$ 为体力向量， $\dot{B}]$ 为应变与位移的关系矩阵。由方程 (5) 可以看到，有限元程序中没有形成刚度矩阵，大大地减少了计算非线性刚度矩阵的工作量和计算机内存。程序中还考虑了滑移、接触耦合计算的方法，有效地处理了撞

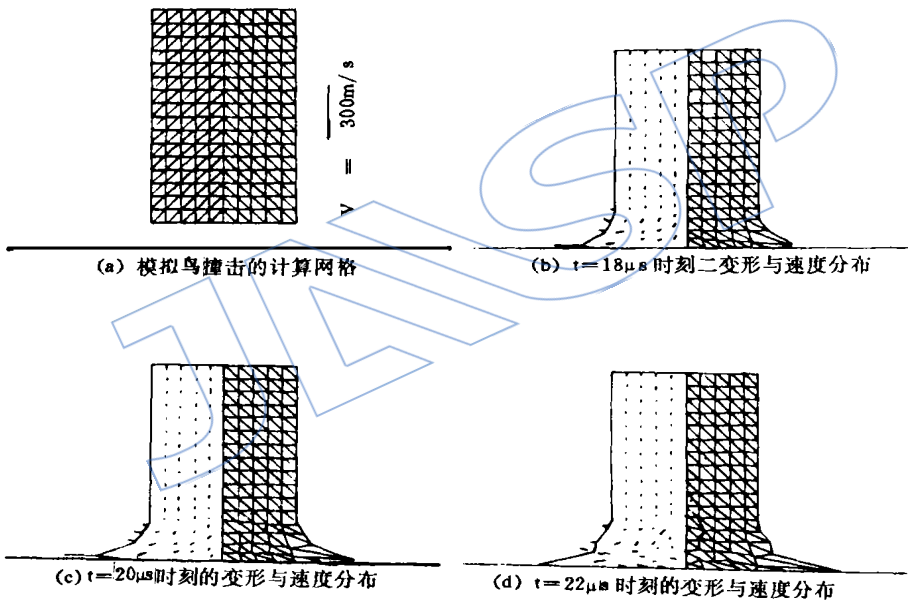


图 5 模拟鸟正撞击数值模拟计算结果

(a. 计算网格; b、c、d 分别为 $t=8\mu s$ 、 $t=20\mu s$ 、 $t=22\mu s$ 时刻的变形与速度分布)

击中的接触问题。图 5 表示了模拟鸟正撞击平板叶片的计算结果。计算表明，自由边界的松弛波使模拟鸟产生流变，侧面流的速度比初始冲击速度大 4- 5 倍。数值模拟计算又一次表明，鸟在高速撞击下呈现的可压缩流体的特征。

五、鸟撞击模拟试验

鸟撞击叶片的模拟试验在口径为 65mm 高压空气软体发射器上进行。模拟鸟由明胶制成。发射时将它装在圆形的金属弹托内。出膛后，弹托被截留在发射器出口的脱壳器内，仅模拟鸟射出炮口。其初速度可以在 300m/s 以内调节。采用高速摄影成功地记录了模拟鸟和肉鸟的高速撞击过程。图 6 为模拟鸟正撞击悬臂平板叶片的高速摄影照片，图 7 为肉鸟正撞击

悬臂平板叶片的高速摄影照片。以上两图中每两幅照片时间间隔均为0.13ms, 试验结果再次表明了鸟在高速撞击下的可压缩流体特性, 验证了理论分析的正确性。

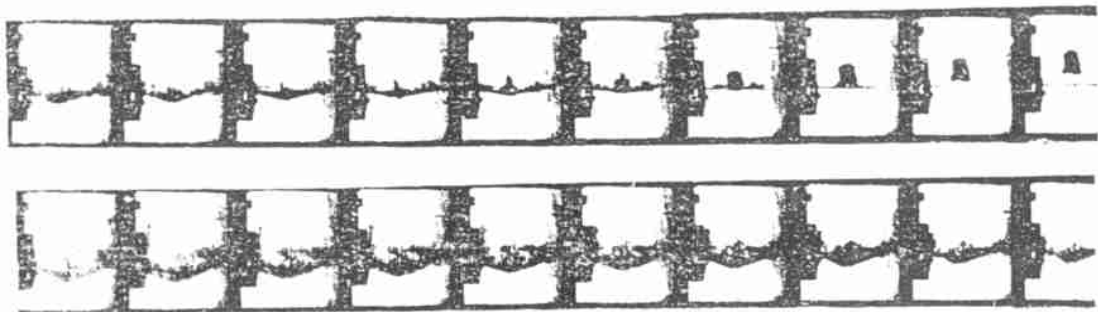


图 6 模拟鸟正撞击平板叶片高速摄影照片

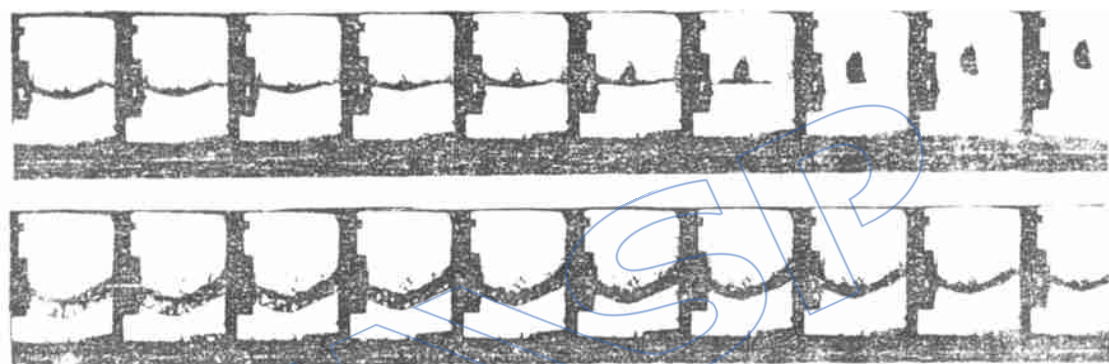


图 7 肉鸟正撞击平板叶片高速摄影照片

六、结 束 语

本文初步研究了鸟高速撞击的动力学机理, 揭示了鸟在高速撞击时呈现可压缩流体的动力学特性, 发展了鸟撞击过程数值模拟和叶片撞击瞬态响应分析的软件系统, 建立了鸟撞击模拟试验器, 并初步进行了叶片的鸟撞击试验。上述工作, 为进一步开展叶片鸟撞击问题的研究打下了良好的基础。

参 考 文 献

- [1] Storace, A. F., "Proceedings Conference and Training Workshop on Wildlife Hazards to Aircraft", AD- A148330, 1984.
- [2] Storace, A. F., "Foreign Object Impact Design Criteria", AD- A112447, 1982.
- [3] Bathe, H. J., "Finite Element Formulation for Large Deformation Dynamic Analysis", Int. J. for Num. Meth. in Eng., Vol. 9, 1975.
- [4] Bertke, R. S., "Response Sensitivity of Typical Aircraft Jet Engine Fan Blade- Like Structures to Bird Impact", AD- D119974, 1982.
- [5] Johnson, G. R., "Analysis of Elastic- Plastic Impact Involving Severe Distortions", Journal of Applied Mechanics, 1976.
- [6] 李清红, "叶片抗外物损伤机理的理论与实验研究", 南京航空学院博士论文, 1989 年。

ANALYTICAL AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF BIRD IMPACT ON BLADES

Gao Deping

(Nanjing Aeronautical Institute)

Li Qinghong

(China Eastern Airlines)

ABSTRACT

Investigation on blade damage by bird impact is of great importance in the development of modern aero-engines. The high-speed dynamics of the bird impact on blades has been studied analytically and experimentally. The response analysis of the bird impact on the blade is a geometrical and material non-linear, transient large-displacement problem. A program system for the non-linear transient response analysis has been developed and the loading characteristics of the bird impact are outlined. Based on the sensibility analysis of structural response to loading, a simple effective loading model of the bird impact is presented. A computer program of model analysis for the bird impact on blades is developed. The calculational results show that the bird impact on the blade at the velocity about 200m/s can be characterized as compressible fluid. The normal impact experiments with artificial birds have been completed, and the course of the bird impact was recorded by the high-speed photography. It is proved again that the bird colliding against the blade behaves like compressible fluid.

EFFECT OF INLET DISTORTION ON BLADE VIBRATION AND INLET DISTORTION TOLERANCE

Chen Qun, Du Shaohui, Li Wenlan

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

This paper examines the acceptability of inlet distortion from the angle of to the blade strength, and considers the influence of some inlet distortion patterns on the compressor blades vibration. An analytical method is provided. Meanwhile, the exciting forces of the circumferential distortion on the compressor blades and the blade responses to these forces are analyzed. The blade vibratory stresses caused by the distortion are calculated. The stress variation at different distortion levels is also investigated, and so the inlet distortion tolerance limit determined by the blade strength is discussed.